

WPŁYW ZMIANY GEOMETRII KOLEKTORA WYLOTU SPALIN NA DZIAŁANIE TURBINOWEGO SILNIKA ŚMIGŁOWCA

STEFAN FIJAŁKOWSKI

Politechnika Lubelska

Streszczenie

W celu ograniczenia nadmiernej emisji podczerwieni, w wojskowej technice śmigłowej stosuje się między innymi dwa rodzaje eżekcyjnych schładzaczy spalin odpływających z silników napędowych do otoczenia, a mianowicie: schładzacze integralne i schładzacze dobudowane. W obydwu przypadkach pojawia się wszakże potrzeba zmiany geometrii kanału wylotu spalin z postaci dyfuzora – co jest charakterystyczne dla silników śmigłowych, w postaci kanału zbieżnego, bowiem proces eżekcji chłodnego powietrza z otoczenia do wnętrza schładzacza wymaga obniżenia ciśnienia na wylocie z kanału kolektora poniżej poziomu ciśnienia otoczenia. Jednakże taka zmiana wpływa w określony sposób na działanie i osiągi silnika turbinowego, szczególnie z oddzielną turbiną napędową.

1. WPROWADZENIE W TEMATYKĘ PRACY

W śmigłowcach wojskowych – szczególnie pola walki istotne jest zagadnienie emisji podczerwieni przez bryłę śmigłowca i jego gazy spalinowe. Chodzi zarówno o natężenie emisji jak i o częstotliwość falową promieniowania. Natężenie powinno być minimalizowane, a częstotliwość falowa tak konstytuowana aby nie pokrywała się z zakresem częstotliwości działania detektorów pelengacyjnych.

Postulaty te w odniesieniu do promieniowania strumieni spalin w otoczeniu, można spełnić poprzez schładzanie i zmianę składu spalin [6], na ogół w schładzaczach mieszalnikowych typu eżekcyjnego. Mogą to być schładzacze integralne – których formy konstrukcyjne powstają na etapie projektowania, wkomponowane są w struktury brył śmigłowców i dostosowane do współdziałania z określonymi silnikami napędowymi (z uwzględnieniem skutków tego działania), lub schładzacze dobudowane, stosowane w śmigłowcach już istniejących, w których początkowo nie przewidziano schładzania spalin. Stąd pojawia się potrzeba zmiany geometrii kanału kolektora wylotu spalin, z geometrii dyfuzora na geometrię dyszy. Jednakże zamiana kanału dyfuzorowego w kanał dyszowy wpływa w określony sposób na działanie i osiągi turbinowego silnika napędowego śmigłowca, przystosowanego uprzednio do współdziałania z dyfuzorowym kolektorem wylotowym.

Bezprzeponowy, mieszalnikowy schładzacz spalin należy do grupy urządzeń eżekcyjnych [11], przy czym czynnikiem roboczym (zasysającym) są spaliny, a czynnikiem zasysanym – chłodne

powietrze w otoczeniu [8]. Takie rozwiązanie schładzania spalin pozwala odzyskać część energii „odpadowej” spalin opływających do otoczenia, wykorzystując ją do podwyższenia bezpieczeństwa lotu śmigłowca wojskowego.

Schładzanie spalin w schładzaczu bezprzeponowym (wymiana ciepła: gorące spaliny – chłodne powietrze) odbywa się poprzez bezpośredni kontakt obydwu czynników, połączony wg. [1], [11] z wymianą energii całkowitej i pędu pomiędzy czynnikami wskutek procesu mieszania obydwu gazów.

Zjawisko eżekcji w schładzaczu wywoływane jest natomiast rozprężaniem strumienia spalin w przyspieszającej części kanału kolektora, której wylot umieszczony jest w przestrzeni schładzacza [8].

Tak więc klasyczne rozwiązanie kolektora spalin w postaci dyfuzora sprężającego i wyhamowującego strumień spalin jest nieprzydatne w koncepcji bezprzeponowego schładzania spalin z eżekcją chłodnego powietrza czerpanego z otoczenia.

2. SFORMUŁOWANIE PROBLEMU BADAWCZEGO

W przypadku bezprzeponowego, eżekcyjnego schładzania spalin odpływających z silnika turbinowego śmigłowca, kanał kolektora powinien być zakończony częścią przyspieszającą strumień i rozprężającą spaliny poniżej ciśnienia otoczenia. Może to być osiągnięte wg. [11] w dyszy zbieżnej lub zbieżno – rozbieżnej. Do schładzania spalin silników śmigłowcowych najbardziej przydatne są dysze bieżne (zmniejszenie drgań układu i obniżenie poziomu hałasu).

Jednakże zastosowanie w części końcowej kolektora spalin tylko kanału rozprężającego w miejsce kanału sprężającego, spowodowałaby znaczne zmniejszenie stosunku ciśnień w turbinie napędowej, a tym samym zmniejszenie użytecznej pracy jednostkowej turbiny napędowej.

Aby zapobiec niepożądanym skutkom takiego rozwiązania należy zgodnie z [8], podzielić kanał przepływowy kolektora na część dyfuzorową i dyszową, w których realizowane są dwa różne procesy przekształcania składników energii całkowitej spalin (rys. 1).

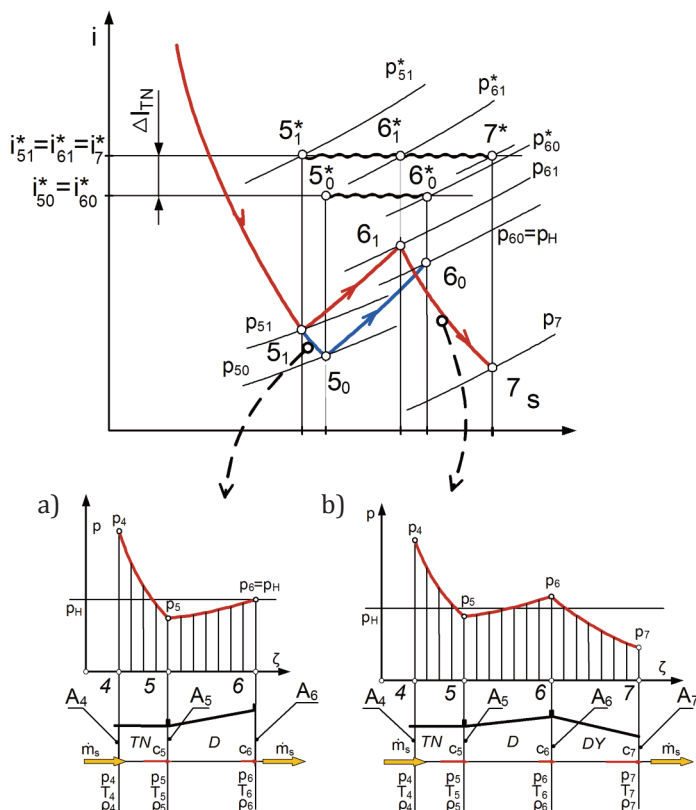
W pierwszej – dyfuzorowej położonej za wylotem spalin z turbiny napędowej silnika przebiega proces sprężania spalin z jednoczesnym zmniejszeniem prędkości strumienia, zaś w drugiej części, mającej kształt dyszy zbieżnej następuje przyspieszenie przepływu strumienia oraz rozprężanie spalin do ciśnień poniżej ciśnienia otoczenia.

A zatem układ kolektora – zgodnie z przedstawionymi wyżej uwagami – składa się ze skróconego kanału dyfuzorowego – D i dyszy zbieżnej – DY (poddźwiękowej), część dyfuzorowa kolektora w tym układzie służy dwóm celom a mianowicie:

- uzyskaniu stosunku ciśnień w turbinie napędowej o wartości zbliżonej do wartości jak w przypadku kolektora klasycznego,
- uzyskaniu ciśnienia statycznego przed dyszą zbieżną, niezbędnego do rozpędzenia spalin w dyszy i uzyskania zjawiska eżekcji chłodnego powietrza z otoczenia do wnętrza schładzacza spalin.

Zmodyfikowany kolektor współpracuje z zespołem turbin silnika składającym się z turbiny wytwornicowej TW i napędowej TN .

W podukładach TW i TN zachodzą procesy politropowe połączone z odprowadzaniem pracy od przepływających spalin, zaś w podukładach D i DY przebiegają procesy zbliżone do przemian izoenergetycznych, bez wykonywania pracy zewnętrznej. W zakresie quasi ustalonego działania strumienie spalin przepływające przez poszczególne podukłady (przedstawione na rys. 2) są niezmiennie i wynoszą \dot{m}_s .



Rys. 1. Przebieg procesów w trakcie przepływowym pomiędzy przekrojem za turbiną napędową i przekrojami końcowymi dwóch wariantów kanału kolektora. a) kolektor z kanałem dyfuzorowym, b) kolektor z kanałem dyfuzor – dysza. Punkty z indeksem – 0 oznaczają przebieg procesu w kolektorze klasycznym, z indeksem – 1 oznaczają przebieg procesu w kolektorze dyfuzor – dysza

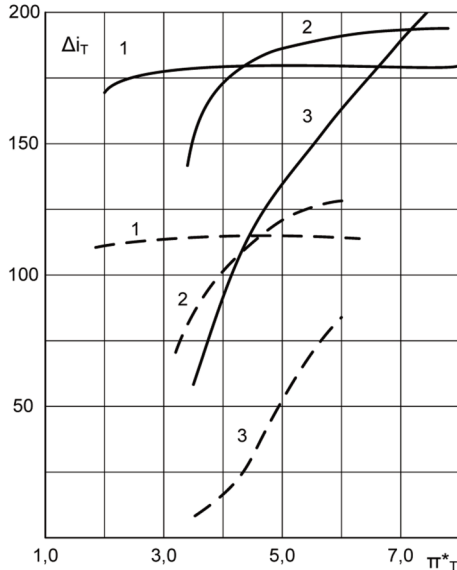
3. PRZESŁANKI DOTYCZĄCE WSPÓŁDZIAŁANIA TURBIN SILNIKÓW Z ODDZIELNYMI TURBINAMI NAPĘDOWYMI

Turbiny silnika śmigłowca: wytwornicowa i napędowa pomimo braku sprzężenia wspólnym wałem, tworzą zespół turbinowy posiadający cechy turbiny wielostopniowej [4], [6]. Niektóre z nich zilustrowano na rys. 2 i rys. 3.

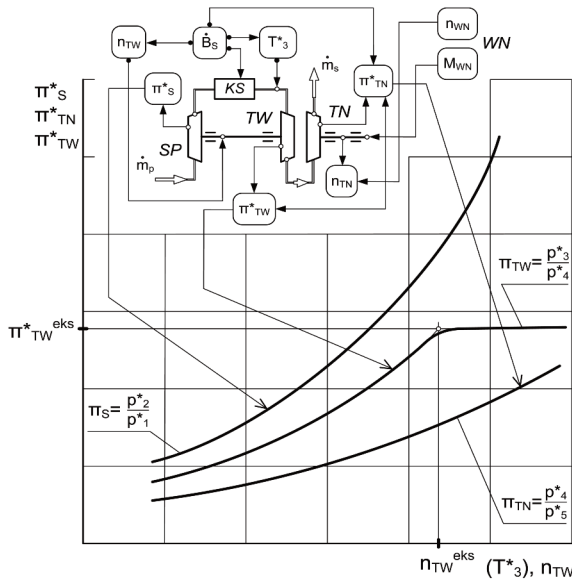
Z teorii i praktyki działania ciepłych turbin wielostopniowych wynikają spostrzeżenia istotne dla rozważanej problematyki a mianowicie:

- moc rozwijana przez zespół turbin zależy między innymi od geometrii kanału odprowadzającego spaliny do otoczenia, kanał dyfuzorowy obniża parametry termiczne spalin w przekroju za zespołem – zwiększa stosunek ciśnień statycznych i spiętrzenia w zespole, kanał w postaci dyszy działa odwrotnie.
- na eksploatacyjnych zakresach działania zespołu turbin składającego się z turbiny wytwornicowej i napędowej (układ zespołu występujący najczęściej w silnikach śmigłowcowych), zmiany stosunku ciśnień w zespole skutkują głównie zmianami stosunku ciśnień w stopniu ostatnim – napędowej, stąd stosunek ciśnień w stopniu wytwornicowym pozostaje prawie niezmienny pomimo zmian częstości obrotów zespołu wytwornicowego.

- współpracę turbiny wytwornicowej i turbiny napędowej w zespole turbin – na zakresach ustalonego działania – określa równość strumieni masy przepływających przez najmniejszy przekrój palisady dyskowej 1st. zespołu turbin (turbiny wytwornicowej) i przekroju wylotowego kanału kolektora spalin za turbiną napędową.



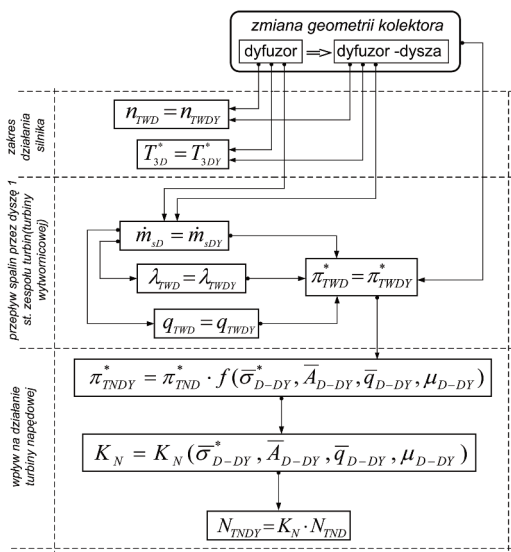
Rys. 2. Spadki entalpii na poszczególnych stopniach turbiny trójstopniowej w zależności od sumarycznego stosunku ciśnień dla całej turbiny, $n = 14800$ obr/min, linia ciągła – $T_g^* = 1300$ K, linia przerywana – $T_g^* = 810$ K [2]



Rys. 3. Schemat zmian stosunków ciśnień turbiny wytwornicowej i turbiny napędowej w zależności od zmian częstości obrotów turbiny wytwornicowej lub od zmian temperatury spiętrzania za komorą, wg [6]

4. MODEL WPLYWU ZMIANY GEOMETRII KANAŁU KOLEKTORA SPALIN NA DZIAŁANIE SILNIKA TURBINOWEGO ŚMIGŁOWCA

Badanie wpływu zmiany geometrii kolektora wypływu spalin na działanie turbinowego silnika śmigłowca przeprowadzono w ujęciu modelowym, zakładając hipotetycznie „modelową możliwość” zmiany geometrii kolektora w dowolnej chwili ekstremalnego manewru w locie śmigłowca. Takie podejście pozwala przebadac wpływ wspomnianej zmiany w chwilowym punkcie działania silnika (na identycznych zakresach działania). Ponadto w rozważaniach wzięto pod uwagę realia przepływów spalin w kanałach kolektorów wylotu spalin z silników śmigłowcowych tzn. przepływów podkrytycznych. Przyjęty tok postępowania zilustrowano na schemacie (rys. 4).



Rys. 4. Myślowy schemat do wstępnej analizy zagadnienia wpływu zmiany geometrii kolektora spalin na działanie turbinowego silnika śmigłowca

Za podstawę opisu modelu przyjęto układ równań ciągłości strumienia masy dla ustalonych warunków działania silnika oraz równania prac jednostkowych rozwijanych przez turbinę napędową po zmianie geometrii kolektora wylotowego.

Ogólna postać równania opisującego strumień masy w dowolnym przekroju traktu przepływowego spalin na zakresach ustalonego działania zgodnie z [5] jest następująca:

$$\dot{m}_i = A_i \cdot j_s \cdot \frac{P_{i-1}^* \cdot \sigma_i^*}{\sqrt{T_{i-1}^*}} \cdot q_i(\lambda_i), \quad (1)$$

gdzie: $j_s = \sqrt{\frac{k_s}{R_s} \left(\frac{2}{k_s + 1} \right)^{\frac{k_s + 1}{k_s - 1}}}$ – parametr natężenia przepływu $j_s = 0,0397$ dla $k_s = 1,3$;

$R_s = 287,4 \frac{J}{kg \cdot K}$; $q_i(\lambda_i) = \left(\frac{k_s + 1}{2} \right)^{\frac{1}{k_s - 1}} \cdot \lambda_i \cdot \left(1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \lambda_i^2 \right)^{\frac{1}{k_s - 1}}$ – względna gęstość strumienia

masy w i -tym przekroju; $\lambda_i = \frac{c_i}{\sqrt{\frac{2k_s}{k_s+1} R_s \cdot T_i^*}}$ – liczba Laval’a odniesiona do przepływu w i -tym

przekroju, i -liczby naturalne oznaczające kolejne charakterystyczne przekroje traktu.

Moce efektywne jakie można uzyskać w turbinie napędowej współpracującej z kolektorem w układzie dyfuzora i w układzie dyfuzor – dysza zbieżna opisują wg [6] równania:

- moc efektywna rozwijana przez turbinę TN współpracującą z dyfuzorem:

$$N_{TND} = \dot{m}_{sD} \frac{k_s \cdot R_s}{k_s - 1} \left[1 - \frac{1}{\left(\Pi_{TND}^* \right)^{\frac{k_s-1}{k_s}}} \right] \cdot \eta_{TND}^* , \quad (2)$$

- moc efektywna rozwijana przez turbinę napędową współpracującą z kanałem dyfuzor – dysza zbieżna:

$$N_{TNDY} = \dot{m}_{sDY} \frac{k_s \cdot R_s}{k_s - 1} \left[1 - \frac{1}{\left(\Pi_{TNDY}^* \right)^{\frac{k_s-1}{k_s}}} \right] \cdot \eta_{TNDY}^* , \quad (3)$$

gdzie:

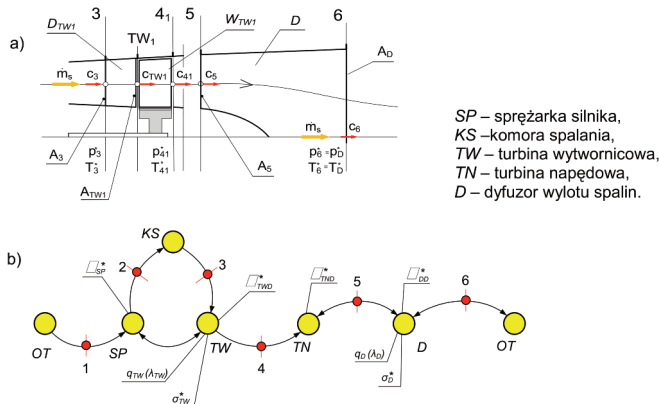
T_{sD}^* – izentropowa temperatura spiętrzenia spalin za turbiną napędową, współpracującą z dyfuzorem wylotu spalin,

T_{sDY}^* – izentropowa temperatura spiętrzenia spalin za turbiną napędową, współpracującą dyfuzorem i dyszą wylotową spalin,

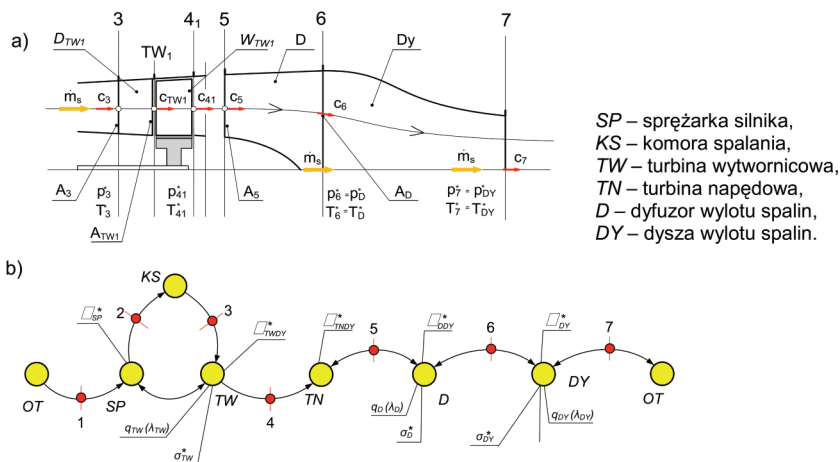
Π_{TND}^* – stosunek ciśnień w turbinie napędowej współpracującej z dyfuzorem,

Π_{TNDY}^* – stosunek ciśnień w turbinie napędowej współpracującej z układem dyfuzor – dysza.

4.1. Opis modelu wpływu zmiany geometrii kolektora wylotu spalin na działanie silnika napędowego śmigłowca



Rys. 5. Schemat do modelu współdziałania palisady dyszowej 1st. turbiny wytwornicowej z kolektorem w układzie dyfuzora, a) przekrój przez pierwszy stopień turbiny wytwornicowej i kolektora w układzie dyfuzora, b) graf współzależności zmian ciśnienia spiętrzenia w układzie silnik – kolektor



Rys. 6. Schemat do modelu współdziałania palisady dyszowej pierwszego stopnia turbiny wytornicowej z kolektorem w układzie dyfuzor – dysza zbieżna, a) przekrój przez pierwszy stopień turbiny wytornicowej i kolektor w układzie dyfuzor – dysza zbieżna, b) graf współzależność zmian ciśnienia spiętrzenia w układzie silnik – kolektor

Geometrie zespołu turbin i kolektora wylotowego spalin – klasycznego i zmodyfikowanego przedstawiono na rys. 5 i rys. 6. Na rysunkach przedstawiono również grafy obrazujące współzależność zmian ciśnień spiętrzenia w obydwu układach.

Ciągłość przepływu masy przez najmniejszy przekrój palisady dyszowej pierwszego stopnia zespołu turbin TW1 i przekrój wylotowy kolektora w formie dyfuzora (rys. 5), opisuje zgodnie z równaniem (1) zależność:

$$A_{TW1} \cdot \frac{p_3^* \cdot \sigma_{TW1}^*}{\sqrt{T_3^*}} \cdot q_{TW1}(\lambda_{TW1}) = A_D \cdot \frac{p_5^* \cdot \sigma_D^* \cdot \mu_D}{\sqrt{T_5^*}} \cdot q_D(\lambda_D), \quad (4)$$

gdzie: μ_D – współczynnik strat prędkości w dyfuzorze, pozostałe oznaczenia jak na rys. 5.

Politropowy przebieg rozprężania spalin w zespole turbin TW + TN implikuje związek ciśnień spiętrzenia z temperaturami spiętrzenia w przekrojach 3 i 5 (rys. 5) o postaci:

$$\frac{p_3^*}{p_5^*} \sqrt{\frac{T_5^*}{T_3^*}} = \left(\frac{p_3^*}{p_5^*} \right)^{\frac{n_{st}+1}{2n_{st}}} = \left(\Pi_{TD}^* \right)^{\frac{n_{st}+1}{2n_{st}}}, \quad (5)$$

gdzie: Π_{TD}^* – stosunek ciśnień w zespole turbin współdziałającym z kolektorem w postaci dyfuzora, $n_{st} = 1,28 - 129$ – wykładnik politropy rozprężania [4], [5].

Związek (5) uwzględniony w równaniu (4), pozwala uzyskać zależność opisującą względną gęstość strumienia masy w przekroju minimalnym palisady dyszowej pierwszego stopnia zespołu turbin (1st. turbiny wytornicowej):

$$q_{TW1}(\lambda_{TW1}) = \frac{\sigma_D^* \cdot \mu_D \cdot A_D \cdot q_D(\lambda_D)}{\sigma_{TW1}^* \cdot A_{TW1} \cdot \left(\Pi_{TD}^* \right)^{\frac{n_{st}+1}{2n_{st}}}}, \quad (6)$$

gdzie: $\sigma_D^* = 0,93 - 0,97$, $\sigma_{TW1}^* = 0,97$ – współczynniki spadku ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze i minimalnym przekroju palisady dyszowej 1st. turbiny TW [5].

Równanie to jest rozwiązywalne przy znajomości wielkości Π_D^* oraz wartości stosunku powierzchni przekrojów A_D i A_{TW1} . Stosunek powierzchni przekrojów zależy od geometrii traktu przepływowego silnika i kolektora, zaś stosunek ciśnień spiętrzenia Π_{TD}^* od zakresu działania silnika.

W wyniku przeprowadzonego oszacowania wielkości występujących w równaniu (6) należy stwierdzić, że w badanych zakresach działania silnika np. PZL-10W wartości q_{TW1} spełniają relację: $q_{TW1}(\lambda_{TW1}) < 1$, co oznacza, że przepływ spalin w palisadzie dyszowej jest podkrytyczny, chociaż w niektórych zakresach działania silnika może zbliżać się do jedności.

Stosunek ciśnień w zespole turbin opisany iloczynem:

$$\Pi_{TD}^* = \Pi_{TWD}^* \cdot \Pi_{TND}^*, \quad (7)$$

może być wyrażony z równania związku sprężu sprężarki ze stosunkami ciśnień spiętrzenia w poszczególnych przestrzeniach traktu przepływowego układu silnik – dyfuzor.

Równanie to jest następujące:

$$\Pi_{SP}^* = \frac{1}{\sigma_{wl}} \cdot \Pi_{TWD}^* \cdot \Pi_{TND}^* \cdot \Pi_{DD}^*, \quad (8)$$

gdzie oznaczenia symboli we wzorze jak na rys. 5b.

Ocenę współdziałania silnika z kolektorem w formie dyfuzor – dysza zbieżna (rys.6), przeprowadzono również przy założeniu podkrytycznego przepływu spalin w układzie kanałów kolektora (w minimalnym przekroju dyszy zbieżnej).

Współdziałanie silnika z takim kolektorem na zakresach ustalonych określone jest również ciągłością przepływu masy, w tym przypadku zgodnie z [5] przez najmniejszy przekrój palisady dyszowej 1-stopnia zespołu turbin i najmniejszego przekroju dyszy zbieżnej.

Schemat geometrii zmodyfikowanego kolektora w formie dyfuzor – dysza zbieżna przedstawiono na rys. 6, łącznie z grafem współzależności zmian ciśnienia spiętrzenia.

Ciągłość przepływu masy w tym układzie, podobnie jak w poprzednim przypadku opisana jest równością:

$$A_{TW1} \cdot \frac{p_3^* \cdot \sigma_{TW1}^*}{\sqrt{T_3^*}} \cdot q_{TW1}(\lambda_{TW1}) = A_{DY} \cdot \frac{p_6^* \cdot \sigma_{DY}^* \cdot \mu_{DY}}{\sqrt{T_6^*}} \cdot q_{DY}(\lambda_{DY}). \quad (9)$$

Związek ciśnień spiętrzenia z temperaturami spiętrzenia w przekrojach 3 i 6 wynika z przemiany rozprężania politropowego w zespole turbin, a także z właściwości przemian izoenergetycznych w dyfuzorze i dyszy. Związek ten wyraża zależność:

$$\frac{p_3^*}{p_6^*} \sqrt{\frac{T_6^*}{T_3^*}} = \left(\Pi_{TDY}^* \right)^{\frac{n_{sr}+1}{2n_{sr}}} \cdot \left(\frac{p_5^*}{p_6^*} \right). \quad (10)$$

Stosunek ciśnień spiętrzenia w zespole turbin i jego związek ze sprężem sprężarki, w tym przypadku przepływu opisane są zależnościami:

$$\Pi_{TDY}^* = \Pi_{TWDY}^* \cdot \Pi_{TNDY}^*, \quad (11)$$

$$\Pi_{SP}^* = \frac{1}{\sigma_{wl}} \cdot \Pi_{TWDY}^* \cdot \Pi_{TNDY}^* \cdot \Pi_{DDY}^* \cdot \Pi_{DY}^*, \quad (12)$$

gdzie oznaczenia symboli we wzorze jak na rys 6b.

Po uwzględnieniu związku (10) w równaniu (9) otrzymano równanie opisujące zachowanie się stosunku ciśnień w zespole turbin, współpracującym ze zmodyfikowanym kolektorem w formie dyfuzor – dysza zbieżna. Jest ono następujące:

$$\Pi_{TDY}^* = \Pi_{TWDY}^* \cdot \Pi_{TNDY}^* = \left[\frac{A_{DY} \cdot \mu_{DY} \cdot \sigma_{DY}^* \cdot q_{DY}(\lambda_{DY})}{A_{TW1} \cdot \sigma_{TW1}^* \cdot q_{TW1}(\lambda_{TW1})} \cdot \left(\frac{p_6^*}{p_5^*} \right)_{DY} \right]^{\frac{2n_{st}}{n_{st}+1}}, \quad (13)$$

przy czym stosunek ciśnień p_6^* i p_5^* spełnia relację:

$$\frac{p_6^*}{p_5^*} = \sigma_6^*, \quad (14)$$

gdzie: $\sigma_6^* = 0,93 - 0,97$ – współczynnik zmniejszenia ciśnienia spiętrzenia [3].

Równanie (13) jest istotne w modelu wpływu zmiany geometrii kolektora wylotowego spalin na działanie turbinowego silnika śmigłowca.

Spostrzeżenia przedstawione w pkt. 3 usprawiedliwiają założenie dotyczące wpływu zmiany struktury geometrycznej kanału kolektora wylotu spalin tylko na działanie ostatniego stopnia zespołu turbin – turbiny napędowej silnika śmigłowca, co oznacza, że wpływ wspomnianej zmiany na działanie turbiny wytwornicowej jest niewielki i może być pominięty (pierwszy stopień tej turbiny jest jednocześnie pierwszym stopniem zespołu turbin).

Tak więc w określonych warunkach działania silnika (sprężarki i zespołu turbin), po zmianie geometrii kanału kolektora z formy dyfuzora w formę dyfuzor – dysza zbieżna, stosunek ciśnienia spiętrzenia w turbinie wytwornicowej praktycznie nie ulega zmianie.

A zatem słuszna jest równość:

$$\Pi_{TWDY}^* = \Pi_{TWD}^*, \quad (15)$$

z jednoczesnym spełnieniem następujących warunków:

$$n_{TWDY} = n_{TWD} = n_{TW}, \quad (16)$$

$$T_{3DY}^* = T_{3D}^* = T_3^*, \quad (17)$$

co zgodne jest z przyjętym sposobem modelowania (rys. 4).

Równość stosunków ciśnienia spiętrzenia w powiązaniu z identycznością warunków działania zespołu wytwornicy i komory spalania – w obydwu rozpatrywanych układach geometrii kanału kolektora – implikują następujące równości:

$$\lambda_{TW1DY} = \lambda_{TW1D} = \lambda_{TW1}, \quad (18)$$

$$q_{TW1DY} = q_{TW1D} = \frac{\sigma_D^* \cdot \mu_D \cdot A_D \cdot q_D(\lambda_D)}{\sigma_{TW1}^* \cdot A_{TW1} \cdot \left(\Pi_{TD}^* \right)^{\frac{n_{st}+1}{2n_{st}}}}, \quad (19)$$

a także równości strumieni mas w trakcie przepływowym silnika.

$$\dot{m}_{sDY} = \dot{m}_{sD} = \dot{m}_s \quad (20)$$

Uwzględniając związki (15) i (19) w równaniu (13) otrzymuje się zależność opisującą stosunek ciśnień spiętrzenia w turbinie napędowej po zmianie geometrii kanału kolektora w postaci:

$$\Pi_{TWDY}^* = \frac{\Pi_{TD}^*}{\Pi_{TWD}^*} \left[\frac{\sigma_{DY}^* \cdot \mu_{DY} \cdot A_{DY} \cdot q_{DY}(\lambda_{DY})}{\sigma_D^* \cdot \mu_D \cdot A_D \cdot q_D(\lambda_D)} \sigma_6^* \right]^{\frac{2n_{st}}{n_{st}+1}} \quad (21)$$

gdzie:

$$\lambda_{DY} = \frac{c_{DY}}{\sqrt{\frac{2k_s}{k_s+1} R_s \cdot T_{DY}^*}} - \text{liczba Laval'a w przekroju wylotowym dyszy,}$$

$$\lambda_D = \frac{c_D}{\sqrt{\frac{2k_s}{k_s+1} R_s \cdot T_D^*}} - \text{liczba Laval'a w przekroju wylotowym dyfuzora,}$$

c_{DY}, c_D – prędkości spalin w przekroju wylotowym kolektora odpowiednio w układzie dyfuzor – dysza i w układzie z dyfuzorem,

T_{DY}^*, T_D^* – temperatury spiętrzenia spalin w przekroju wylotowym kolektora odpowiednio w układzie dyfuzor – dysza i w układzie z dyfuzorem.

Wielkości mocy efektywnych na wale turbiny napędowej w obydwu przypadkach geometrii kanału kolektora wylotu spalin opisano biorąc pod uwagę równania (1) i (2), a także zgodnie

z [3], [4] niewielką zależność wielkości wykładnika $\frac{2n_{st}}{n_{st}+1}$ od sprawności zespołu turbin

i sprawności turbiny napędowej (w przedziale zmian $\eta_T^* = 0,85 - 0,9$ zmiana wykładnika nie przekracza $\pm 0,01$) oraz relacją $\eta_{TND}^* \cong \eta_{TNDY}^* = \eta_{TN}^*$, wynikającą z równości (16).

Zależności wyrażające moce efektywne turbiny napędowej w obydwu rozważanych przypadkach kolektorów opisane są wzorami (2) i (3) przy założeniu równości $\dot{m}_{sD} = \dot{m}_{sDY} = \dot{m}_s$.

W celu oceny wpływu zmiany geometrii kanału kolektora wylotu spalin na moc efektywną rozwijaną przez turbinę napędową wprowadzono wielkość K_N zdefiniowaną równaniem:

$$K_N = \frac{N_{TDY}}{N_{TND}} = f(\bar{\sigma}_{D-DY}^*, \bar{A}_{D-DY}^*, \bar{q}_{D-DY}^*, \bar{\mu}_{D-DY}^*). \quad (22)$$

Liczba Laval'a odnosząca się do strumienia spalin wypływających z dyszy pierwszego stopnia turbiny wytwornicowej opisana jest formułą:

$$\lambda_{TW} = \frac{c_{TW}}{\sqrt{\frac{2k_s}{k_s+1} R_s \cdot T_3^*}}, \quad (23)$$

przy czym bezwzględną prędkość wypływu spalin z dyszy wyraża równanie:

$$c_{TW} = \phi \sqrt{2(1 - \rho_{TW1}) \frac{k_s}{k_s - 1} R_s \cdot T_3^* \left(1 - \frac{T_{41}}{T_3^*} \right)}. \quad (24)$$

Tak więc biorąc pod uwagę podstawowe równanie ciągłości przepływu, parametry spiętrzenia spalin przed wlotem do dyszy, a także ogólny wzór (5), strumień masy w przekroju wylotowym dyszy opisuje zależność:

$$\dot{m}_s = j_s \cdot \frac{P_3^* \cdot \sigma_{TW}^*}{\sqrt{T_3^*}} \cdot q_{TW}(\lambda_{TW}). \quad (25)$$

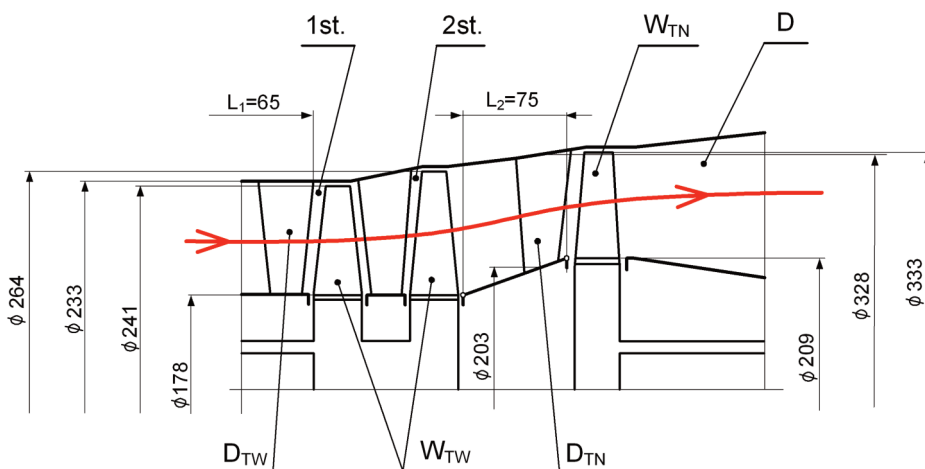
Wzór (25) został wykorzystany wcześniej w pkt. do opisu współdziałania turbiny napędowej z dyszą wylotową spalin.

5. OCENA ZMIAN OSIĄGÓW SOLNIKA TURBINOWEGO PO ZMIANIE GEOMETRII KOLEKTORA WYLOTOWEGO SPALIN

Wpływ zmiany geometrii kanału kolektora wylotu spalin na działanie silnika turbinowego przebadano na przykładzie silnika PZL-10W służącego do napędu śmigłowca PZL-W3 Sokół. Badania przeprowadzono biorąc pod uwagę działanie silnika w ekstremalnych manewrach lotnych śmigłowca takich jak: szybkie rozpędzanie z zawisu, wyskok do góry z zawisu, lot nad przeszkodami, hamowanie z nawrotem i slalom w poziomie [9].

5.1. Geometria i wymiary fragmentu traktu przepływowego w strefie turbin silnika PZL-10W

Na rys. 7. przedstawiono geometrię i wymiary strefy turbin silnika PZL-10W, zaś na rys. 8. geometrię kanałów międzyłopatkowych palisady dyszowej pierwszego stopnia turbiny wytwornicowej wspomnianego silnika.



Rys. 7. Rzeczywiste wymiary fragmentu traktu przepływowego w strefie turbin silnika PZL-10W, D_{TW} – palisada dyszowa turbiny wytwornicowej, W_{TW} – dwie palisady wirnicowe turbiny wytwornicowej, D_{TN} – palisada dyszowa turbiny napędowej, W_{TN} – palisada wirnicowa turbiny napędowej, D – dyfuzor wylotowy

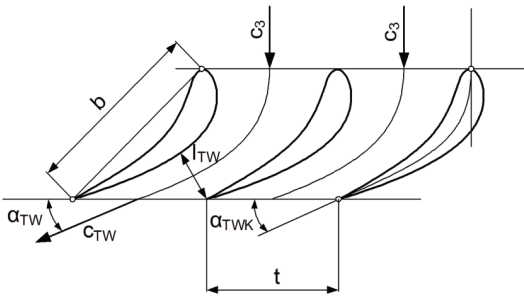
Minimalna powierzchnia kanałów międzyłopatkowych palisady dyszowej, pierwszego stopnia turbiny wytwornicowej opisana jest wzorem:

$$A_{TW} = h_{TW} \cdot l_{TW} \cdot z_D, \quad (26)$$

przy czym wymiar poprzeczny kanału wynosi:

$$l_{TW} = t \cdot \sin \alpha_{TW}, \quad (27)$$

gdzie oznaczenia jak na rys. 7.



Geometria palisady dyszowej 1st. turbiny wytwornicowej

Nazwa	Ozn.	Wartość	Jedn.
podziałka	t	40	[mm]
cięciwa	b	54	[mm]
liczba łopatek	z _D	19	[-]
wys. łopatek	h _{TW}	54	[mm]
kąt	α _{TWK}	24	[°]
kąt	α _{TW}	22	[°]

Rys. 8. Geometria kanałów palisady dyszowej pierwszego stopnia turbiny wytwornicowej silnika PZL-10W. Geometrię odtworzono na podstawie pomiarów rzeczywistej palisady dyszowej

Minimalna powierzchnia kanałów międzyłopatkowych palisady dyszowej, pierwszego stopnia turbiny wytwornicowej opisana jest wzorem:

$$A_{TW} = h_{TW} \cdot l_{TW} \cdot z_D, \tag{26}$$

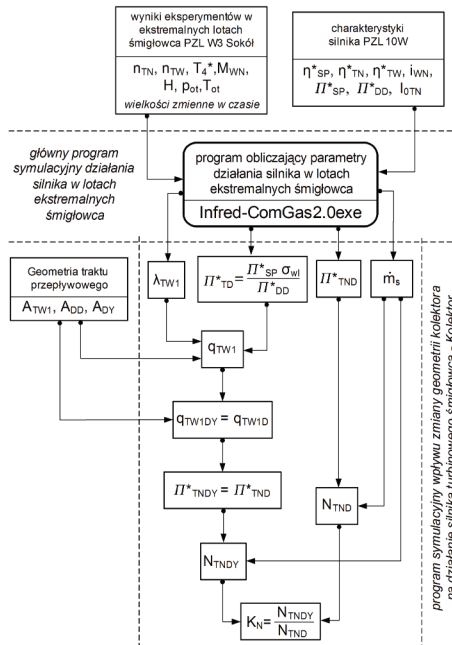
przy czym wymiar poprzeczny kanału wynosi:

$$l_{TW} = t \cdot \sin \alpha_{TW}, \tag{27}$$

gdzie oznaczenia jak na rys. 7.

5.2. Symulacja komputerowa badanego zagadnienia

Ocenę istotności wpływu zmiany układu kolektora wylotu spalin na działanie silnika śmigłowca przeprowadzono na drodze symulacji komputerowej.

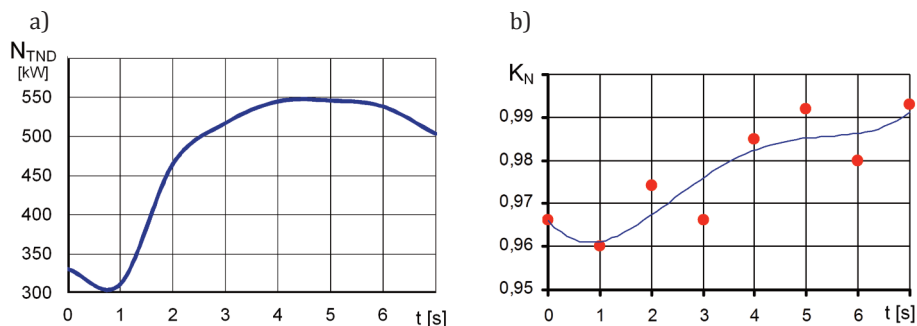


Rys. 9. Schemat blokowy programu symulacji komputerowej wpływu zmiany układu kolektora wylotu spalin na działanie silnika śmigłowca sprzężonego z programem Infred-ComGas2.0exe

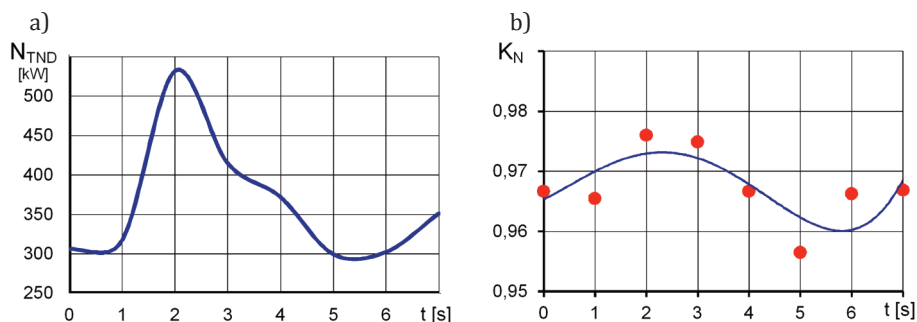
W tym celu do istniejącego w Politechnice Lubelskiej programu obliczeń symulacyjnych działania turbinowego działania śmigłowca w lotach ekstremalnych Infred-ComGas2.0.exe [7] wprowadzono dodatkowy blok obliczeniowy w postaci podprogramu Kolektor, zapisany również w języku Fortran. Sprzężenia obydwu programów przedstawiono na rys. 9. Symulację obliczeniową przeprowadzono w warunkach wspomnianych wcześniej manewrów w lotach ekstremalnych śmigłowca PZL-W3 Sokół, z wykorzystaniem charakterystyk silnika [10].

6. WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH ZAGADNIENIA

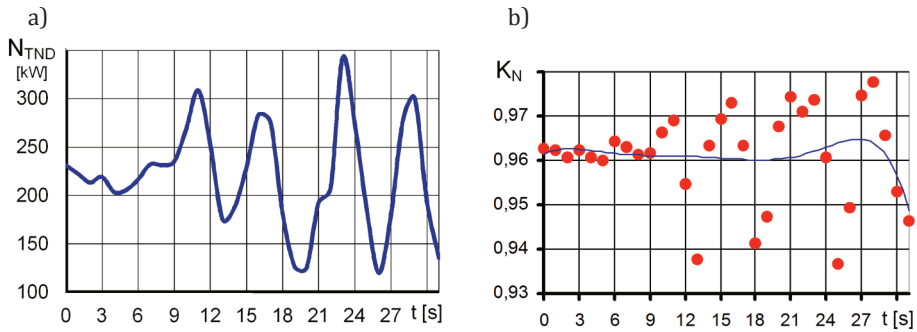
Wyniki badań przedmiotowego zagadnienia zilustrowano na wykresach (rys. 10 – rys. 14). Na każdym z rysunków zamieszczono komplet dwóch wykresów, wykresu zmian mocy efektywnej turbiny napędowej silnika PZL-10W, współdziałającego z istniejącym kolektorem spalin w formie dyfuzora w zależności od czasu wykonywania określonego manewru lotnego przez śmigłowiec PZL-W3 Sokół oraz wykresu zmian w czasie wielkości K_N określającej skutek zmiany układu kolektora w formę dyfuzor – dysza zbieżna.



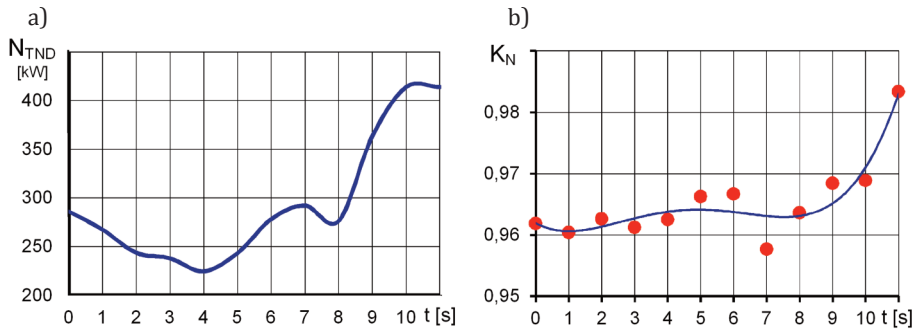
Rys. 10. Wyniki obliczeń symulacyjnych: a) mocy efektywnej turbiny napędowej N_{TND} (z kolektorem w formie dyfuzora), b) wielkości K_N charakteryzującej wpływ zmiany układu kolektora na moc efektywną turbiny napędowej. Wyniki dotyczą poszczególnych chwil czasu w manewrze szybkie rozpędzenie z zawisu



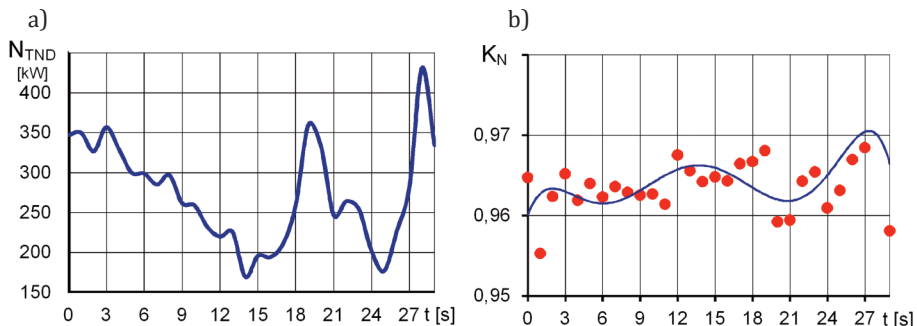
Rys. 11. Wyniki obliczeń symulacyjnych: a) mocy efektywnej turbiny napędowej N_{TND} (z kolektorem w formie dyfuzora), b) wielkości K_N charakteryzującej wpływ zmiany układu kolektora na moc efektywną turbiny napędowej. Wyniki dotyczą poszczególnych chwil czasu w manewrze wyskok do góry z zawisu



Rys. 12. Wyniki obliczeń symulacyjnych: a) mocy efektywnej turbiny napędowej N_{TND} (z kolektorem w formie dyfuzora), b) wielkości K_N charakteryzującej wpływ zmiany układu kolektora na moc efektywną turbiny napędowej. Wyniki dotyczą poszczególnych chwil czasu w manewrze lot nad przeszkodami

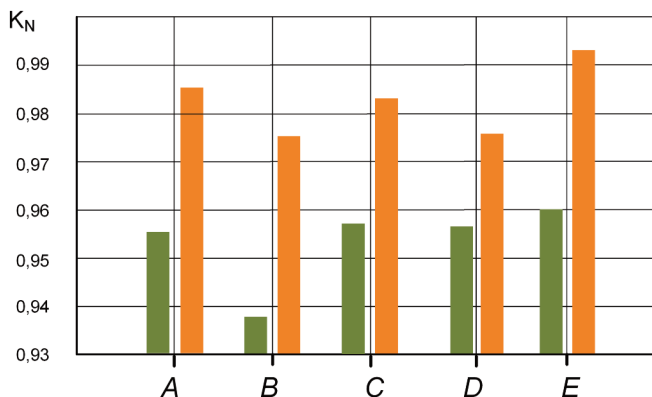


Rys. 13. Wyniki obliczeń symulacyjnych: a) mocy efektywnej turbiny napędowej N_{TND} (z kolektorem w formie dyfuzora), b) wielkości K_N charakteryzującej wpływ zmiany układu kolektora na moc efektywną turbiny napędowej. Wyniki dotyczą poszczególnych chwil czasu w manewrze hamowanie z nawrotem



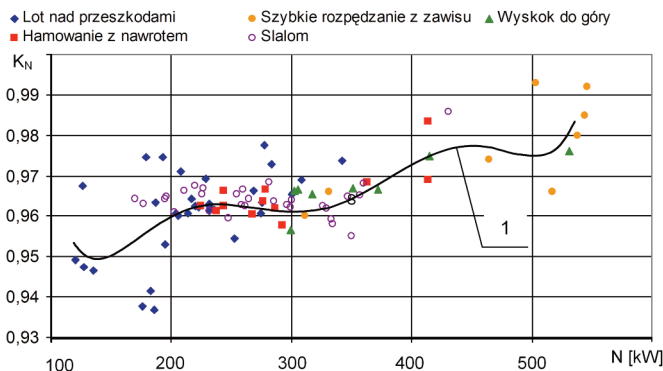
Rys. 14. Wyniki obliczeń symulacyjnych: a) mocy efektywnej turbiny napędowej N_{TND} (z kolektorem w formie dyfuzora), b) wielkości K_N charakteryzującej wpływ zmiany układu kolektora na moc efektywną turbiny napędowej. Wyniki dotyczą poszczególnych chwil czasu w manewrze ślalom w poziomie

Na rys. 15 przedstawiono diagram ilustrujący minimalne i maksymalne wartości wielkości K_N w poszczególnych manewrach lotnych śmigłowca PZL-W3 Sokół.



Rys. 15. Diagram ilustrujący minimalne i maksymalne wartości wielkości K_N w poszczególnych manewrach lotnych śmigłowca PZL W3 Sokół. A – manewr szybkie rozpędzanie z zawisu, B – manewr wyskok do góry z zawisu, C – manewr lot nad przeszkodami, D – manewr hamowanie z nawrotem, E – manewr ślalom w poziomie

Na rys. 16 przedstawiono wykres ilustrujący zmiany wielkości K_N w zależności od mocy efektywnej rozwijanej przez turbinę napędową silnika PZL-10W współdziałającego z kolektorem spalin w formie dyfuzora.



Rys. 16. Wykres ilustrujący zmiany wielkości K_N w zależności od mocy efektywnej rozwijanej przez turbinę napędową silnika PZL-10W współdziałającego z kolektorem spalin w formie dyfuzora

Proponowana zależność opisująca związek wielkości K_N z mocą efektywną turbiny napędowej silnika PZL-10W współpracującego z kolektorem spalin w formie dyfuzora ma postać:

$$K_N = 10^{-33} \cdot N^6 - 3 \cdot 10^{-27} \cdot N^5 + 2 \cdot 10^{-21} \cdot N^4 - 8 \cdot 10^{-16} \cdot N^3 + 2 \cdot 10^{-10} \cdot N^2 + -2 \cdot 10^{-0,5} \cdot N + 1,7627 \quad (28)$$

gdzie:

$N = N_{TND}$ – moc efektywna turbiny napędowej silnika PZL-10W współpracującego z kolektorem spalin w formie dyfuzora.

7. PODSUMOWANIE

Z przedstawionych rozważań i obliczeń symulacyjnych wynikają spostrzeżenia:

1. Moc turbiny napędowej – utożsamiana z mocą użyteczną silnika po zmianie geometrii kanału kolektora ulega obniżeniu. Zmiany te opisane wielkością K_N wahają się przy badanych manewrach w granicach 0,94 – 0,99 mocy rozwijanej przez silnik współpracujący z klasycznym kolektorem (dyfuzor).
2. Na przedstawionych wykresach obserwuje się tendencję do podwyższania wartości K_N przy wzroście mocy rozwijanej przez silnik z klasycznym kolektorem.
3. Przedstawione wyniki wskazują na celowość stosowania dwuetapowego przekształcania energii w kanałach kolektora wylotu spalin przystosowanego do współdziałania ze schładzaczem eżekcyjnym.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Abramowicz G. N.: *Tieorija turbulentnych struj*, Izd. Fizyko – Matematycznej Literatury, Moskwa, 1960.
- [2] Chołszczewnikow K. W.: *Tieorija i rasczet awiacjonnych łopatocznych maszin*, Izd. Maszinstrojenije, Moskwa, 1970.
- [3] Dzierżanowski P. i inni: *Turbinowe silniki odrzutowe*, WKŁ, Warszawa, 1983.
- [4] Dzierżanowski P. i inni: *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, WKŁ, Warszawa, 1985.
- [5] Gajewski T., Lesikiewicz A., Szymaniuk R.: *Przepływowe silniki odrzutowe*, WNT, Warszawa, 1973.
- [6] Fijałkowski S.: *Model działania schładzacza spalin silnika turbinowego w ekstremalnych lotach śmigłowca, Część 1. Identyfikacja współdziałania bezprzeponowego schładzacza spalin z silnikiem turbinowym śmigłowca*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 194-195, Warszawa, 2008.
- [7] Fijałkowski S., Wójcik P.: *Model działania schładzacza spalin silnika turbinowego w ekstremalnych lotach śmigłowca, Część 2. Symulacja działania schładzacza spalin w ekstremalnych warunkach lotu śmigłowca*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 194-195, Warszawa, 2008.
- [8] Fijałkowski S.: *Analiza emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie na podstawie badań eksperymentalnych*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 211, Warszawa, 2011.
- [9] *Materiały dotyczące badań śmigłowca PZL W-3A Sokół w lotach NOE*, Opracowanie PZL Świdnik S.A.
- [10] *Silnik turbinowy typ PZL-10W. Zbiór charakterystyk silnikowych*, WSK Rzeszów.
- [11] Sokołow J., Zinger N. M.: *Strummienice*, WNT, Warszawa, 1965.

STEFAN FIJAŁKOWSKI

THE IMPACT OF THE CHANGE IN THE GEOMETRY OF AN EXHAUST GAS OUTLET MANIFOLD ON THE OPERATION OF A HELICOPTER TURBINE ENGINE

Abstract

To reduce excessive infrared radiation, a military helicopter technology resorts to two types of ejection-based coolers to cool exhaust gas that goes out of an engine to the environment, i.e. integrated coolers and built-in coolers. Thus, it is necessary to change the geometry of the exhaust gas output duct from a diffuser as typical of helicopter engines for a convergent duct since ejecting cool air coming from the environment into the cooler requires the pressure at the outlet of the manifold duct to be lowered below ambient pressure. Such a change, however, influences in a certain way the operation and performance of a turbine engine, especially the one with a separate turbine.