

Wyznaczanie parametrów i osiągnięć silników śmigłowych oraz śmigłowcowych w przypadku modyfikacji przez zmianę temperatury spalin

W artykule zaprezentowano kompleksową analizę powszechnie stosowanej metody zmiany osiągnięć lotniczych silników śmigłowych i śmigłowcowych z wolną turbiną napędową. Przedstawiono opisy metody analitycznej oraz numerycznej oceny parametrów i geometrii zespołów turbin. Podano zasadnicze sposoby zmiany przepustowości wieńców dyszowych turbin oraz ich wpływ na osiągnięcia silników. Metody obliczeń zweryfikowano rezultatami badań eksperymentalnych przeprowadzonych w WSK „PZL-Rzeszów” S.A.

Słowa kluczowe: lotnicze silniki turbinowe, modyfikacja

Determination of performance and parameters for turboprop and turboshaft engine for modification through change of gas temperature before turbine

The article presents the analysis of a commonly used performance modification method for turboprop and turboshaft engines with a free power turbine. The description of analytical and numerical methods of evaluation for a change of parameters and geometry of turbine assemblies are presented. There are also given the basic methods of changing throat area of turbine nozzle guide vanes and its influence on engine performance. The calculation methods are verified by experimental tests run by WSK “PZL-Rzeszów” S.A.

Key words: aircraft turbine engine, modification

1. Wprowadzenie

Praktyka projektowania wykazuje, iż rozwój lotniczych silników turbinowych może przebiegać dwukierunkowo: kierunek pierwszy związany jest z opracowaniem tzw. silników bazowych – określających pojawienie się nowej generacji, zaś kierunek drugi obejmuje modernizację i modyfikację, zasadniczą przyczyną opracowania silników bazowych jest dążenie do poprawy efektywności działania śmigłowca lub samolotu przez skokowe zwiększenie mocy (ciągu) przy jednoczesnym obniżeniu kosztów jednostkowych. Warunki konieczne takich działań stanowią: znaczący rozwój nauki i przemysłu oraz dysponowanie istotnymi udoskonaleniami podwyższającymi zasadniczo poziom techniczny silników. Należy tu podkreślić, że koszty opracowania konstrukcji silników nowej generacji są coraz większe i w zależności od typu, złożoności struktury oraz stopnia nowoczesności zawierają się w granicach od kilkuset milionów do powyżej 1,9 miliarda USD [5, 6], a zasadniczą ich część stanowią koszty opracowania wytwornicy spalin. Pomimo ogromnych kosztów opracowania silników nowej generacji, również takie konstrukcje ulegają starzeniu, a zapobieżenie temu procesowi i utrzymanie konkurencyjności wyrobu wymaga ciągłego udoskonalania zespołu napędowego. Zagadnienia udoskonalania realizuje się praktycznie drogą opracowywania modyfikacji w oparciu o silnik bazowy z zachowaniem maksymalnego stopnia unifikacji części oraz okresowego tworzenia (w przybliżeniu co 10 lat) nowych typów bazowych silników.

Należy zauważyć, iż przodujące firmy o światowej renomie zasadniczo obniżają koszty opracowania silników bazowych uzyskując poprzez budowę silników różnych typów w oparciu o wspólną wytwornicę spalin (rys. 1).

1. Introduction

The designing practice shows that a development of aircraft turbine engines might be two-way: the first one is connected with so-called base engines which determine the new generation of engines, and the second one deals with modernization and modification. The main reason for developing the base engines is to improve the efficiency of a helicopter or an aircraft functioning through the stroke thrust or power increase and, at the same time, the decrease of unit costs.

The conditions necessary for such activities are the development of science and industry and significant improvements which increase the technical level of engines. It is worth emphasizing that the costs of developing the engine construction of a new generation are bigger and bigger depending on the type, complexity of structure and the degree of novelty which ranges from hundreds of millions to above 1.9 billion USD [5, 6], and the main part of the cost accounts for the development of gas generator. In spite of huge costs of new generation engines development, also the constructions are getting older, and to stop this process, and to be competitive the improvements of a power unit are required. The matter of improvement is practically resolved by making modifications on the ground of base engine while maintaining maximal degree of parts unification and periodical creating (ca. every 10 years) new types of base engines.

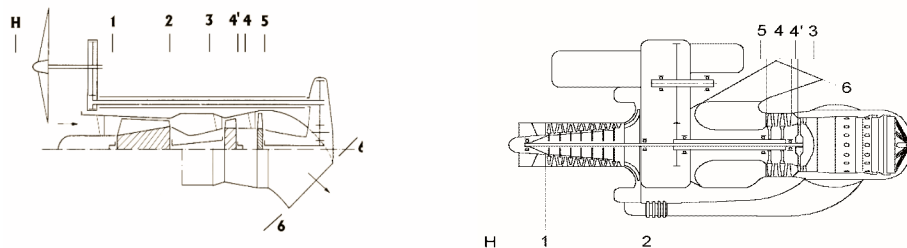
It is worth mentioning that the leading world companies cut the costs while developing the base engine by constructing the engines of different types with common gas generator.

In modification the main improvements of the base engine are saved. The next changes developed during the transitional period between two successive generations are in-

W modyfikacji zachowuje się zasadnicze udoskonalenia silnika bazowego, wprowadzając sukcesywnie kolejne, opracowane w okresie przejściowym pomiędzy dwiema kolejnymi generacjami. Takie postępowanie umożliwia znaczące zmniejszenie czasu i kosztów opracowania, nie wymusza skokowej zmiany poziomu technicznego, zapewniając ewolucyjny rozwój między generacjami.

2. Zmiana temperatury spalin przed turbiną

Z analizy osiągnięć turbinowego silnika śmigłowego i śmigłowcowego z wolną turbiną napędową wynika, że ze wzrostem temperatury spalin przed turbiną wytwornicy T_3^* (i związaną z nią temperaturą spalin przed turbiną napędową T_4^* – oznaczenia na rys. 2) przy ustalonym sprężu sprężarki, moc efektywna na wale wyjściowym wzrasta, a jednostkowe efektywne zużycie paliwa zmniejsza się [4]. Zasadniczy wpływ, jaki wywiera na osiągnię silników turbinowych temperatura spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy T_3^* (parametr obiegu na równi ze sprężem silnika) spowodował, że ta metoda modyfikacji jest szczególnie często stosowana przez konstruktorów napędów śmigłowych i śmigłowcowych, zarówno w przypadku wzrostu jak i obniżenia osiągnięć. Ilustruje to zaczerpnięty z pracy Skworcowa [10] rys. 3, na



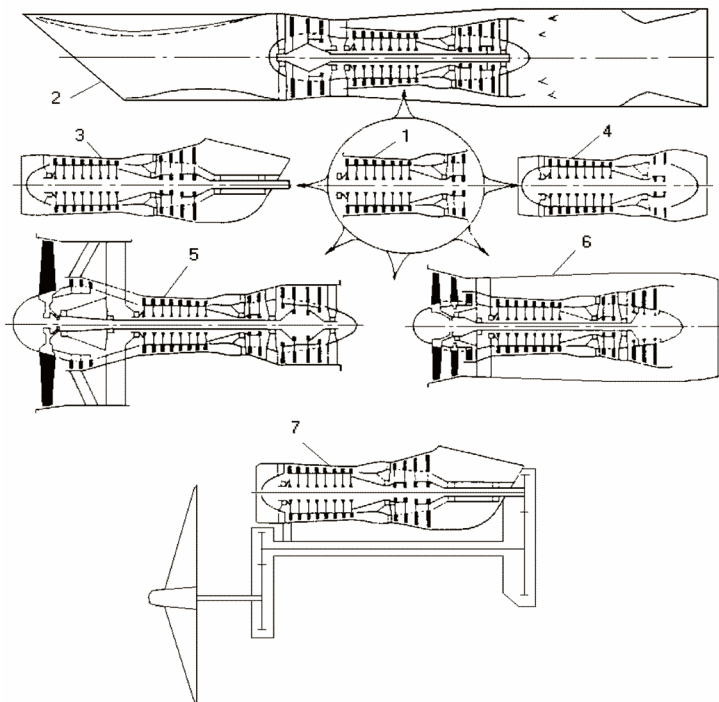
Rys. 1. Schemat tworzenia rodziny silników bazowych różnych typów zbudowanych w oparciu o wspólną wytwornicę gazów nowej generacji; 1 – wytwornica spalin, 2 – silnik dwuprzepływowy z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem, 3 – silnik śmigłowiec z wolną turbiną napędową, 4 – jednoprzepływowy silnik odrzutowy bez dopalania, 5 – silnik dwuprzepływowy z oddzielnymi wylotami z obu kanałów, 6 – silnik dwuprzepływowy z mieszalnikiem strumieni, 7 – silnik śmigłowiec z wolną turbiną napędową

Fig. 1. Diagram base engine creating of different types constructed on the basis of a new generation gas generator; 1 – gas generator, 2 – turbofan engine with jet mixer and afterburner, 3 – turboshaft engine with power turbine, 4 – turbojet-propelled engine without after-burning, 5 – turbofan engine with separate exhaust from both ducts, 6 – turbofan engine with jet mixer, 7 – turboprop engine with free power turbine

produced gradually. Such action enables for decreasing costs and time and does not enforce the pitch change of the technical level, and it causes the evolutionary development between generations.

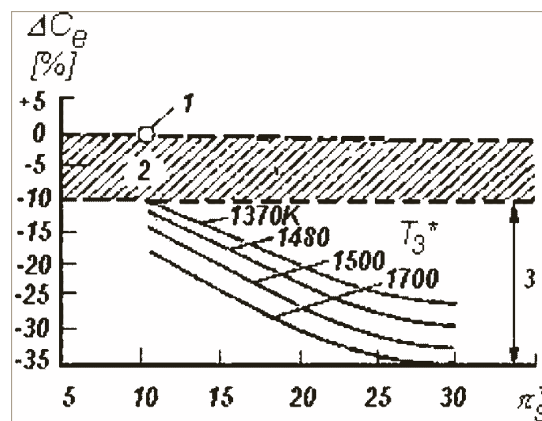
2. Change of gas temperature before turbine

From the analysis of performance of turboprop and turboshaft engines with free power turbine it is assumed that with the increase of combustion gas temperature before gas generator turbine T_3^* (and connected with it temperature of gas before power turbine T_4^* ; Fig. 2), with the established compression ratio of the compressor, the effective power on the output shaft increases and the shaft power specific fuel consumption decreases [4]. The significant influence



rys. 2. Rysunek techniczny przedstawiający przekroje kontrolne turbopropu i turboshaftu

Fig. 2. Designation of control planes of turboprop and turboshaft engine



Rys. 3. Przebieg zmian wartości w punktach procentowych jednostkowego efektywnego zużycia paliwa od sprężu sprężarki i temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową; 1 – silnik bazowy, 2 – poprawa sprawności zespołów wirnikowych, 3 – zwiększenie wartości parametrów obiegu

Fig. 3. The course of changes of the shaft power specific fuel consumption versus the pressure ratio of the compressor for different values of total temperature of gas before gas generator turbine 1 – base engine, 2 – improvement of assemblies efficiency, 3 – increase of cycle parameters

którym porównano efektywność różnych metod modyfikacji w odniesieniu do zmiany wartości jednostkowego efektywnego zużycia paliwa C_e silnika śmigłowego lub śmigłowcowego z wolną turbiną napędową. Nie bez znaczenia jest też fakt stosunkowo niewielkich kosztów realizacji modyfikacji tego typu.

Brak publikacji dotyczących zagadnień badań teoretycznych modyfikacji osiógów przez zmianę temperatury spalin przed turbiną sprężarki, spowodowały konieczność opracowania własnej metody postępowania, umożliwiającej obliczanie parametrów termodynamicznych i geometrycznych zespołów modyfikowanego silnika z zadowalającą dokładnością dla praktyki inżynierskiej. W celu rozwiązania tego – z praktycznego punktu widzenia – zasadniczego zadania, opracowano odpowiednie metody numeryczne i analityczne.

2.1. Metoda numeryczna

Według szczegółowej analizy przebiegu parametrów silnika śmigłowcowego oraz śmigłowego z wolną turbiną napędową, przedstawionej w pracach [1, 2], przy zachowaniu stałej wartości zredukowanej prędkości obrotowej pędni $n_{sr} = idem$, temperaturę spalin przed turbiną wytwornicy można podwyższyć poprzez zmniejszenie pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny napędowej oraz zwiększenie pola powierzchni przekroju minimalnego przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy (tab. 1).

Dla wyznaczenia wartości zmian pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny napędowej $\Delta(F_{WD})_{TN}$ oraz pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy $\Delta(F_{WD})_{TS}$, wykorzystuje się fakt, że zazwyczaj dla prędkości obrotowej pędni w punkcie obliczeniowym silników śmigłowych i śmigłowcowych z wolną turbiną napędową liczby Laval’a $(\lambda_{WD})_{TN} \equiv \lambda_{ITS} > 0,9$, co pozwala na wykorzystanie w obliczeniach odpowiednich kryteriów zachowania przepływu krytycznego w tych wieńcach [6].

W tabeli 2 zestawiono kryteria zachowania przepływu krytycznego w wieńcach dyszowych turbin silnika śmigłowcowego PZL-10W oraz śmigłowego TWD-10B, wykorzystane w obliczeniach trzech sposobów zmiany temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicy, przy stałej wartości prędkości obrotowej pędni wytwornicy $(n_{sr})_{dp} = (n_{sr})_{obl} = idem$.

Wykorzystanie w obliczeniach numerycznych wyszczególnionych w tabeli 2 kryteriów przepływu w wieńcach dyszowych turbin, umożliwia jednoznaczne wyznaczenie parametrów silnika zmodyfikowanego $(p_{im}^*, T_{im}^*, P_{TSm}^*,$

of stagnation temperature of combustion gas at compressor turbine inlet T_3^* (parameter of circulation equal with the engine compressor ratio) on the performance of turbine engines caused that this method of modification is frequently used by the constructors of turboprop and turboshaft drives both in case of increase and decrease of the performance. It is illustrated in Fig. 3 [10] by Skworcow. In this figure the efficacy of different methods of modification with the respect to the value change of the specific fuel consumption C_e of turboprop and turboshaft engines with the free power turbine was compared. The fact of small costs of modification of this type is also important.

The lack of publications on the theoretical research of performance modification by the change of gas temperature before the compressor turbine resulted in the self way of method development which would enable to calculate thermo-dynamical parameters and the geometrical of assemblies for modifying engines with the satisfactory accuracy for engineering practice. In order to solve this problem the numerical and analytical methods were developed.

2.1. Numerical method

According to the detailed analysis of the course of parameters of turboprop and turboshaft engine with the free power turbine presented in the papers [1, 2], when the value of the corrected rotational speed of turbocompressor $n_{sr} = idem$ is kept constant, the temperature of gas before gasifier turbine can be increased by the decrease of the minimal section area of the nozzle guide vanes of power turbine and the increase of the minimal section area of nozzle rim of a gasifier turbine (Table 1).

In order to determine the change of minimal section area of nozzle guide vanes of a power turbine $\Delta(F_{WD})_{TN}$ and minimal section area of the nozzle rim of a gasifier turbine $\Delta(F_{WD})_{TS}$, one takes advantage of the fact that usually for shafting-line speeds, at the design point of turboprop and turboshaft engines with free power turbine Laval numbers $(\lambda_{WD})_{TN} \equiv \lambda_{ITS} > 0.9$

Tabela 1. Wpływ zmian przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny wytwornicy $(F_{WD})_{TS}$ oraz napędowej $(F_{WD})_{TN}$ na wybrane parametry silnika śmigłowcowego i śmigłowego

Table 1. Influence of changes of minimal section area of nozzle rim of gas generator turbine $(F_{WD})_{TS}$ and minimal section area of nozzle rim for power turbine $(F_{WD})_{TN}$ on the chosen parameters of turboprop and turboshaft engine

Pole przekroju minimalnego/ Minimal section area	Kierunek zmiany/ Change direction	Parametr/Parameter									
		α_1	T_3^*	T_4^*	π_{TN}^*	π_{TS}^*	N_{eTN}	G_{1zr}	π_s^*	$\frac{\pi_s^*}{G_{1zr}}$	
$(F_{WD})_{TN}$	↑	↓	↓	↓	↓	↑	↓	↑ lub/or idem	↓	↓	
	↓	↓	↑	↑	↑	↓	↑	↓ lub/or idem	↑	↑	
$(F_{WD})_{TS}$	↑	↑	↑	↑	↑	↓	↑	↑ lub/or idem	↓	↓	
	↓	↓	↓	↓	↓	↑	↓	↓ lub/or idem	↑	↑	

Tabela 2. Kryteria zachowania przepływu krytycznego w wieńcach dyszowych turbin silników PZL-10W oraz TWD-10B (dla $n_{scr} = 92,1\%$)
 Table 2. Criteria of retaining of critical flow in nozzle guide vanes of turbines for PZL-10W and TWD-10B engines (for $n_{scr} = 92.1\%$)

Formuła kryterium/ Criterion formula	Sposób modyfikacji/ Method of modification			Wartość w punkcie obliczeniowym/ Design point value	Jednostka/ Unit
	$(F_{WD})_{TN} = \text{idem}$ $(F_{WD})_{TS} = \text{var}$	$(F_{WD})_{TN} = \text{var}$ $(F_{WD})_{TS} = \text{idem}$	$(F_{WD})_{TN} = \text{var}$ $(F_{WD})_{TS} = \text{var}$		
$\bar{A}_{TN} = \frac{(G_{WD})_{TN} \sqrt{T_4^*}}{(F_{WD})_{TN} P_4} = \text{idem}$	Nie	Tak	Tak	$3,826 \cdot 10^{-2}$	$\frac{\text{kg} \cdot \sqrt{\text{K}}}{\text{s} \cdot \text{N}}$
$A_{TS} = \frac{(G_{WD})_{TS} \sqrt{T_3^*}}{P_3} = \text{idem}$	Nie	Tak	Nie	$2,133 \cdot 10^{-4}$	$\frac{\text{kg} \cdot \sqrt{\text{K}}}{\text{s} \cdot \text{Pa}}$
$A_{TN} = \frac{(G_{WD})_{TN} \sqrt{T_4^*}}{P_4} = \text{idem}$	Tak	Nie	Nie	$5,931 \cdot 10^{-4}$	$\frac{\text{kg} \cdot \sqrt{\text{K}}}{\text{s} \cdot \text{Pa}}$
$\bar{A}_{TS} = \frac{(G_{WD})_{TS} \sqrt{T_3^*}}{(F_{WD})_{TS} P_3} = \text{idem}$	Tak	Nie	Tak	$2,601 \cdot 10^{-2}$	$\frac{\text{kg} \cdot \sqrt{\text{K}}}{\text{s} \cdot \text{N}}$

p_{TN}^* , N_{Sm} , N_{TSm} , N_{TNm} , N_{em} , G_{im} , C_{em} , itd.). Parametry te stanowią rozwiązanie nieliniowego układu równań algebraicznych, opisujących współpracę poszczególnych zespołów silnika, wchodzących w skład algorytmu obliczeń wykonywanego w programie OST. Algorytm obliczeń programu OST w wersji służącej do wyznaczenia punktów linii współpracy S-TS, przedstawiono szczegółowo w pracy [7].

2.2. Metoda analityczna

W metodzie analitycznej wykorzystuje się równania zachowania w odniesieniu do czynnika realizującego obieg cieplny silnika. Dla uproszczenia zapisu równań zachowania, wprowadza się funkcje gazodynamiczne [8] ciśnienia $\pi(\lambda)$ i temperatury $\tau(\lambda)$.

Analizując wpływ zmiany temperatury spiętrzenia spalin w przekroju wyjściowym komory spalania $T_3^* \equiv T_{0TS}^*$ na osiągi silnika śmigłowego lub śmigłowcowego z wolną turbiną napędową, łatwo zauważyć, że łączna moc obydwu turbin: sprężarki oraz napędowej jest sumą:

$$(1)$$

Z drugiej strony, przyjmuje się, że: $(G_{WD})_{TS} = (G_{WD})_{TN}$, wówczas

$$N_T = (G_{WD})_{TS} C'_p (T_{0TS}^* - T_{2TN}^*) \quad (2)$$

Natomiast, łączny rozpręż spalin w turbinie sprężarki i napędowej opisuje relacja:

$$\pi_T^* = \pi_{TS}^* \pi_{TN}^* = \frac{P_{0TS}^*}{P_{2TN}^*} \equiv \frac{P_3^*}{P_5^*} \quad (3)$$

Wprowadzając do analizy funkcję gazodynamiczną ciśnienia:

$$\pi(\lambda_{2iz}) = \frac{1}{\pi_T^*} \quad (4)$$

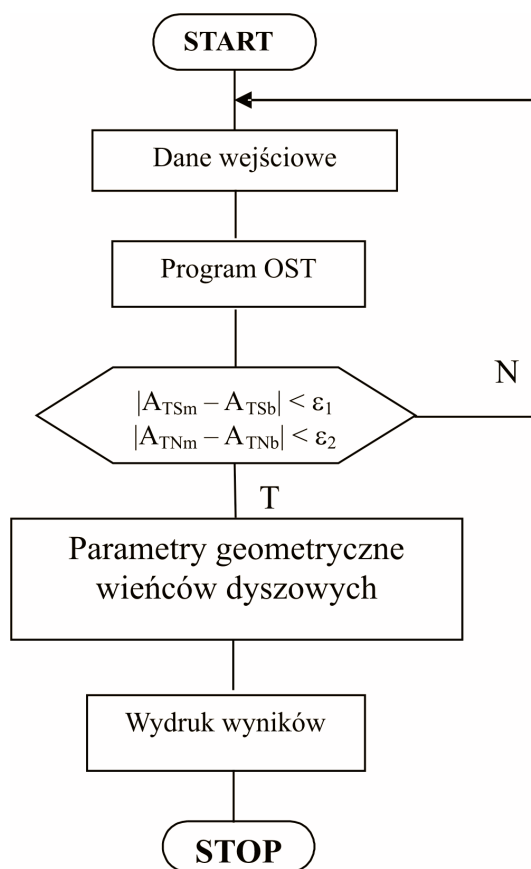
oraz funkcję gazodynamiczną temperatury:

$$\tau(\lambda_{2iz}) = \pi(\lambda_{2iz})^{\frac{k'}{k'-1}} \quad (5)$$

równanie (2) można zapisać następująco:

which enables to use in calculations the criteria of retaining the critical flow for these rims [6].

Table 2 shows the criterions of retaining of critical flow in nozzle rims of turbines of PZL-10W turboshaft engine and TWD-10B turboprop engine where correlated and used for calculations of three different changes of total temperature of gas before the gasifier turbine at the constant value of a shafting-line rotational speed $(n_{scr})_{dp} = (n_{scr})_{obl} = \text{idem}$.



Rys. 4. Uproszczony schemat blokowy obliczeń metodą numeryczną
 Fig. 4. Simplified block diagram with the use of numerical method

$$N_T = (G_{WD})_{TS} C'_p T_{0TS}^* [1 - \tau(\lambda_{2iz}) \eta_T^*] \quad (6)$$

W relacji powyższej przez η_T^* oznaczono sprawność izentropową rozprężania w turbinach:

$$\eta_T^* = \frac{T_{0TS}^* - T_{2TN}^*}{T_{0TS}^* - T_{2izTN}^*} \quad (7)$$

gdzie: T_{0TS}^* – temperatura spiętrzenia spalin na wyjściu do turbiny sprężarki, $T_{2TN}^* \equiv T_5^*$ – temperatura spiętrzenia spalin na wyjściu z turbiny napędowej.

Umowną wartość liczby Laval’a odpowiadającą izentropowemu rozprężaniu od ciśnienia spiętrzenia spalin $p_{0TS}^* \equiv p_0^*$ na wlocie turbiny sprężarki do ciśnienia spiętrzenia $p_2^* \equiv p_{2TN}^* \equiv p_5^*$ na wyjściu z turbiny napędowej (rys. 5) określa zależność:

$$(8)$$

Uwzględniając relacje (1) i (6) dla turbin silnika bazowego można zapisać

$$N_{Tb} = N_{TSb} + N_{TNb} \quad (9)$$

oraz

$$N_{TSb} + N_{TNb} = (G_{WD})_{TSb} C'_p T_{0TSb}^* [1 - \tau(\lambda_{2iz})_b \eta_{Tb}^*] \quad (10)$$

Zwiększając temperaturę spiętrzenia spalin przed turbiną sprężarki silnika zmodyfikowanego o wartość ΔT_{0TSm}^* , można napisać

$$T_{0Tsm}^* = T_{0TSb}^* + \Delta T_{0Tsm}^* \quad (11)$$

Zachowując następnie wartości prędkości obrotowych turbin $n_{Tsm} = n_{TSb}$ oraz $n_{TNm} = n_{TNb}$, a zatem sprężu sprężarki $\pi_{sm}^* = \pi_{sb}^*$ i sprawności sprężarki $\eta_{sm}^* = \eta_{sb}^*$, moc turbiny wytwornicowej nie ulega zmianie:

$$N_{Tsm} = N_{TSb} \quad (12)$$

bowiem przy założeniu $\pi_{om}^* = \pi_{ob}^*$ oraz $\eta_{Tsm}^* = \eta_{TSb}^*$, wartość rozprężu π_{Tsm}^* maleje (tab. 1).

Równocześnie przyrost temperatury spiętrzenia spalin na wlocie do turbiny sprężarki ΔT_{0Tsm}^* powoduje przyrost mocy turbiny napędowej silnika zmodyfikowanego o wartość ΔN_{TNm}

$$N_{TNm} = N_{TNb} + \Delta N_{TNm} \quad (13)$$

Mając na uwadze zależności ogólne (1) i (6) dla turbin silnika zmodyfikowanego, po uwzględnieniu relacji (12) oraz (13), uzyskuje się

$$N_{TSb} + N_{TNb} + \Delta N_{TNm} =$$

$$= (G_{WD})_{Tsm} C'_{pm} (T_{0TSb}^* + \Delta T_{0Tsm}^*) [1 - \tau(\lambda_{2iz})_m \eta_{Tm}^*] \quad (14)$$

Po podzieleniu stronami równań (14) i (10) oraz dodatkowych założeniach:

$$\tau(\lambda_{2iz})_m \eta_{Tm}^* = \tau(\lambda_{2iz})_b \eta_{Tb}^* \quad (15)$$

The use of the above criteria of flow in nozzle guide vanes in numerical method enables for a unique determination of parameters of the modified engine ($p_{im}^*, T_{im}^*, p_{Tsm}^*, p_{TNm}^*, N_{Sm}, N_{Tsm}, N_{TNm}, N_{em}, G_{im}, C_{em}$, etc). These parameters are the solution of non-linear system of algebraic equations which describe the cooperation of engine assemblies which are the part of algorithm calculation in OST program. The calculation algorithm of OST program in the version to determine the points of cooperating line S-TS was presented in a detailed way in the work [7].

2.2. Analytical method

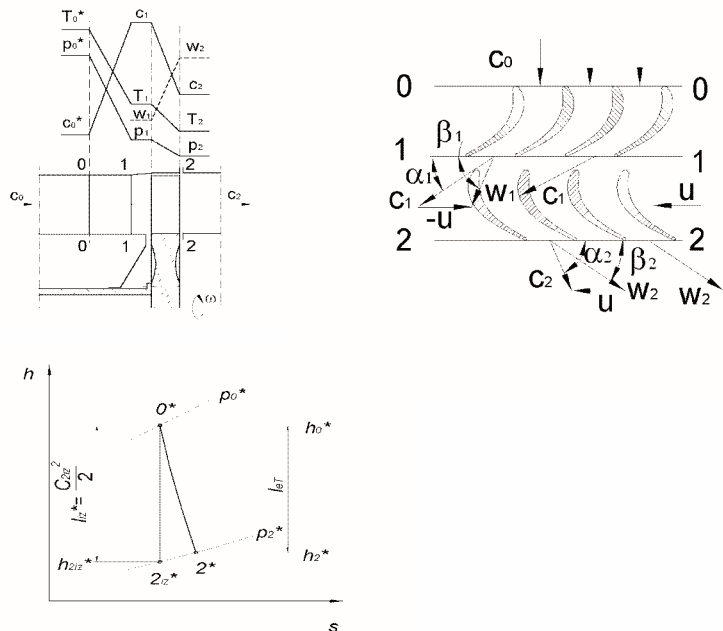
In analytical method the conservation equations in relation to the working medium realising the thermal cycle of engine was used. To simplify the recording of these equations, gasdynamic functions of pressure [8] $\pi(\lambda)$ and temperature $\tau(\lambda)$ are introduced.

While analyzing the influence of changes of total temperature of combustion gas in the intersection outlet of combustion chamber $T_3^* \equiv T_{0TS}^*$ on the performance of turboprop and turboshaft engine with the free power turbine it is easy to notice that the total power of both turbines: compressor and power is the sum, eq. (1).

On the other hand it is accepted that: $(G_{WD})_{TS} = (G_{WD})_{TN}$, then, eq. (2).

However, total pressure ratio of combustion gas at compressor and power turbines is described by the relation, eq. (3).

While introducing to the analysis the gasdynamic function of pressure, eq. (4) and gasdynamic function of temperature, eq. (5), the equation (2) can be written, eq. (6).



Rys. 5. Schemat stopnia turbiny z oznaczeniem charakterystycznych przekrojów (a), trójkąty prędkości (b) oraz interpretacja procesu rozprężenia w stopniu w układzie h-s (c)

Fig. 5. A scheme of axial-turbine stage with showing characteristic calculation sections (a), velocity triangles (b) interpretation of expansion process in stage in the h-s diagram (c)

(16)

uzyskuje się ostatecznie relację wiążącą przyrost mocy turbiny napędowej silnika zmodyfikowanego w zależności od przyrostu temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną sprężarki tego silnika:

$$\Delta N_{TNm} = \frac{\Delta T_{0TSm}^*}{T_{0TSb}^*} (1 + N_b) N_{TNb}$$

$$\overline{N}_b = \frac{N_{TSb}}{N_{TNb}} \quad (18)$$

Przyrost mocy na wale wyjściowym silnika zmodyfikowanego oblicza się z formuły:

$$\Delta N_{em} = \Delta N_{TNm} \eta_{MTNm} \eta_{Rm} \quad (19)$$

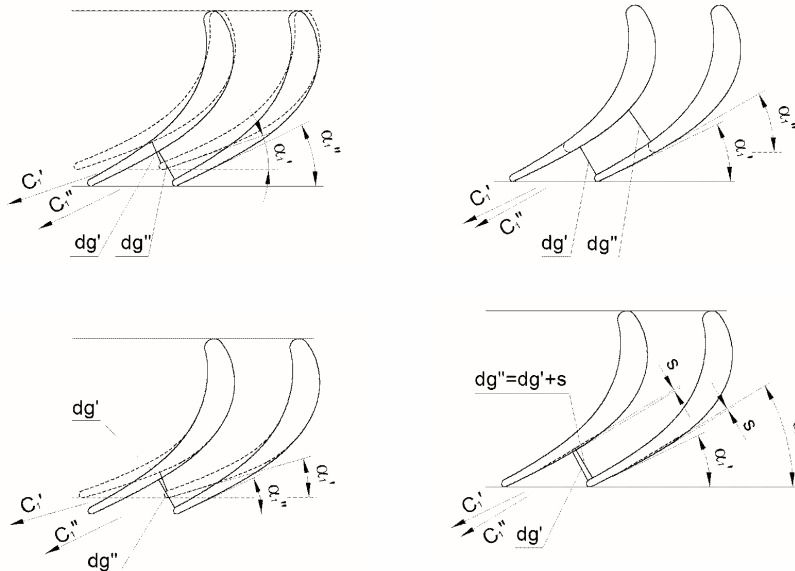
W przedstawionej powyższej relacji oznaczono odpowiednio: η_M – sprawność mechaniczna zespołu turbiny napędowej natomiast η_R – sprawność reduktora silnika (dla silnika bezreduktorowego $\eta_R = 1$).

3. Wpływ temperatury spalin na parametry geometryczne wieńca dyszowego

W warunkach obliczeniowych w wieńcu dyszowym turbiny napędzającą sprężarkę występuje zwykle krytyczny lub nadkrytyczny spadek ciśnienia spalin, stąd w przekroju minimalnym (gardzieli) aparatu kierującego występuje przepływ krytyczny, a wydatek spalin przepływających przez wieńiec, osiąga wartość maksymalną. Dla przepływu izentropowego w wieńcu dyszowym turbiny, można napisać:

$$(G_{WD})_{TSm} \frac{C'_{pm}}{C'_{ps}} = (G_{WD})_{TSb} \frac{C'_{pb}}{C'_{ps}} \quad F_{WD} = F_{1kr} = B_1 z d_g h = F_1 \sin \alpha_1 = B_1 z t h \sin \alpha_1 \quad (20)$$

gdzie: z – liczba łopatek w wieńcu dyszowym, t – podziałka palisady, d_g – minimalna odległość między krawędzią spły-



Rys. 6. Schematy sposobów regulacji pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego: a) obrót profilu, b) skrócenie cięciwy, c) odgięcie krawędzi spływu, d) pocienienie profilu w strefie gardzieli (s – wielkość ścięcia grubości profilu)

Fig. 6. Ways of adjusting the minimal section area of turbine nozzle diaphragm: a) profile rotation, b) chord shortening, c) trailing edge bend-out, d) profile shadowing of throat zone (s – truncation of profile thickness)

In the above relation η_T^* means isentropic efficiency of both compressor and power turbines, eq. (7)

where: T_{0TS}^* – total temperature of combustion gas at gas generator turbine inlet, $T_{2TN}^* \equiv T_5^*$ – total temperature of combustion gas at power turbine outlet.

The agreed value of Laval number which corresponds to isentropic expanding from the total pressure of combustion gas at gas generator turbine inlet $p_{0TS}^* \equiv p_0^*$ to the total pressure $p_2^* \equiv p_{2TN}^* \equiv p_5^*$ at outlet of power turbine (Fig. 5) is described by the dependence, eq. (8).

Taking into account the relations (1) and (6) for the turbines of base engine it is possible to write, eq. (9) and eq. (10).

While increasing the total temperature of combustion at compressor turbine inlet of the modified engine with the value ΔT_{0TSm}^* , it is possible to write, eq. (11).

To keep, then, the values of rotational speed of turbines $n_{TSm} = n_{TSb}$ and $n_{TNm} = n_{TNb}$, and then compressor pressure ratio $\pi_{Sm}^* = \pi_{Sb}^*$ and efficiency $\eta_{Sm}^* = \eta_{Sb}^*$ the power of gas generator turbine does not change, eq. (12).

Since assuming that $\pi_{0m}^* = \pi_{0b}^*$ and $\eta_{TSm}^* = \eta_{TSb}^*$, the value of total pressure ratio of combustion gas at compressor turbine π_{TSm}^* decreases (Table 1).

At the same time the increase of total temperature of combustion gas at compressor turbine inlet ΔT_{0TS}^* caused the increase the power of power turbine for modified engine with the value ΔN_{TNm} , eq. (13).

Taking into account the relations (1) and (6) for the turbines of modified engine and the relations (12) and (13) we get, eq. (14).

When we divide the equation (14) and (10) and analyse the additional assumptions that, eq. (15) and (16)

after the simple transformation we have the final relation which connects the power increase of power turbine in the modified engine depending on the increase of total temperature of combustion gas before compressor turbine of this engine, eq. (17) and (18).

The increase of power on output shaft of the modified engine is calculated from the formula, eq. (19).

In the above relation: η_M – means mechanical efficiency of power turbine set and η_R – means reduction gear efficiency (for gearless engine $\eta_R = 1$).

3. The influence of combustion gas temperature on geometrical parameters of nozzle guide vanes

For design point conditions in nozzle guide vanes of turbine propelling the compressor there is usually a critical and over-critical drop of combustion gas pressure, and therefore in minimal section of the nozzle guide vanes (in throat) there is a critical flow, and the mass flow rate of combustion gas flowing through the rim has the maximum value. For the isentrop-

wu łopatki w wieńcu, B_1 – współczynnik korekcyjny zarysu przekroju merydionalnego kanału wieńca dyszowego, α_1 – kąt wypływu spalin (równy w przybliżeniu kątowi ustawienia krawędzi spływu łopatki – rys. 6).

Z tabeli 1 wynika, że zmiana temperatury spalin na wejściu do turbiny sprężarki wymusza zmiany pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego tej turbiny (analogicznie uwagi dotyczą wieńca dyszowego turbiny napędowej). Wartość zmiany pola powierzchni przekroju minimalnego wieńca dyszowego turbiny sprężarki $\Delta(F_{1kr})_{Tsm}$ związaną ze zmianą temperatury spiętrzenia spalin na wlocie tej turbiny ΔT_{0TS}^* , określa się z równania ciągłości napisanego dla przepływu w przekroju minimalnym aparatu kierującego turbiny.

Dla turbiny sprężarki silnika bazowego można bowiem napisać [9]:

$$= s'_f \frac{P_{0TSb}^*}{\sqrt{T_{0TSb}^*}} (F_1)_{TSb} q(\lambda_1)_{TSb} \sin \alpha_{1TSb} \sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} \quad (21)$$

a dla turbiny sprężarki silnika zmodyfikowanego

$$(G_{WD})_{Tsm} =$$

$$= s'_f \frac{P_{0Tsm}^*}{\sqrt{T_{0Tsm}^*}} (F_1)_{Tsm} q(\lambda_1)_{Tsm} \sin \alpha_{1Tsm} \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm} \quad (22)$$

Zakładając, że niezmiennosc przekroju merydionalnego kanału przepływowego wieńca dyszowego turbiny sprężarki $(F_1)_{TSb} = (F_1)_{Tsm}$ oraz zachowanie krytycznych warunków przepływu w tym wieńcu $q(\lambda_1)_{TSb} = q(\lambda_1)_{Tsm} = 1$, po podzieleniu stronami równania (22) przez (21) oraz odpowiedniej przebudowie otrzymuje się:

$$\frac{\sin \alpha_{1Tsm}}{\sin \alpha_{1TSb}} = \frac{(F_{1kr})_{Tsm}}{(F_{1kr})_{TSb}} = \frac{(G_{WD})_{Tsm}}{(G_{WD})_{TSb}} \frac{P_{0TSb}^*}{P_{0Tsm}^*} \sqrt{1 + \frac{\Delta T_{0Tsm}^*}{T_{0TSb}^*}} \quad (23)$$

lub

$$\left(1 + \frac{\Delta(F_{1kr})_{Tsm}}{(F_{1kr})_{TSb}}\right) = \frac{(G_{WD})_{Tsm}}{(G_{WD})_{TSb}} \frac{P_{0TSb}^*}{P_{0Tsm}^*} \sqrt{1 + \frac{\Delta T_{0Tsm}^*}{T_{0TSb}^*}} \quad (24)$$

W równaniu (23) przyjęto

$$\sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} = \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm}$$

Natomiast w relacji (24) wprowadzono zapis:

$$\Delta(F_{1kr})_{Tsm} \equiv \Delta(F_{WD})_{Tsm} = (F_{1kr})_{Tsm} - (F_{1kr})_{TSb}$$

Wyznaczenie kąta wypływu spalin α_{1Tsm} z relacji ogólnej (23) umożliwi określenie zmiany kąta ustawienia profilu łopatki wieńca dyszowego turbiny sprężarki w silniku zmodyfikowanym

$$\Delta \gamma_{Tsm} = \Delta \alpha_{1Tsm} = \alpha_{1Tsm} - \alpha_{1TSb} \quad (25)$$

Występujący w relacji (3) rozpręż turbiny wytornicowej π_{TS}^* (zarówno dla silnika bazowego jak i zmodyfikowanego) wyznacza się z bilansu mocy sprężarki (S) i turbiny sprężarki (TS), bowiem warunkiem ustalonej współpracy tych zespołów jest spełnienie zależności:

ic flow in turbine nozzle guide vanes it is possible to write, eq. (20)

where: z – number of blades for the nozzle rim, t – pitch for the nozzle rim, d_g – throat diameter in the rim, B_1 – correction coefficient of meridional profile of nozzle guide vanes passage, α_1 – angle of combustion gas outflow (approximately equal to the setting angle of the blade trailing edge – Fig. 6).

From the Table 1 we can see that the change of combustion gas temperature at the compressor turbine inlet forces the change of minimal section area for rim of this turbine (similarly these remarks concern the power turbine nozzle guide vanes). The value of change of the minimal section area of nozzle guide vanes of compressor turbine $\Delta(F_{1kr})_{Tsm}$ connected with the change of combustion gas temperature at the inlet of this turbine ΔT_{0TS}^* is calculated from the continuity equation for the flow in the minimal section of the turbine nozzle diaphragm.

For the compressor turbine of base engine there is an equation (21) [9]

and for the compressor turbine of the modified engine, eq. (22).

Assuming that unvariability of meridional profile of nozzle rim of flow passage for compressor turbine $(F_1)_{TSb} = (F_1)_{Tsm}$ and the critical conditions of the flow in this rim $q(\lambda_1)_{TSb} = q(\lambda_1)_{Tsm} = 1$ after the divide of the equation (22) by (21) and some changes we get, eq. (23) or eq. (24).

In the equation (23) it was assumed

$$\sigma_{WDTSb} \mu_{WDTSb} = \sigma_{WDTSm} \mu_{WDTSm}$$

and in relation (24) the notation was introduced:

$$\Delta(F_{1kr})_{Tsm} \equiv \Delta(F_{WD})_{Tsm} = (F_{1kr})_{Tsm} - (F_{1kr})_{TSb}$$

The determination of the inlet absolute flow angle α_{1Tsm} from the general relation (23) enables to determine the change of the angle profile setting of nozzle guide vane blades of compressor turbine in the modified engine, eq. (25).

The total pressure ratio of combustion gas at compressor turbine π_{TS}^* in relation (3) (both for the base engine and the modified one) is determined from the balance of compressor power (S) and compressor turbine (TS) as the condition of work of both these assemblies is to satisfy the dependence, eq. (26).

In the above formula β means correction coefficient of combustion gas mass flow rate, eq. (27).

On the other hand, eq. (28)

where: δ_s, δ_{ks} – relative air mass flow rate carried off from the compressor and combustion chamber, α_2 – total coefficient of air excess in combustion chamber.

From the equation (26) we get, eq. (29).

To determine the kinematic and thermal parameters of flow and geometrical for rims of a single stage turbine propelling the compressor the sequence in Fig. 7 is used. The flow angles for the nozzle guide vane rim of the stage are calculated from the velocity triangle with the use of continuity equation. The flow angles for the rotor rim are calculated for the established parameters at the impeller inlet, rotational speed of turbine shaft and the determined gas mass

$$C_p T_H^* \left(\pi_{TSm}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{TSm}^*} =$$

$$= C_p' T_{0TSM}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{TSm}^* \frac{k'-1}{k'}} \right) \eta_{TSm}^* \eta_{MTSM} \beta \quad (26)$$

W powyższym wzorze przez β oznaczono współczynnik korekcji strumienia masy spalin

$$\beta = \frac{(G_{WD})_{TS}}{G_1} \quad (27)$$

Z drugiej strony:

$$\beta = (1 - \delta_s - \delta_{KS}) \frac{1 + \alpha_\Sigma L_t}{\alpha_\Sigma L_t} \quad (28)$$

gdzie odpowiednio: δ_s, δ_{KS} – względny strumień masy powietrza odprowadzanego ze sprężarki oraz komory spalania, α_Σ – sumaryczny współczynnik nadmiaru powietrza w komorze spalania.

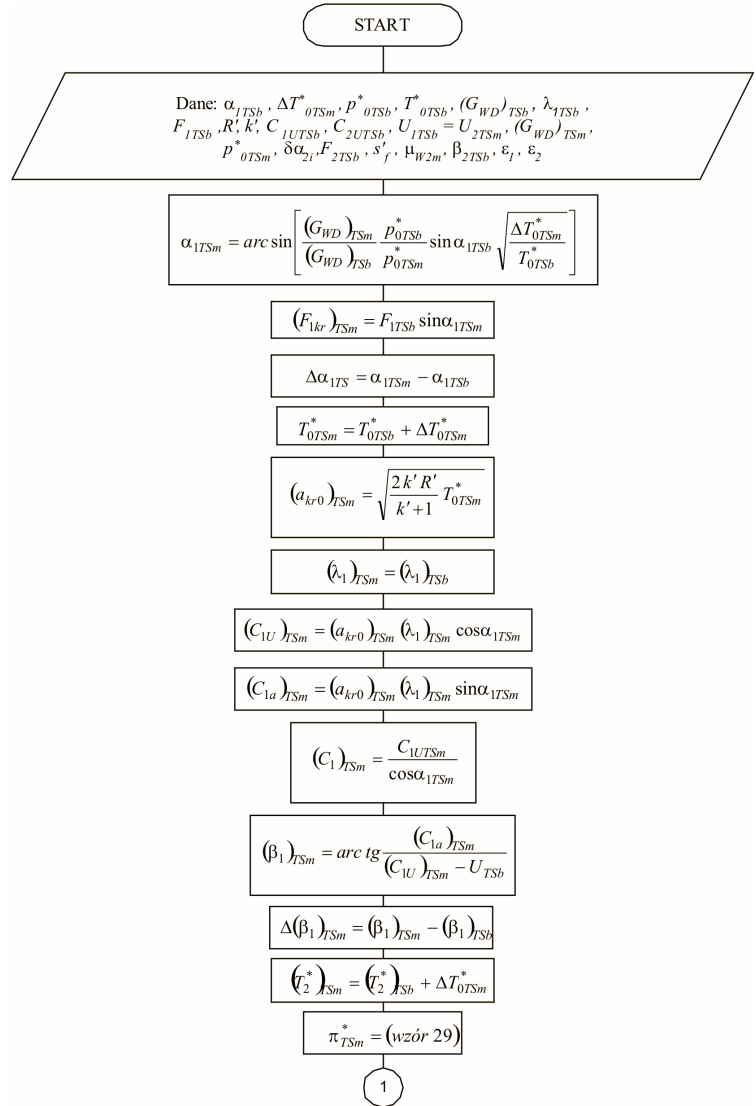
Z równania (26) uzyskuje się po przebudowie

$$\pi_{TSm}^* = \left(1 - \frac{C_p T_H^*}{C_p' T_{0TSM}^*} \frac{\pi_{TSm}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{TSm}^* \eta_{MTSM}} \right)^{\frac{-k'}{k'-1}} \quad (29)$$

Dla określenia parametrów kinematycznych i termicznych strumienia oraz geometrycznych wieńców jednostopniowej turbiny napędzającej sprężarkę wykorzystuje się kolejność postępowania przedstawioną na rys. 7. Kąty strumienia dla wieńca dyszowego stopnia oblicza się z trójkąta prędkości przy wykorzystaniu równania ciągłości. Kąty strumienia dla wieńca wirnikowego oblicza się dla ustalonych parametrów na wlocie, obrotów wału turbiny i określonego strumienia masy spalin. Obliczanie parametrów kinematycznych czynnika na wlocie wirnika przebiega z użyciem równania ciągłości (indeks G) oraz równania Eulera (indeks E), zaś wyznaczone w taki sposób wartości składowej obwodowej prędkości bezwzględnej C_{2U} winny być zbliżone. Obliczona z równania ciągłości wartość składowej osiowej prędkości bezwzględnej C_{2a} , wynikająca z trójkąta prędkości, winna spełniać warunek $\beta_2 = \text{idem}$ co realizuje się przez korektę wartości kąta α_2 prędkości bezwzględnej ($\delta\alpha_2 = 0,25-0,5^\circ$).

4. Uwagi końcowe i wnioski

Sposób modyfikacji poprzez zmianę temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną jest uniwersalny, stosowany powszechnie w celu zmiany osiągow zarówno lotniczych silników jednoprzepływowych i dwuprzepływowych. Me-



Rys. 7. Schemat blokowy obliczeń parametrów jednostopniowej turbiny sprężarki
Fig. 7. Block diagram of parameters calculations of a single-stage compressor turbine

flow rate. Calculation of kinematic parameters of working fluid at the rotor outlet proceeds with the use of the continuity equation (index G) and Euler equation (index E), and the determined in this way component value of circumferential velocity C_{2U} should be similar. The calculated from the continuity equation value of axial velocity C_{2a} , which results in velocity triangle should satisfy the condition $\beta_2 = \text{idem}$ which is done by the proofread of absolute flow angle value α_2 ($\delta\alpha_2 = 0.25-0.5^\circ$).

4. Final remarks and conclusions

The way of modification through the change of stagnation temperature of combustion gas before turbine is universal and it is used commonly in order to change the performance of the aircraft engines both turbojets and turbofans. The analytical method with a sufficient precision for the engineering practice can be used during the Conceptual Design and the numerical method – during calculations for the

- [7] Antas S.: An Analytical and Numerical Method of Calculating the Surge Margine of Compressor of Turboshaft Engine with Free Power Turbine. The Archive of Mechanical Engineering, Vol. XLVIII, No. 4, 2001, s. 373–397.
- [8] Antas S., Lesikiewicz A.: Teoria silników przepływowych. Funkcje gazodynamiczne. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1987.
- [9] Antas S.: Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2006.
- [10] Skworcow G.W. (red.): Inostrannyje awiacionnyje dwigatiele. CIAM, Moskwa 1984.

Oznaczenia/Nomenclature

A	<i>mass flow parameter</i> – wskaźnik strumienia masy
C	<i>absolute velocity</i> – prędkość bezwzględna
C_p, C'_p	<i>specific heat for air and combustion gas</i> – ciepło właściwe odpowiednio dla powietrza i spalin
F	<i>section area</i> – pole powierzchni przekroju
G	<i>mass flow rate</i> – strumień masy czynnika
k, k'	<i>isentropic constant for air and combustion gas</i> – wykładnik izentropii odpowiednio dla powietrza i spalin
l	<i>specific work</i> – praca właściwa
L_t	<i>stoichiometric air/fuel ratio</i> – teoretyczne zapotrzebowanie powietrza
n	<i>rotational speed</i> – prędkość obrotowa
N	<i>power</i> – moc
p_i^*, T_i^*	<i>total pressure and temperature in a given control section</i> – odpowiednio: ciśnienie i temperatura spiętrzenia strumienia w rozpatrywanym przekroju kontrolnym
R, R'	<i>individual gas constant for air and combustion gas</i> – indywidualna stała gazowa odpowiednio dla powietrza i spalin
s_f, s'_f	<i>continuity equation constant for air and combustion gas</i> – stała w równaniu ciągłości odpowiednio dla powietrza i spalin
U	<i>vane rotor tangential velocity</i> – prędkość obwodowa
α	<i>absolute flow angle</i> – kąt prędkości bezwzględnej
β	<i>relative flow angle</i> – kąt prędkości względnej
γ	<i>setting angle of profile</i> – kąt ustawienia profilu w palisadzie
π	<i>compression or expansion ratio</i> – spręż lub rozpręż
σ	<i>recovery factor of total pressure</i> – stopień strat ciśnienia spiętrzenia
η	<i>efficiency</i> – sprawność
λ	<i>Laval number</i> – liczba Lavala
$q(\lambda)$	<i>mass flux density</i> – względna gęstość strumienia masy czynnika
μ	<i>flow rate factor</i> – współczynnik natężenia przepływu

Preliminary Design of the construction modification of turboprop and turboshaft engine.

Both methods are the tool for the preliminary analysis of change assessment of engine parameters and geometry of the modified turbine rims. In flow calculations which are in the Technical Design the models of two-dimensional and three-dimensional flow of viscid and inviscid fluid are used and the calculation programs enable for optimization of geometry of the modified turbine assemblies [3].

Presented in the paper ways of the performance change calculations of turboprop and turboshaft engines were verified with the results of experimental research done in WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Experimental research confirmed fully the usefulness of the calculation methods featured in the article (Fig. 8).

Fig. 8a and 8b show the run for the turboshaft engine and fig 8c and 8d concern the dependence for the turboprop engine.

The application of the change of total temperature of gas during the modification of the turboshaft engine Allison 250-C20 with the take-off power on the output shaft $N_{eb} = 298$ kW enabled to receive the modified engine 250-C20B with take-off power $N_{em} = 313$ kW. The increase of take-off power was by the increase of the stagnation gas temperature before a gasifier turbine: $\Delta T_{3m}^* = \Delta T_{0T5m}^* = 17$ K.

The increase of total temperature of combustion gas before compressor turbine with the value $\Delta T_3^* = 40$ K for turboprop engine with free power turbine TWD-10B with the take-off power $N_{eb} = 706$ kW enabled to get TWD-10B2 modification with take-off power $N_{em} = 772$ kW.

Indeksy/Indexes

*	<i>total parameter</i> – dotyczy parametru spiętrzenia
'	<i>gas parameter</i> – dotyczy parametru spalin
S	<i>compressor parameter</i> – dotyczy parametru sprężarki
KS	<i>combustion chamber parameter</i> – dotyczy parametru komory spalania
TS	<i>compressor turbine parameter</i> – dotyczy parametru turbiny sprężarki
TN	<i>power turbine parameter</i> – dotyczy parametru turbiny napędowej
D	<i>exhaust diffuser parameter</i> – dotyczy parametru dyfuzora
WD	<i>nozzle guide vane parameter</i> – dotyczy parametru wieńca dyszowego

Dr inż. Stanisław Antas, adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.

Mr Stanisław Antas, PhD. MEng. Doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.

