

SYMULACJA OBLICZENIOWA DYNAMIKI WSPÓLDZIAŁANIA SILNIKA TURBINOWEGO Z EŻEKCYJNYM SCHŁADZACZEM SPALIN NA POKŁADZIE ŚMIGŁOWCA

JACEK DUDZIAK*, STEFAN FIJAŁKOWSKI

*Centrum Nowych Technologii, Instytut Lotnictwa, Zakład Konstrukcji Lotniczych,
al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska, jacek.dudziak@ilot.edu.pl

Streszczenie

W pracy przedstawiono model symulacji obliczeniowej współdziałania silnika turbinowego śmigłowca posiadającego oddzielną turbiną napędową z eżekcyjnym schładzaczem spalin na zakresach przejściowych, a także wyniki stosownych obliczeń wraz z ich oceną. Zakresy przejściowe współdziałania obydwu zespołów spowodowane są wykonywaniem przez śmigłowca manewrów w lotach ekstremalnych, na przykład w lotach NOE. Model symulacji sformułowano z wykorzystaniem modelu działania silnika w warunkach zmiennych w czasie na pokładzie śmigłowca oraz modelu działania schładzacza wywoływanego działaniem silnika. Model działania silnika opracowano na podstawie wyników badań eksperymentalnych w locie.

Słowa kluczowe: śmigłowiec, silnik turbinowy, schładzacz spalin.

WSTĘP

Turbinowe silniki napędowe w czasie lotu śmigłowca prawie zawsze działają na zakresach przejściowych, jednakże wielkości zmian w działaniu na różnych zakresach przejściowych bywają zróżnicowane w zależności od tempa zmian zachodzących w trakcie wykonywanych manewrów. Dotyczy to również działania silników sprzężonych z eżekcyjnymi schładzaczami spalin zamontowanymi na pokładach śmigłowców.

Okresy przejściowe działania silnika turbinowego spowodowane są zgodnie z [9], [11] zmianami częstości obrotów i momentów obrotowych, wywołanymi zmianami strumienia paliwa podawanego do komory spalania lub zmianami obciążeń zewnętrznych działających na silnik od strony odbiorników mocy (głównie WN i ŚO). Zmiany te są między innymi przyczyną zmian parametrów termicznych czynnika roboczego w trakcie przepływowym oraz zmian parametrów termicznych struktury silnika. Ponadto zmianom ulega przepływ strumienia masy czynnika roboczego wskutek kumulacji masy, w niektórych przestrzeniach traktu przepływowego. Kumulacja masy wywołuje pośrednio kumulację energii całkowitej strumienia w tych przestrzeniach. W trakcie przepływowym silnika współpracującego z eżekcyjnym schładzaczem spalin istnieje kilka przestrzeni akumulacyjnych, do istotnych należą: przestrzeń komory spalania, przestrzeń pomiędzy turbiną napędową i dyfuzorem, przestrzeń dyfuzora oraz przestrzeń dyszy wylotowej silnika.

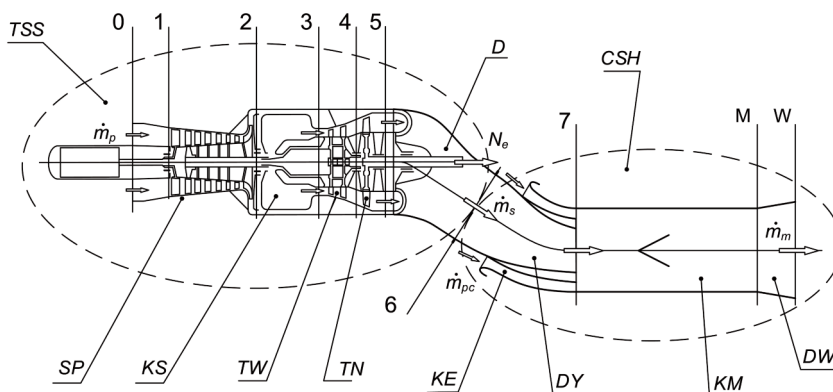
We wcześniejszych pracach [5], [6], [7] przedstawiono wyniki analiz współdziałania silnika z eżekcyjnym schładzaczem spalin na w warunkach quasiustalonych, zaś w [9] dokonano

identyfikacji współdziałania na zakresach przejściowych. W pracy przedmiotem rozważań było współdziałanie silnika posiadającego oddzielną turbinę napędową z eżekcyjnym schładzaczem spalin. Na podstawie przeprowadzonej identyfikacji – z wykorzystaniem wyników badań eksperymentalnych – opracowano algorytm opisujący współdziałanie silnika ze schładzaczem w warunkach niustalonych w czasie.

W niniejszej pracy przedstawiono natomiast model symulacji obliczeniowej sformułowany na podstawie [9], a także wyniki stosownych obliczeń.

CHARAKTERYSTYKA OBIEKTÓW MODELOWANIA

Symulacji obliczeniowej poddano współdziałanie turbinowego silnika napędu śmigłowca posiadającego oddzielną turbinę napędową z eżekcyjnym schładzaczem spalin w wersji dobudowanej do istniejącego śmigłowca rys. 1.



Rys. 1. Ogólny schemat układu turbinowego silnika napędu śmigłowca z oddzielną turbiną napędową – TSS i eżekcyjnego schładzacza spalin – CSH [7]

Podstawą opracowania modelu symulacji obliczeniowej były, jak wspomniano we wstępie rozważania zamieszczone w pracy [9], dotyczące współdziałania silnika PZL-10W z eżekcyjnym schładzaczem spalin, dobudowanym do struktury konstrukcyjnej śmigłowca PZL W3 Sokół. Śmigłowiec posiada dwa takie silniki napędowe. W modelu symulacji wykorzystano wyniki badań eksperymentalnych uzyskanych w określonych manewrach lotnych: slalom, wyskok do góry, hamowanie z nawrotem agro, wyrwanie z zawisu, zamieszczonych w pracach [5], [6].

Wybrane parametry charakteryzujące działania silnika PZL-10W zamieszczono w tab.1.

Tab. 1. Wybrane parametry charakteryzujące działania silnika PZL-10W, [15], [16]

Wielkość/parametr	Wartość	Jednostka
Spręż	7,3	–
Częstość obrotów wirnikowego zespołu wytworniczowego przy 100% N1	31 486	[obr/min]
Częstość obrotów turbiny napędowej przy 100% N2	22 490	[obr/min]
Układ wirników	6A+1R-2-1-W	–
Jednostkowe zużycie paliwa	0,408	[kg/kW-h]
Natężenie przepływu powietrza	4,5	[kg/s]

W tab. 2 zestawiono osiągi silnika PZL-10W na różnych zakresach działania, a w tab. 3 maksymalne wartości osiągnięć na tych zakresach.

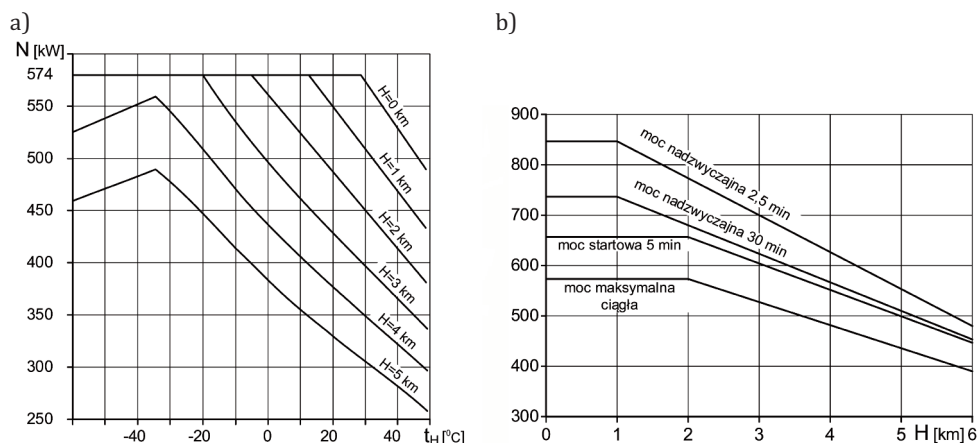
Tab. 2. Osiągi silnika PZL-10W wg atmosfery wzorcowej, [15], [16]

Zakres działania	Moc na wale wyjściowym [kW]	Częstość obrotów turbiny wrotnicowej [%]	Temp. gazów za turbiną wrotnicową [K]	Jednostkowe zużycie paliwa [g/kWh]
2,5 min. OEI	846	–	–	–
30 min. OEI	736	94,7	943	–
Startowy	662	92,6	923	364
Maks. ciągły	574	90,2	893	378

Tab. 3. Maksymalne wartości mocy, momentu obrotowego, częstości obrotów wrotnicy i temperatury spalin za turbiną wrotnicową silnika PZL-10W, [15], [16]

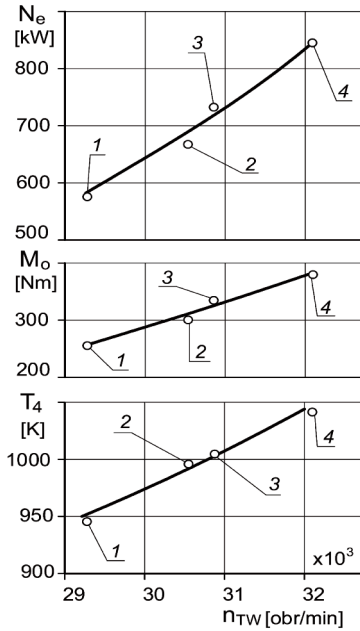
Zakres działania	Moment obrotowy przy $n_{TN} \leq 95\%$	Częstość obrotów wrotnicy	Maksymalna temp. spalin za turbiną wrotnicową
2,5 min. OEI	139%	102%	1043 [K]
30 min. OEI	121%	98%	1008 [K]
Startowy	109%	97%	998 [K]
Maks. ciągły	94%	93%	943 [K]

Podstawowe charakterystyki eksploatacyjne silnika dla różnych temperatur otoczenia i różnych wysokości lotu przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Podstawowe charakterystyki silnika PZL-10W, a) charakterystyka ciągłej mocy maksymalnej w zależności od temperatury otoczenia na różnych wysokościach lotu, b) charakterystyki wysokościowe silnika, [16]

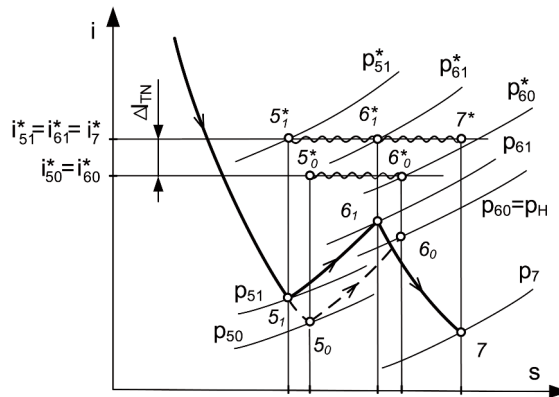
Zależność mocy efektywnej, momentu obrotowego i temperatury spiętrzenia spalin za turbiną wrotnicową silnika PZL-10W od częstości obrotów wrotnicy przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Zależność mocy efektywnej, momentu obrotowego i temperatury spiętrzenia spalin za turbiną wytwornicową silnika PZL-10W od częstości obrotów wirnika wytwornicy, 1 - zakres mocy maksymalnej ciągłej, 2 - zakres mocy startowej, 3 - zakres mocy nadzwyczajnej 30 minutowej, 4 - zakres mocy nadzwyczajnej 2,5 minutowej. Opracowanie własne J. Dudziak na podstawie [15], [16]

CECHY SILNIKA TURBINOWEGO JAKO OBIEKTU MODELOWANIA

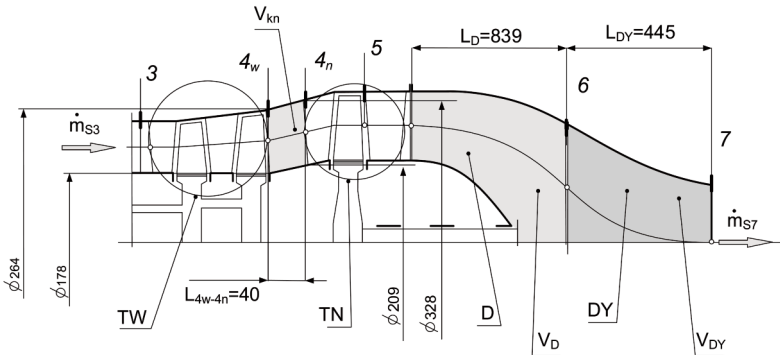
Silnik PZL-10W przedstawiony schematycznie na rys. 1 jest wg [15] turbinowym silnikiem z odbiorem mocy, z oddzielną turbiną napędową. Posiada siedmio stopniową sprężarkę osiową SP z ostatnim stopniem osiowo - promieniowym, pierścieniową komorę spalania KS, dwustopniową turbinę wytwornicową TW i jednostopniową turbinę napędową TN. W klasycznym rozwiązaniu silnik wyposażony jest w dyfuzorowy kolektor wylotu spalin D. Silnik przystosowany do współpracy z eżekcyjnym schładzaczem spalin posiada według [5], [6] kolektor wylotu spalin w formie dyfuzora D zakończony dyszą zbieżną DY. Zmiana geometrii kolektora z formy dyfuzora na formę dyfuzor - dysza zbieżna skutkuje zmniejszeniem mocy efektywnej rozwijanej przez silnik (rys. 4), co wykazano w [8].



Rys. 4. Schemat procesów termodynamicznych zachodzących w kolektorze wylotowym silnika PZL-10W przed i po zmianie jego geometrii, punkty z indeksem - 0 oznaczają przebieg procesu w kolektorze w formie dyfuzora, zaś z indeksem - 1 oznaczają przebieg procesu w kolektorze w formie dyfuzor-dysza, [5]

Podstawą modelowego opisu działania silnika był „model eksperymentalny”, sformułowany na podstawie danych eksperymentalnych i szczegółowo przedstawiony w [5], [6] oraz przesłanek wynikających z identyfikacji działania silnika w stanach przejściowych, [9].

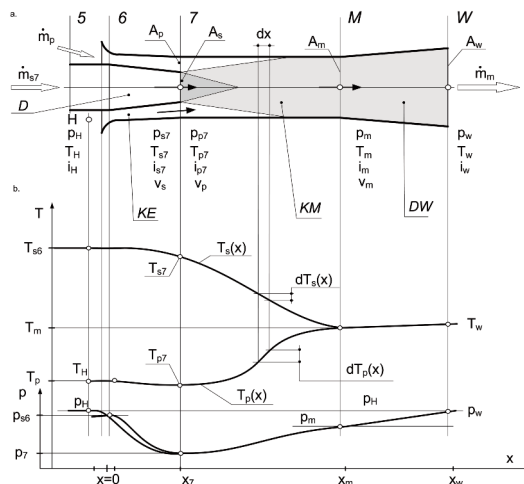
Stosownie do wspomnianego modelu uproszczony schemat traktu przepływowego spalin w silniku, począwszy od przekroju za komorą spalania przedstawiono – stosownie do sposobu modelowania działania silnika na rys. 5. Na schemacie zaznaczono charakterystyczne wielkości geometrii poszczególnych części traktu przepływowego.



Rys. 5. Schemat traktu przepływowego silnika PZL-10W począwszy od przekroju za komorą spalania z kolektorem wylotu spalin w formie dyfuzora i dyszy zbieżnej z zaznaczonymi przestrzeniami akumulacji masy i energii; TW – turbina wytwornicowa, TN – turbina napędowa, D – dyfuzor, DY – dysza wylotu spalin [opracowanie własne J. Dudziak]

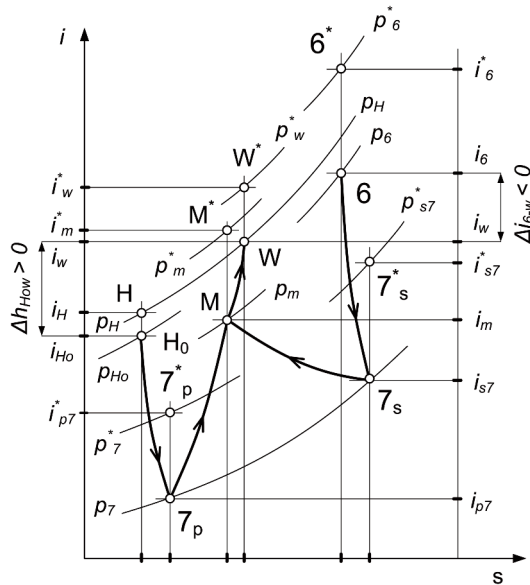
CECHY EZEKCYJNEGO SCHŁADZACZA SPALIN JAKO OBIEKTU MODELOWANIA

Dysza kolektora wylotu spalin umieszczona jest w strukturze schładzacza, w komorze eżekcji KE. W skutek rozprężania spalin w dyszy poniżej ciśnienia p_H , do komory eżekcji podchwytywane jest powietrze z otoczenia, które mieszając się ze spalinami w komorze mieszania KM obniża temperaturę spalin, [10]. Mieszanina spaliny – powietrze odpływa z przestrzeni schładzacza do otoczenia poprzez dyfuzor wylotowy WY. Schemat schładzacza sprzężonego z dyszą DY kolektora wylotu spalin z silnika przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Hipotetyczne rozkłady ciśnień, temperatur statycznych spalin i powietrza w poszczególnych przestrzeniach schładzacza przy przepływie strumienia roboczego – spalin oraz strumienia zasysanego – powietrza chłodnego, wg [5]

Na rys. 7 przedstawiono przebieg przemian termodynamicznych w układzie schładzacza.



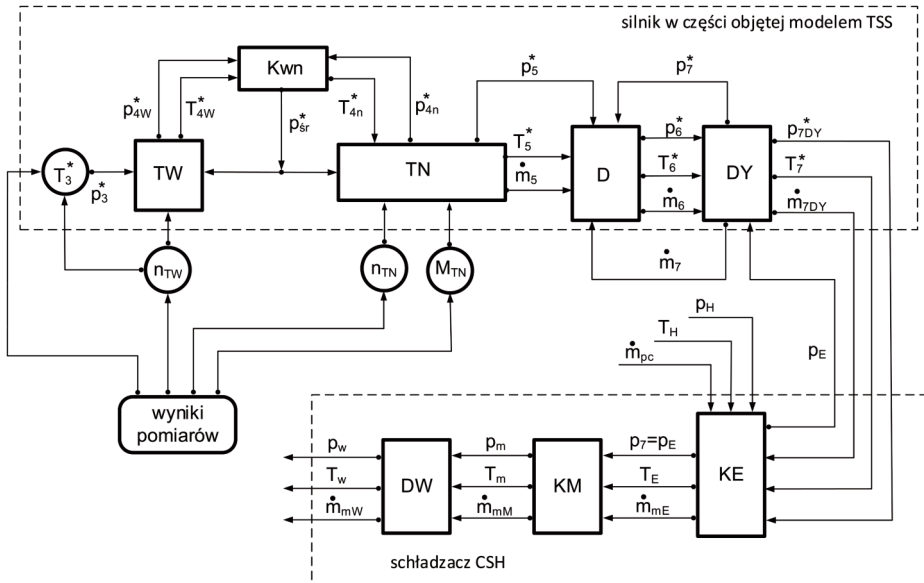
Rys. 7. Przebieg przemian termodynamicznych zachodzących w układzie schładzacza w trakcie wymiany ciepła pomiędzy spalinami i chłodnym powietrzem, wg [5]

MODEL WSPÓŁDZIAŁANIA UKŁADU SILNIK – SCHŁADZACZ NA ZAKRESACH PRZEJŚCIOWYCH

Zgodnie z podejściem zaprezentowanym w pracy [9] zespół silnik – schładzacz został podzielony na dwa charakterystyczne systemy: Ω_{TSS} – system silnika i Ω_{CSH} – system schładzacza. Podstawą opisu działania silnika były badania eksperymentalne przeprowadzone w trakcie określonych manewrów lotnych śmigłowca, a działanie systemu schładzacza opisano na podstawie zjawisk eżekcji i mieszania dwóch czynników gazowych. Należy podkreślić, że w zespole silnik – schładzacz, silnik jest układem sprawczym współdziałania, działanie schładzacza natomiast jest nadążne. To spostrzeżenie, a także cechy „eksperymentalnego” modelu działania silnika [5], [6] narzuciły tok postępowania przy opracowaniu modelu symulacji obliczeniowej. Wykorzystano również wiadomości zawarte w pracy [1].

Tak więc model symulacji obliczeniowej współdziałania silnik – schładzacz na zakresach przejściowych sformułowano jako rozszerzenie istniejącego modelu o opisy dynamiki zjawisk przepływowych. Na rys. 8 przedstawiono podstawowy schemat obliczeniowy modelu symulacji komputerowej dynamiki współdziałania silnika ze schładzaczem w wybranych manewrach lotnych lotów ekstremalnych śmigłowca.

Formułując taki model przyjęto zgodnie z [5], że działanie silnika i dynamikę tego działania można scharakteryzować kierując się wynikami badań eksperymentalnych i pomiarów niewielkiej liczby wielkości charakteryzujących działanie silnika: częstości obrotów turbiny wytornicowej $n_{TW}(\tau)$, częstości obrotów turbiny napędowej $n_{TN}(\tau)$, momentu obrotowego na wałku turbiny napędowej $M_{TN}(\tau)$, temperatury spiętrzenia spalin za turbiną napędową $T^*_4(\tau)$, w trakcie lotów śmigłowca (np. lotu nad przeszkodami, hamowania z nawrotem, szybkiego rozpędzania z zawisu, slalomu i wyskoku do góry), a także opisami związków zachodzących pomiędzy wielkościami badanymi w eksperymencie i wielkościami charakteryzującymi działanie silnika [5], [6], [8].



Rys. 8. Schemat blokowy do modelu obliczeniowego silnika turbinowego; TW – turbina wytwornicowa, TN – turbina napędowa, D – dyfuzor spalin, DY – dysza wylotu spalin, 4W-4N – przestrzeń akumulacyjna, [opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Z rozważań nad istotnością wpływu poszczególnych przestrzeni traktu przepływowego silnika dostosowanego do współpracy ze schładzaczem spalin (rys. 1), wynikają spostrzeżenia:

1. Stosownie do „modelu eksperymentalnego” silnika [5], [6] strumień masy spalin i jego zmiany w czasie ściśle zależą od prędkości obrotowej turbiny napędowej n_{TN0} , jak i od dynamiki zmian tej prędkości dn_{TN0}/dt , co oznacza że dynamika przepływu sprzężona jest z dynamiką ruchu obrotowego wirnika tej turbiny. Zmiany częstości obrotów turbiny napędowej wpływają również na zmiany temperatury spiętrzenia w przekroju za turbiną T_5^* i zmiany ciśnienia p_5^* . Stąd uznano, że oddzielna analiza dynamiki przepływu w strefie turbiny napędowej nie jest konieczna. Spostrzeżenia te dotyczą również strefy turbiny wytwornicowej.
2. Z analizy geometrii traktu przepływowego silnika w części za turbiną napędową (rys. 5) wynika, że w rozważaniach dynamiki przepływu strumienia masy należy uwzględnić wpływ akumulacji masy i energii w przestrzeniach dyfuzora oraz dyszy kolektora wylotu spalin, wpływ natomiast przestrzeni pomiędzy strefami turbin może być pominięty ze względu na znacznie mniejszą objętość tej przestrzeni względem objętości przestrzeni wcześniej wymienionych.
3. W rozważaniach dynamiki przepływu należy uwzględnić również wpływ akumulacji masy i energii w przestrzeni schładzacza eżekcyjnego.

Algorytm opisujący działanie silnika na zakresach przejściowych sformułowano z wykorzystaniem wcześniejszego algorytmu opisującego działanie silnika i schładzacza w ujęciu „modelu eksperymentalnego” przedstawionego w [5], [6], z uwzględnieniem dynamiki ruchu obrotowego zespołu turbin (bez uwzględnienia dynamiki zjawisk przepływowych). Opis algorytmu rozpoczyna się od przekroju położonego za komorą spalania, przy czym uwzględnia on dynamikę ruchu obrotowego podzespołów wirujących a także dynamikę zjawisk

przepływowych wywołanych akumulacją masy i energii we wspomnianych wcześniej przestrzeniach traktu przepływowego.

Tak więc algorytm współdziałania układu silnik – schładzacz na zakresach przejściowych opisano w części A związkami na podstawie [5], [6], [7]:

A. 1. Zmiany temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową TW:

$$T_3^* = \Omega_{TW} \left(0,99 \cdot n_{TW0} \cdot \sqrt{\frac{T_H}{288,15}} \right)^2, \quad (1)$$

gdzie:

Ω_{TW} – stała charakteryzująca działanie danego silnika z oddzielną turbiną napędową,
 n_{TN0} – z pomiarów wykonanych w trakcie lotów,

A. 2. Zmiany sprężu sprężarki na podstawie charakterystyki sprężarki SP:

$$\pi_{sp1}^* = A_\pi \cdot \left(\bar{n}_{TW0} \cdot 0,99 \cdot \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \right) - B_\pi, \quad (2)$$

gdzie:

A_π, B_π – stałe wyznaczone na podstawie charakterystyki sprężarki silnika,

$$\bar{n}_{TW0} = \frac{n_{TW0}}{n_{TWod}},$$

A. 3. Sprawność turbiny napędowej TN opisana w zależności od \bar{n}_{TW0} :

$$\eta_{TN}^* = 0,89 \cdot \left[w_1 \cdot (\bar{n}_{TW0})^2 + w_2 \cdot \bar{n}_{TW0} + w_3 \right], \quad (3)$$

przy czym wielkości w_1, w_2, w_3 zależą od bezwymiarowej częstości obrotów turbiny wytwornicowej \bar{n}_{TW0} i opisują je na podstawie badań eksperymentalnych zależności:

$$w_1 = \sum_{i=0}^3 (W_{1,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad w_2 = \sum_{i=0}^3 (W_{2,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad w_3 = \sum_{i=0}^3 (W_{3,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad (4)$$

gdzie:

$W_{1,i}, W_{2,i}, W_{3,i}$ – współczynniki rozwinięcia wielkości w_1, w_2, w_3

A. 4. Współczynnik strat na wlocie do sprężarki SP w zależności od \bar{n}_{TW0} :

$$\sigma_{W1} = 0,96 \cdot \sum_{i=0}^4 (S_i \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad (5)$$

gdzie:

S_i – współczynniki rozwinięcia wielkości σ_{W1} ,

A. 5. Zmiany strumienia masy za turbiną napędową TN w zależności od n_{TW0}

$$\dot{m}_{sn} = \frac{\frac{P_H}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \cdot N_{e0} \cdot K_N \cdot K_{S0} \cdot K_{AP2} + \frac{288,15}{T_H} \cdot 4\pi^2 \cdot I_{0TN} \cdot n_{TN0} \frac{dn_{TN0}}{dt}}{c_{ps} (T_4^* - T_5^*) \cdot \eta_{TN}^* \cdot \eta_{mTN}} \quad (6)$$

W części B algorytmu zmiany w czasie parametrów termicznych i przepływowych w przekrojach wylotowych z wybranych wcześniej przestrzeni akumulacji w traktach przepływowych silnika i schładzacza eżekcyjnego, zgodnie z przyjętym w [9] sposobem modelowania opisano związkami:

B. 1. Przekrój wylotowy z komory spalania KS

$$p_3^* = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{sp}^* \cdot p_H \quad (7)$$

$T_3^* = T_3^*(n_{TW0})$ – według wzoru (1)

B. 2. Przekrój wylotowy z turbiny wytornicowej TW

$$p_4^* = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{sp}^* \cdot p_H \left[1 - \left(1 - \frac{T_4^*}{T_3^*} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{TW}^*} \right]^{\frac{k_{ps}}{k_{ps}-1}}, \quad (8)$$

gdzie:

T_4^* – z pomiarów wykonanych w trakcie lotów,

B. 3. Przekrój wylotowy z przestrzeni pomiędzy turbinami K_{wn} . Z analizy geometrii poszczególnych przestrzeni traktu przepływowego silnika wynika, że objętość przestrzeni K_{wn} jest znacznie mniejsza od objętości pozostałych przestrzeni, stąd jej wpływ na dynamikę przepływu może być pominięty w pierwszym przybliżeniu. A zatem:

$$p_{4N} = p_{4W} \quad (9)$$

$$T_{4N} = T_{4W} \quad (10)$$

B. 4. Przekrój wylotowy z turbiny napędowej TN

$$p_5^* = \frac{p_4^*}{\pi_{TN}^*} \quad (11)$$

$$T_5^* = T_4^* \cdot \left(\frac{1}{\pi_{TN}^*} \right)^{\frac{k_{ps}-1}{k_{ps}}} \quad (12)$$

$$\dot{m}_{S5} = \frac{\frac{p_H}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \cdot N_{e0} \cdot K_N \cdot K_{S0} \cdot K_{AP2} + \frac{288,15}{T_H} 4\pi^2 \cdot I_{0TN} \cdot n_{TN0} \frac{dn_{TN0}}{dt}}{c_{ps} (T_4^* - T_5^*) \cdot \eta_{TN}^* \cdot \eta_{mTN}} \quad (13)$$

B. 5. Przekrój wylotowy z dyfuzora D

$$p_6^* = p_5^* \cdot \sigma_D^* \quad (14)$$

$$\dot{m}_{S6} = \dot{m}_{S5} - \frac{V_D}{T_5^* \cdot R_S} \left(\frac{dp_5^*}{dt} - \frac{p_5^*}{T_5^*} \frac{dT_5^*}{dt} \right) \quad (15)$$

$$T_6^* = T_5^* - 2 \frac{p_5^* \cdot V_D}{\dot{m}_{S5} \cdot R_S \cdot T_5^*} \frac{dT_5^*}{dt} + \frac{V_D}{\dot{m}_{S5} \cdot R_S} \frac{dp_5^*}{dt} \quad (16)$$

B. 6. Przekrój wylotowy z dyszy DY

$$p_7^* = p_6^* \cdot \sigma_{DY}^* \quad (17)$$

$$p_7 = p_7^* \cdot \left(1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \cdot \lambda_7^2 \right)^{\frac{k_s}{k_s - 1}} \quad (18)$$

$$\dot{m}_{S7} = \dot{m}_{S6} - \frac{V_{DY}}{T_6^* \cdot R_S} \left(\frac{dp_6^*}{dt} - \frac{p_6^*}{T_6^*} \frac{dT_6^*}{dt} \right) \quad (19)$$

$$T_7^* = T_6^* - 2 \frac{p_6^* \cdot V_{DY}}{\dot{m}_{S6} \cdot R_S \cdot T_6^*} \frac{dT_6^*}{dt} + \frac{V_{DY}}{\dot{m}_{S6} \cdot R_S} \frac{dp_6^*}{dt} \quad (20)$$

B. 7. Przekrój wylotowy z komory mieszania schładzacza KM

$$p_m = p_w \cdot \left[\frac{1 - \frac{k_m - 1}{k_m - 1} \cdot \lambda_m^2}{1 - (1 - \xi_{DW}) \cdot \frac{k_m - 1}{k_m - 1} \cdot \lambda_m^2} \right]^{2 \cdot \frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (21)$$

$$p_m^* = p_H \cdot \left(\frac{1}{1 - \frac{k_m - 1}{k_m + 1} \cdot \lambda_m^2} \right)^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (22)$$

$$\dot{m}_{mM} = (\dot{m}_{pc} + \dot{m}_7) - \frac{V_C}{R_m \cdot T_7^*} \left(\frac{dp_7^*}{dt} - \frac{p_7^*}{T_7^*} \frac{dT_7^*}{dt} \right) \quad (23)$$

$$T_m^* = T_7^* - 2 \frac{p_7^* \cdot V_M}{(\dot{m}_7 + \dot{m}_p) \cdot R_m \cdot T_7^*} \frac{dT_7^*}{dt} + \frac{V_M}{(\dot{m}_7 + \dot{m}_p) \cdot R_S} \frac{dp_7^*}{dt} \quad (24)$$

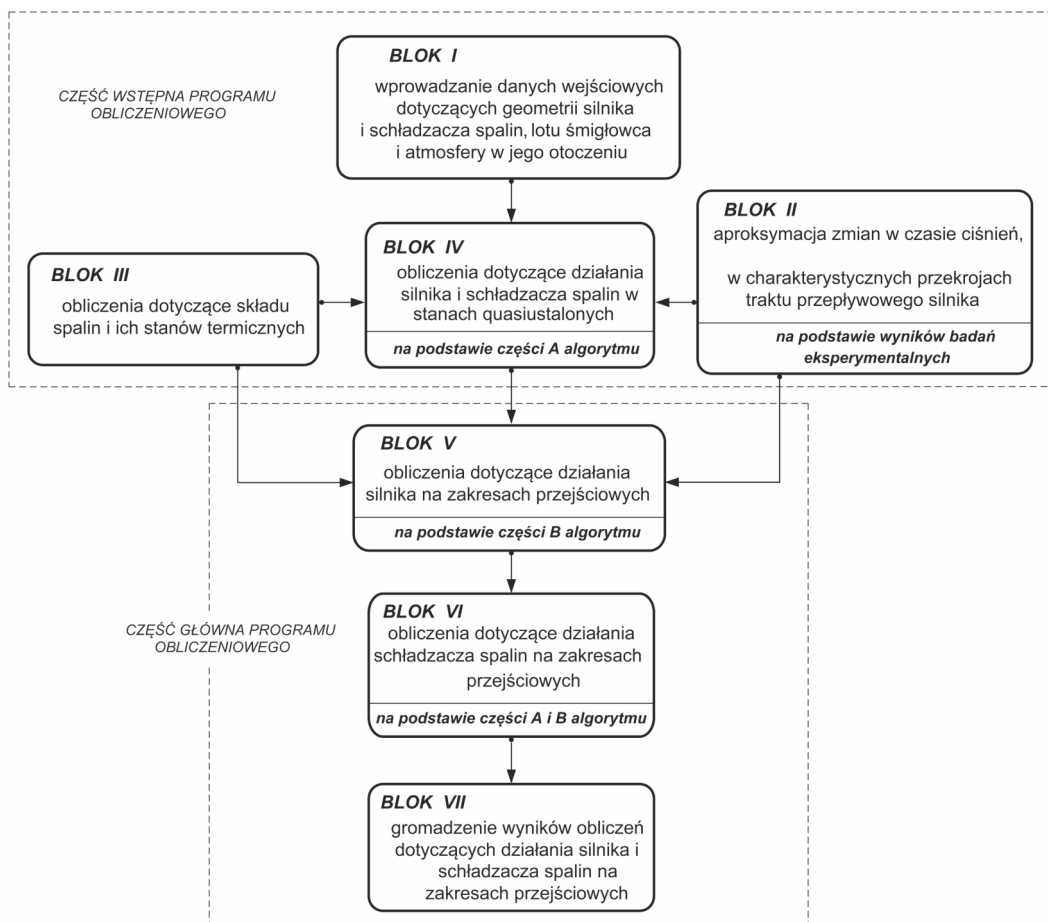
$$p_W = p_H \quad (25)$$

$$\dot{m}_{mW} = \dot{m}_{mM} - \frac{V_{DW}}{T_m^* \cdot R_S} \left(\frac{dp_m^*}{dt} - \frac{p_m^*}{T_m^*} \frac{dT_m^*}{dt} \right) \quad (26)$$

$$T_w^* = T_m^* - 2 \frac{p_m^* \cdot V_{DW}}{\dot{m}_{mM} \cdot R_S \cdot T_m^*} \frac{dT_m^*}{dt} + \frac{V_{DW}}{\dot{m}_{mM} \cdot R_S} \frac{dp_m^*}{dt} \quad (27)$$

MODEL SYMULACJI OBLICZENIOWEJ WSPÓŁDZIAŁANIA UKŁADU SILNIK - SCHŁADZACZ W STANACH PRZEJŚCIOWYCH

Na podstawie przedstawionego algorytmu (w części A i B) opracowano autorski program obliczeń symulacyjnych w języku FORTRAN 95 (autorstwa S. Fijałkowskiego, J. Dudziaka) pod nazwą INFRARED-Com_Gas_3.0.exe. z wykorzystaniem [2], [3], [4], [13], [14]. Blokową strukturę programu przedstawiono na rys. 9, a w tab. 4 zestawiono opisy cech operacji realizowanych w blokach programu.



Rys. 9. Schemat blokowy programu INFRARED-Com_Gas_3.0.exe symulacji obliczeniowej współdziałania silnika turbinowego śmigłowca z eżekcyjnym schładzaczem spalin na zakresach przejściowych [opracowanie własne J. Dudziak]

Tab. 4. Opis operacji obliczeniowych w poszczególnych blokach programu obliczeniowego [opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Oznaczenie bloku	Operacje realizowane w bloku
CZĘŚĆ WSTĘPNA PROGRAMU OBLICZENIOWEGO	
<i>Blok I</i> Blok wprowadzenia danych wejściowych dotyczących układu geometrii silnika i schładzacza spalin, lotu śmigłowca oraz atmosfery w jego otoczeniu	Do bloku wprowadzane są podstawowe dane dotyczące geometrii głównych podzespołów silnika i schładzacza spalin, pomocnicze dane dotyczące silnika. Wprowadzane są również dane dotyczące lotu śmigłowca, a także parametry atmosfery w otoczeniu.
<i>Blok II</i> Blok aproksymacji zmian w czasie ciśnień, temperatur i ich pochodnych w czasie, w charakterystycznych przekrojach traktu przepływowego silnika	Blok obejmuje operacje aproksymacji zmian ciśnień, temperatur i ich pochodnych po czasie w charakterystycznych przekrojach traktu przepływowego silnika, aproksymacje zmian momentu obrotowego, częstości obrotów turbin i mocy w czasie uzyskane z eksperymentów w manewrach lotów ekstremalnych.
<i>Blok III</i> Blok obliczeń dotyczących składu spalin i ich stanów termicznych	W bloku wyznaczane są wielkości fizyczne spalin w zależności od temperatury. Wyznaczany jest również skład spalin z uwzględnieniem wilgotności przechwytywanego powietrza i sumarycznego współczynnika nadmiaru powietrza.
<i>Blok IV</i> Blok obliczeń dotyczących działania silnika i schładzacza w stanach quasiustalonych	W bloku prowadzone są obliczenia działania silnika i schładzacza w stanach quasiustalonych.
CZĘŚĆ GŁÓWNA PROGRAMU OBLICZENIOWEGO	
<i>Blok V</i> Blok obliczeń dotyczących działania silnika na zakresach przejściowych	W bloku prowadzone są obliczenia parametrów działania silnika na zakresach przejściowych z uwzględnieniem zjawisk dynamicznych i gazodynamicznych. Obliczane są moc na wale wyjściowym silnika, strumienie masy i temperatury spiętrzenia spalin w poszczególnych przekrojach traktu przepływowego za komorą spalania, a w tym w przekroju wylotowym dyszy kolektora spalin.
<i>Blok VI</i> Blok obliczeń dotyczących działania schładzacza spalin na zakresach przejściowych	Blok obejmuje operacje obliczeniowe parametrów działania schładzacza związane z procesami mieszania i schładzania spalin w schładzaczu z uwzględnieniem zjawisk gazodynamicznych.
<i>Blok VII</i> Blok gromadzenia wyników obliczeń dotyczących działania silnika i schładzacza spalin na zakresach przejściowych	W bloku zestawiane są wszystkie wyniki dotyczące współpracy silnika i schładzacza spalin na zakresach przejściowych.

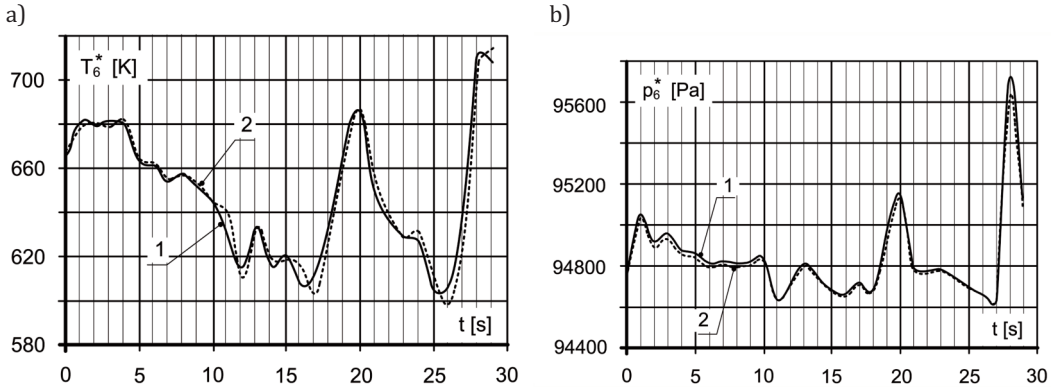
Wyniki symulacji i krytyczna ocena wykorzystanych sposobów modelowania.

Symulację obliczeniową przeprowadzono dla kilku manewrów w lotach ekstremalnych śmigłowca PZL W-3 Sokół: lotu nad przeszkodami, hamowania z nawrotem, szybkiego

rozpędzania z zawisu, slalomu i wyskoku do góry, [12]. Poniżej przedstawiono natomiast wyniki obliczeń przeprowadzonych dla manewrów slalom i wyskok do góry.

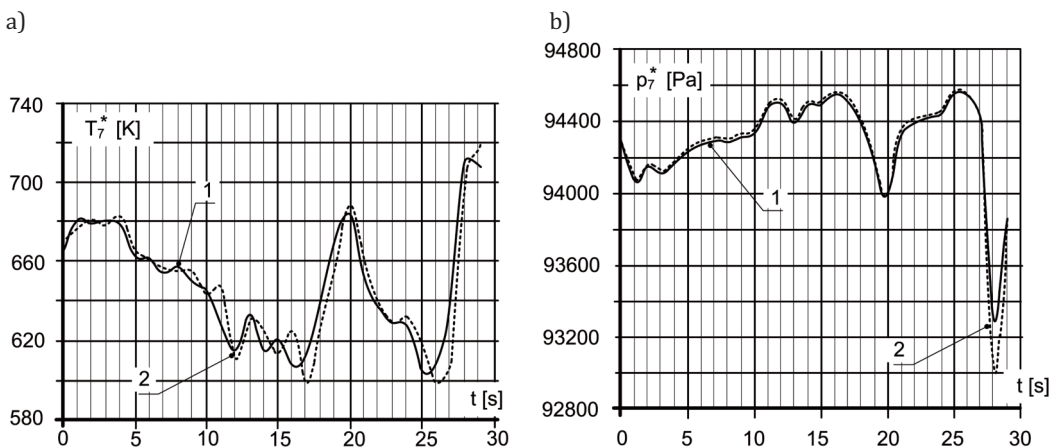
Wyniki obliczeń dla manewru lotnego śmigłowca: SLALOM

Wyniki przedstawiono na wykresach. Na rys. 10a i 10b przedstawiono wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_6^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_6^* w przekroju przed dyszą wylotową spalin (przekrój 6 za dyfuzorem) uzyskane w wyniku obliczeń.



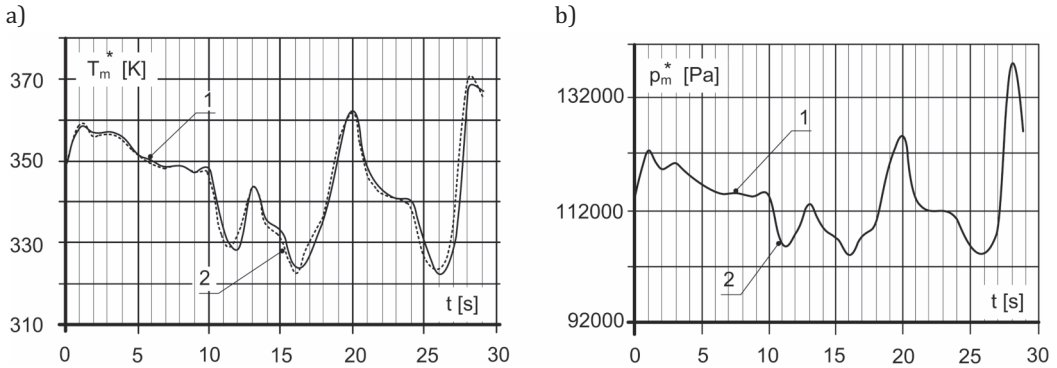
Rys. 10. Wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_6^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_6^* w przekroju przed dyszą wylotową spalin (przekrój 6 za dyfuzorem) uzyskane w wyniku obliczeń; 1 – bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 – z uwzględnieniem dynamiki przepływu [opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Na rys. 11a i 11b przedstawiono wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_7^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_7^* w przekroju wylotowym dyszy kolektora silnika (przekrój 7 w strefie schładzacza) uzyskane na podstawie obliczeń.



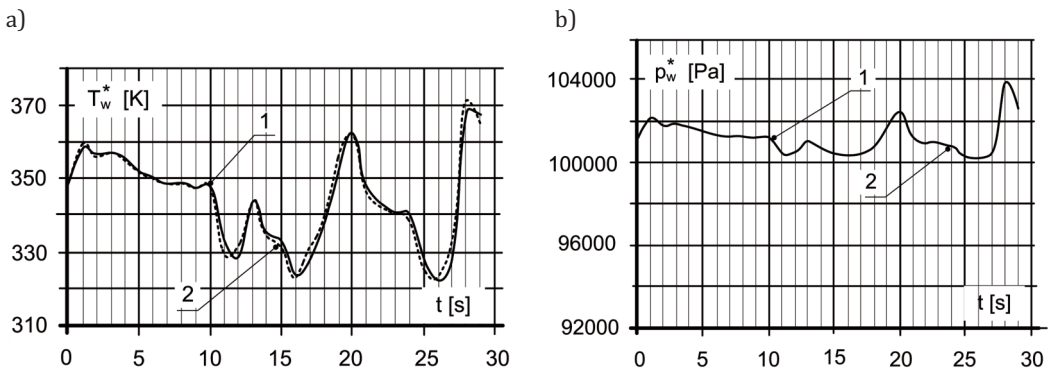
Rys. 11. Wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_7^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_7^* w przekroju wylotowym dyszy kolektora silnika (przekrój 7 w strefie schładzacza) uzyskane na podstawie obliczeń; 1 – bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 – z uwzględnieniem dynamiki przepływu [opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Na wykresach (rys. 12a i 12b) przedstawiono wyniki obliczeń zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_m^* i ciśnienia spiętrzenia - p_m^* w przekroju za komorą mieszania schładzacza (przekrój M) uzyskane na podstawie obliczeń.



Rys. 12. Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_m^* i ciśnienia spiętrzenia - p_m^* w przekroju za komorą mieszania schładzacza (przekrój M) uzyskane na podstawie obliczeń;
1 - bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 - z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

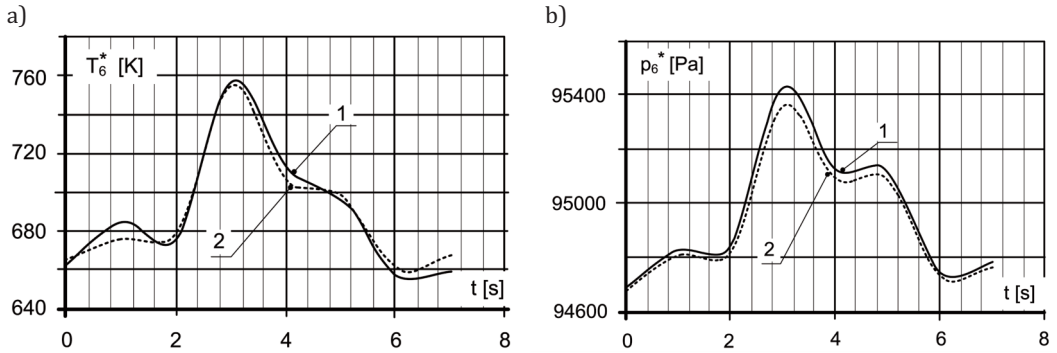
Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_w^* i ciśnienia spiętrzenia - p_w^* w strumieniu spalin odpływających do otoczenia ze schładzacza (przekrój wylotowy W) uzyskane w wyniku obliczeń przedstawiono na rys. 13a i 13b.



Rys. 13. Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_w^* i ciśnienia spiętrzenia - p_w^* w strumieniu spalin odpływających do otoczenia ze schładzacza (przekrój wylotowy W) uzyskane w wyniku obliczeń;
1 - bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 - z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

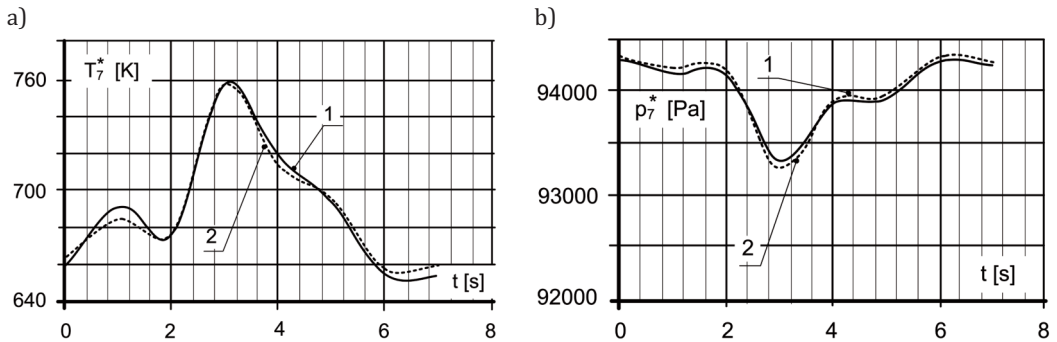
Wyniki obliczeń dla manewru lotnego śmigłowca: WYSKOK DO GÓRY

Wyniki przedstawiono na wykresach. Na rys. 14a i 14b przedstawiono wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_6^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_6^* w przekroju przed dyszą wylotową spalin (przekrój 6 za dyfuzorem) uzyskane w wyniku obliczeń.



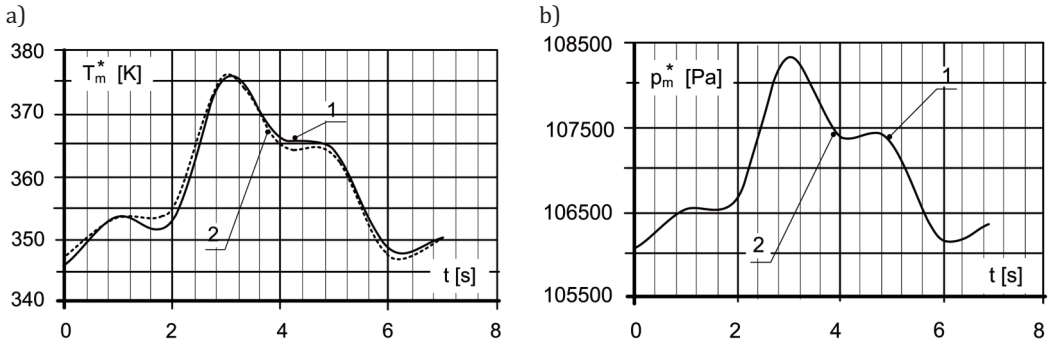
Rys. 14. Wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_6^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_6^* w przekroju przed dyszą wylotową spalin (przekrój 6 za dyfuzorem) uzyskane w wyniku obliczeń;
1 – bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 – z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Na rys. 15a i 15b przedstawiono wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_7^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_7^* w przekroju wylotowym dyszy kolektora silnika (przekrój 7 w strefie schładzacza) uzyskane na podstawie obliczeń.



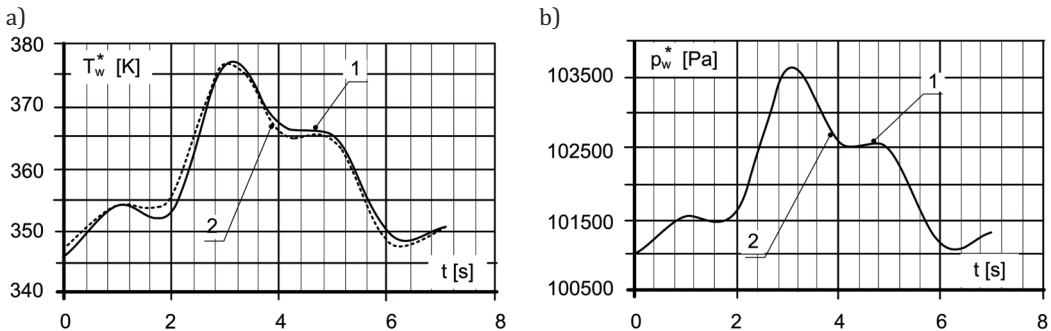
Rys. 15. Wykresy zmian w czasie temperatury śpiętrzenia – T_7^* i ciśnienia śpiętrzenia – p_7^* w przekroju wylotowym dyszy kolektora silnika (przekrój 7 w strefie schładzacza) uzyskane na podstawie obliczeń;
1 – bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 – z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Na wykresach (rys. 16a i 16b) przedstawiono wyniki obliczeń zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_m^* i ciśnienia spiętrzenia - p_m^* w przekroju za komorę mieszania schładzacza (przekrój M) uzyskane na podstawie obliczeń.



Rys. 16. Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_m^* i ciśnienia spiętrzenia - p_m^* w przekroju za komorę mieszania schładzacza (przekrój M) uzyskane na podstawie obliczeń;
1 - bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 - z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_w^* i ciśnienia spiętrzenia - p_w^* w strumieniu spalin odpływających do otoczenia ze schładzacza (przekrój wylotowy W) uzyskane w wyniku obliczeń przedstawiono na rys. 17a i 17b.



Rys. 17. Wykresy zmian w czasie temperatury spiętrzenia - T_w^* i ciśnienia spiętrzenia - p_w^* w strumieniu spalin odpływających do otoczenia ze schładzacza (przekrój wylotowy W) uzyskane w wyniku obliczeń;
1 - bez uwzględnienia dynamiki przepływu, 2 - z uwzględnieniem dynamiki przepływu
[opracowanie własne J. Dudziak, S. Fijałkowski]

OCENA SPOSOBU OPRACOWANIA MODELU SYMULACJI OBLICZENIWEJ

Krytycznej ocenie poddano głównie sposób odwzorowania zmian w czasie wielkości istotnych w modelu symulacji obliczeniowej. W pracy przyjęto ostatecznie następujący sposób odwzorowania tych zmian. Najpierw na podstawie wyników eksperymentów wyznaczano na drodze aproksymacji postaci funkcji opisujących zmiany parametrów mierzonych i obliczanych. Następnie poprzez różniczkowanie wyznaczano funkcje pochodnych odpowiednich wielkości.

Taki tok postępowania pozwolił zachować założoną dokładność obliczeń.

Sprawdzono również możliwość wyznaczania wspomnianych pochodnych na drodze numerycznej wg znanych metod. Uzyskane wyniki symulacji były obciążone większym błędem niż poprzednio, co było spowodowane dużym krokiem czasowym w pomiarach (ta cecha danych pomiarowych była niezależna od Autorów).

WNIOSKI

1. „Eksperymentalny” model działania silnika turbinowego śmigłowca, wykorzystany do opracowania modelu symulacji obliczeniowej współdziałania silnika z eżekcyjnym schładzaczem spalin należy uznać jako sformułowany poprawnie. Stwierdzenie to znajduje uzasadnienie w zbliżonych wartościach temperatur spalin uzyskanych na podstawie pomiarów kamerą termowizyjną [7]. Należy podkreślić, że taki sposób modelowania pozwala zminimalizować ilość parametrów niezbędnych do opisu.
2. Przedstawiony w pracy model symulacji obliczeniowej opracowany został jako jednoosiowy tzn. uwzględniający jednoosiowy opis zjawisk przepływowych i gazodynamicznych. W przyszłości należy rozważyć możliwość sformułowania takiego modelu w ujęciu dwuosiowym, szczególnie co do zjawisk przepływowych, gazodynamicznych i mieszania zachodzących w przestrzeniach schładzacza.
3. Opracowany program obliczeniowy po dokonaniu określonych modyfikacji może być wykorzystywany do symulacji obliczeniowej innych układów silnik turbinowy – schładzacz eżekcyjny. W tym celu należy zmienić niektóre dane w odpowiednich blokach programu, dopasowując je do cech modelowanego układu silnik schładzacz.

LITERATURA

- [1] Antas, S., Wolański, P. (1989). *Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych*. Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa.
- [2] Bańkowski, J., Fiałkowski, K., Odrowąż-Sypniewski, Z. (1978). *Programowanie w Języku FORTRAN*. PWN, Warszawa.
- [3] Bielecki J., Suchenek M.: FORTRAN dla Zaawansowanych, PWN, Warszawa 1983
- [4] Bronsztejn, I. N, Siemiendajew, K. A. (1995). *Matematyka. Poradnik encyklopedyczny*. PWN, Warszawa.
- [5] Fijałkowski, S. (2008). 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, s. 215-228.
- [6] Fijałkowski, S., Wójcik, P. (2008). 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, s. 229-237.

- [7] Fijałkowski, S. (2011). Analiza emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie na podstawie badań eksperymentalnych. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 211, s. 76-98.
- [8] Fijałkowski, S. (2011). Wpływ zmiany geometrii kolektora wylotu spalin na działanie turbinowego silnika śmigłowca. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 219, s. 135-151.
- [9] Fijałkowski, S., Dudziak, J. (2014). Identyfikacja współdziałania silnika turbinowego śmigłowca ze schładzaczem spalin na zakresach przejściowych. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 2(235), s. 49-67.
- [10] Grabarczyk, Cz. (2012). *Mechanika Gazów*. WNT, Warszawa.
- [11] Krutow, W. I. (1978). *Dwigatel wnutriennowo sgoranija kak regulirujemyj abiekt*. Izd. Maszynostrojenije, Moskwa.
- [12] Opracowanie PZL Świdnik S.A. Materiały dotyczące badań śmigłowca PZL W-3A Sokół w lotach NOE.
- [13] Sobieski, W. (2007). *Języki programowania II. Wprowadzenie do programowania*. Olsztyn.
- [14] Praca zbiorowa. (1971). *Poradnik inżyniera. Matematyka*. WNT, Warszawa.
- [15] WSK Rzeszów. Silnik turbinowy typu PLZ-10W. Instrukcja obsługi technicznej.
- [16] WSK Rzeszów. Silnik turbinowy typu PLZ-10W. Zbiór charakterystyk silnikowych.

THE COMPUTATIONAL SIMULATION OF THE DYNAMIC OF THE INTERACTION BETWEEN THE TURBINE ENGINE AND THE EJECTIVE COOLER ON BOARD OF A HELICOPTER

Abstract

The paper presents a model of the computational simulation of the combined work of a turbine engine of a helicopter equipped with a separate turbine engine with an ejective cooler on the transitional ranges, as well as the results of the proper calculations together with their evaluation. The transitional ranges of both systems are caused by the maneuvers of a helicopter in extreme flights, for example NOE flights. The model of the simulation was prepared on the basis of the model of a working engine in variable time conditions on board of a helicopter and on the basis of a model of a cooler activated of a working engine. The model of a working engine was based on the results of experimental research during a flight.

Keywords: *helicopter, gas turbine engines, ejective cooler.*