

# MODEL DZIAŁANIA SCHŁADZACZA SPALIN SILNIKA TURBINOWEGO W EKSTREMALNYCH LOTACH ŚMIGŁOWCA

Część 1. Identyfikacja współdziałania bezprzeponowego schładzacza spalin z silnikiem turbinowym śmigłowca

dr inż. **Stefan FIJAŁKOWSKI**  
Politechnika Lubelska

*W artykule przedstawiono model współdziałania bezprzeponowego, eżekcyjnego schładzacza spalin z turbinowym silnikiem śmigłowca w aspekcie obniżania temperatur i zmian udziałów  $CO_2$  i  $H_2O$  w mieszaninie spalin i powietrza emitowanej do otoczenia. Tematyka pracy dotyczy zagadnień wynikających z potrzeby obniżenia poziomów emisji podczerwieni do otoczenia przez niektóre rodzaje śmigłowców. Nieschładzane gazy spalinowe odpływające do otoczenia mają znaczący udział w promieniowaniu podczerwonym śmigłowca w locie. Przedmiotem analizy i modelowania jest działanie dobudowanego schładzacza bezprzeponowego, pobierającego samoczynnie powietrze chłodzące z otoczenia na zasadzie eżekcji. W wyniku modelowania uzyskuje się podstawy do wstępnego oszacowania parametrów schładzanych spalin, a także wytyczne dla geometrii urządzenia.*

## 1. WSTĘP

Promieniowanie podczerwone gazów spalinowych odpływających do otoczenia z turbinowych silników napędowych śmigłowca, stanowi znaczącą część emisji podczerwieni przez śmigłowca w locie w otaczającą przestrzeń. Emitancje i długości fal podczerwieni emitowanych przez spaliny, zależą od wielkości temperatur statycznych gazów spalinowych w strumieniach, a także od składu chemicznego spalin. Obniżenie wartości temperatur spalin przy jednoczesnej pożądanej zmianie ich składu można na pokładzie śmigłowca uzyskać tylko przez schładzanie mieszalnikowe w schładzaczach bezprzeponowych, [1], [6], [13].

Regeneracyjne schładzanie spalin w schładzaczach rekuerycyjnych pozwala co prawda obniżać temperaturę spalin, a podgrzane powietrze chłodzące wykorzystywać do podwyższania osiągnięć silnika, [4], lecz nie zezwala na jednoczesną zmianę ich składu.

A zatem w zakresie problematyki schładzania spalin śmigłowca istnieje potrzeba pogłębiania wiedzy dotyczącej optymalizacji procesów zachodzących w bezprzeponowych schładzaczach mieszalnikowych, a także wiedzy dotyczącej racjonalnego konstruowania takich schładzaczy. Można to uzyskać między innymi poprzez formułowanie i analizowanie odpowiednich modeli funkcjonalnych schładzaczy (opisów matematyczno-fizykalnych) i badań symulacyjnych tych modeli. Ponadto rozwijanie wiedzy konstrukcyjnej dotyczącej schładzaczy wymaga badań eksperymentalnych przeprowadzanych na istniejących schładzaczach.

Obecnie w budowie śmigłowców, [14], stosowane są dwa rodzaje schładzaczy bezprzeponowych: schładzacze zintegrowane wbudowane w strukturę konstrukcyjną śmigłowca zgodnie z początkowym zamysłem konstruktora i schładzacze dobudowane montowane na śmigłowcach, w konstrukcji których początkowo nie przewidywano schładzania spalin.

Jednakże w obydwu przypadkach podstawy przebiegu procesów schładzania są identyczne, identyczne są również podstawy działania takich schładzaczy, a schładzacze różnią się strukturami konstrukcyjnymi i sposobami zabudowy w układach konstrukcyjnych śmigłowców.

## 2. SYSTEMOWO-FUNKCJONALNE UJĘCIE STRUKTURY DZIAŁANIA SCHŁADZACZA BEZPRZEPOWEGO

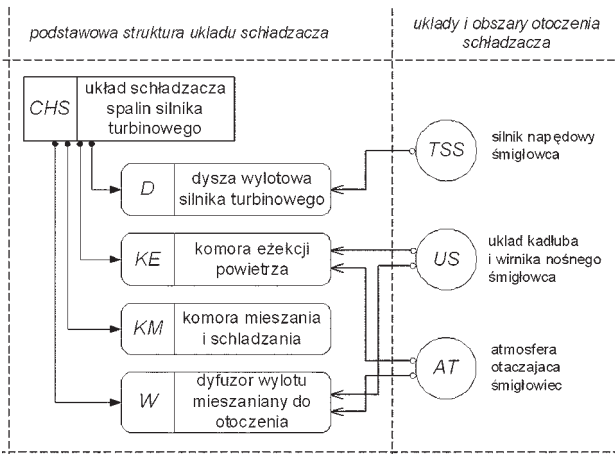
Identyfikację współdziałania bezprzeponowego schładzacza spalin z turbinowym silnikiem napędowym śmigłowca poprzedzono analizą struktury działania takiego schładzacza w ujęciu systemowo funkcjonalnym.

Schładzanie spalin w mieszalnikowym schładzacz bezprzeponowym może według [6], zachodzić na dwa sposoby a mianowicie:

- w wyniku wprowadzania chłodnego powietrza do komory chłodzenia wskutek oddziaływań zewnętrznych np. poprzez dmuchawę przy czym wymiana ciepła pomiędzy spalinami a powietrzem chłodzącym zachodzi w trakcie mieszania obydwu mediów,
- w wyniku samoczynnej eżekcji strumienia chłodnego powietrza z otoczenia schładzacza przez strumień spalin rozprężających się w dyszy wprowadzającej spaliny do schładzacza, w wyniku czego następuje mieszanie chłodnego powietrza i spalin oraz wymiana ciepła pomiędzy spalinami a powietrzem chłodzącym.

Okazuje się, że najefektywniejszymi rodzajami schładzaczy stosowanymi w śmigłowcach, są schładzacze eżekcyjne. W schładzaczach takich ma miejsce intensywne wymiana pędu, a także intensywne (przy znikomo małych oporach cieplnych) wymiana ciepła pomiędzy spalinami a chłodnym powietrzem, w wyniku czego zostaje obniżona temperatura spalin oraz zmienia się ich skład. Zmieszany z powietrzem strumień spalin posiadając ciśnienie spiętrzenia wyższe od ciśnienia otoczenia, nawet przy równości ciśnienia statycznego z ciśnieniem otoczenia, wypływa do atmosfery otaczającej z określoną prędkością, niezbędną do realizacji zjawisk przepływowych w schładzaczu.

Na rysunku 1 przedstawiono schemat dekompozycji schładzacza bezprzeponowego na podukłady funkcjonalne z zaznaczeniem ich powiązań z otoczeniem. W układ schładzacza *CHS* wchodzi: dysza wylotowa silnika *D*, komora eżekcji powietrza *KE*, komora mieszania i schładzania *KM*, dyfuzor wylotu mieszaniny *W*. Otoczenie schładzacza stanowią zaś silnik turbinowy *TSS*, układ struktury kadłuba i wirnika nośnego śmigłowca *US* oraz atmosfera otaczająca śmigłowca *AT*.

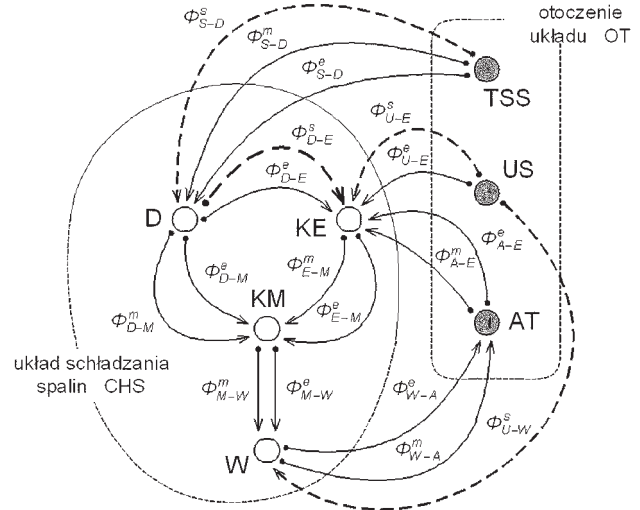


Rys. 1. Schemat dekompozycji eżekcyjnego schładzacza bezprzeponowego spalin śmigłowca na funkcjonalne podukłady i ich powiązań z otoczeniem

Przemiany termodynamiczne, a także zjawiska przepływu ciepła i masy zachodzące w schładzaczu, jako swoistego rodzaju systemie termodynamiczno-ciepłno-przepływowym – *CHS*, podlegają wzajemnym sprzężeniom substancjalnym –  $\Phi^m$ , energetycznym –  $\Phi^e$  i sterującym  $\Phi^s$ , a także sprzężeniom zewnętrznym z otoczeniem schładzacza (silnika – *TSS*, struktury kadłuba i wirnika nośnego śmigłowca – *US*, atmosfery otaczającej śmigłowca – *AT*).

Skierowany graf tych sprzężeń wewnątrz systemowych i sprzężeń zewnętrznych, przedstawiono według [6] na rysunku 2.

Podukłady schładzacza *D*, *KE*, *KM*, *W* są w grafie odwzorowane jako wewnętrzne węzły grafu, a układy: *TSS*, *US*, i obszar *AT* są węzłami zewnętrznymi grafu (pozostającymi w otoczeniu grafu). Skierowane sprzężenia wewnętrzne tworzą zbiory:



Rys. 2. Skierowany graf sprzężeń wewnątrz-systemowych i zewnętrznych w systemie bezprzeponowego schładzacza eżekcyjnego spalin *CHS*

– zbiór sprzężeń substancjalnych:

$$Z_m = \{\Phi_{D-M}^m, \Phi_{E-M}^m, \Phi_{M-W}^m\},$$

– zbiór sprzężeń energetycznych:

$$Z_e = \{\Phi_{D-E}^e, \Phi_{D-M}^e, \Phi_{E-M}^e, \Phi_{M-W}^e\},$$

– zbiór sprzężeń sterujących

$$Z_s = \{\Phi_{D-E}^s\}.$$

Zewnętrzne sprzężenia z otoczeniem: substancjalne energetyczne i sterujące tworzą zbiory:

$$Z_m^0 = \{\Phi_{S-D}^m, \Phi_{A-E}^m, \Phi_{W-A}^m\},$$

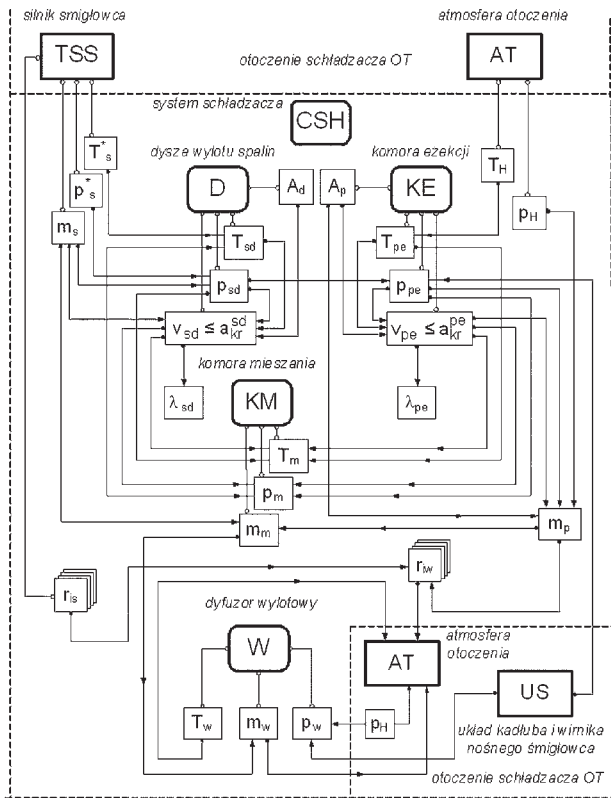
$$Z_e^0 = \{\Phi_{S-D}^e, \Phi_{U-E}^e, \Phi_{A-E}^e, \Phi_{W-A}^e\},$$

$$Z_s^0 = \{\Phi_{S-D}^s, \Phi_{D-E}^s, \Phi_{U-E}^s\}.$$

Na rysunku 3 przedstawiono schemat funkcjonalny współdziałania podukładów schładzacza *CSH* pomiędzy sobą, a także współdziałanie systemu *CSH* z otoczeniem (*TSS*, *US*, *AT*), w zakresie schładzania i zmiany składu spalin. Na schemacie zaznaczono również ukierunkowane sprzężenia pomiędzy najważniejszymi atrybutami (parametrami) charakteryzującymi działanie każdego z podukładów.

Eżekcja chłodnego powietrza atmosferycznego i schładzanie spalin w systemie – *CHS* odbywa się pod wpływem rozprężającego się w dyszy – *D* strumienia spalin (sprzężenia  $\Phi_{S-D}^m, \Phi_{S-D}^e$ ). Jednocześnie poprzez ten strumień silnik – *TSS* realizuje sterowanie działaniem schładzacza (sprzężenie  $\Phi_{S-D}^s$ ). Drugim oddziaływaniem sterującym jest oddziaływanie opływu kadłuba śmigłowca strumieniem wirnikowym i wynikającym z lotu (sprzężenie  $\Phi_{U-E}^s$ ).

Proces eżekcji chłodnego powietrza atmosferycznego (o ciśnieniu statycznym  $p_H$  i ciśnieniu spiętrzenia  $p_H^*$ ) do traktu przepływowego schładzacza (sprzężenie  $\Phi_{A-E}^m$ ), istotnie zależy od ciśnienia statycznego jakie ustala się po wypływie spalin z dyszy – *D*.



Rys. 3. Schemat funkcjonalny współdziałania podukładów schładzacza z uwzględnieniem sprzężeń pomiędzy parametrami termicznymi spalin i powietrza chłodzącego

### 3. OPIS WYŁĘŻENIA DZIAŁANIA SILNIKÓW NAPĘDOWYCH W CZASIE EKSTREMALNYCH ZADAŃ LOTNYCH ŚMIGŁOWCA

W czasie lotu śmigłowca, szczególnie w czasie manewrów śmigłowca bojowego, silniki napędowe pracują prawie ciągle na zakresach przejściowych, wywoływanych wewnętrznymi i zewnętrznymi zakłóceniami ich zdolności do działania na zakresach znamionowych.

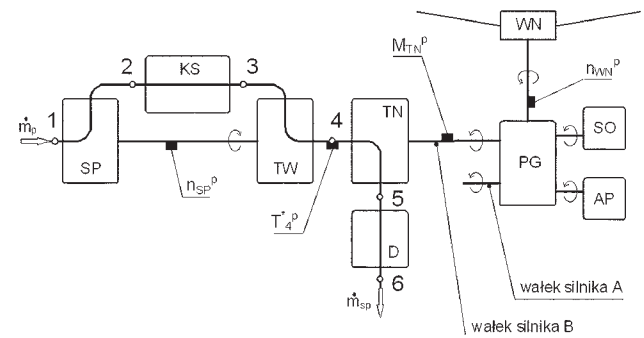
W procesach przejściowych przebiegających w silniku śmigłowca, według [4], [5], [10], zmieniają się w czasie wszystkie parametry termiczne i gazodynamiczne czynnika roboczego w całym kanale przepływowym silnika, zmienia się również strumień spalin wypływających z silnika.

Analiza tych zmian w silniku śmigłowcowym z „turbina swobodną” jest znacznie utrudniona, co w pierwszym rzędzie spowodowane jest brakiem sprzężenia mechanicznego pomiędzy turbiną wytwornicową i napędową. Utrudnione są również badania eksperymentalne znamion silnikowych procesów przejściowych w locie, bowiem istnieją określone uwarunkowania techniczne pomiarów (chodzi o minimalizację ilości punktów pomiarowych) oraz określone koszty przeprowadzanych prób.

Ze względu na brak niektórych danych pomiarowych (ciśnienia, temperatury i strumienia spalin) w strefach turbin kanału przepływowego, analizę działania silnika w stanach przejściowych – wywołanych zmianami warunków lotu śmigłowca – przeprowadzono, wykorzystując sformułowany eksperymentalny model działania silnika z oddzielną turbiną napędową bez przekładni silnikowej (rys. 4).

Przy formułowaniu modelu wykorzystano przesłanki wynikające ze współdziałania turbiny napędowej z turbiną

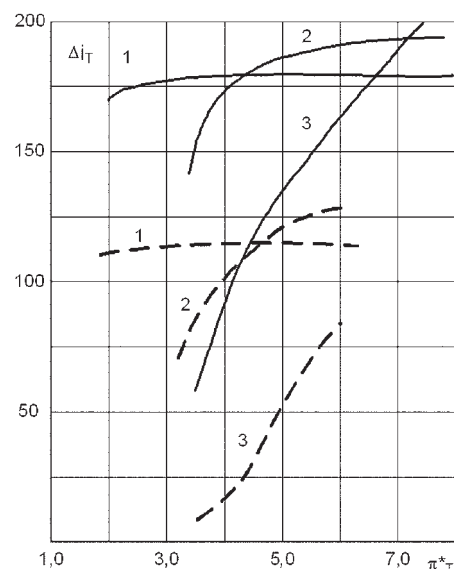
wytwornicową przy zmianach strumienia paliwa  $B_s^*$  podawanego do komory spalania lub przy zmianach obciążenia na wał wyjściowym turbiny napędowej, momentem oporowym wirnika nośnego  $M_{WN}$ , zredukowanym na wał turbiny.



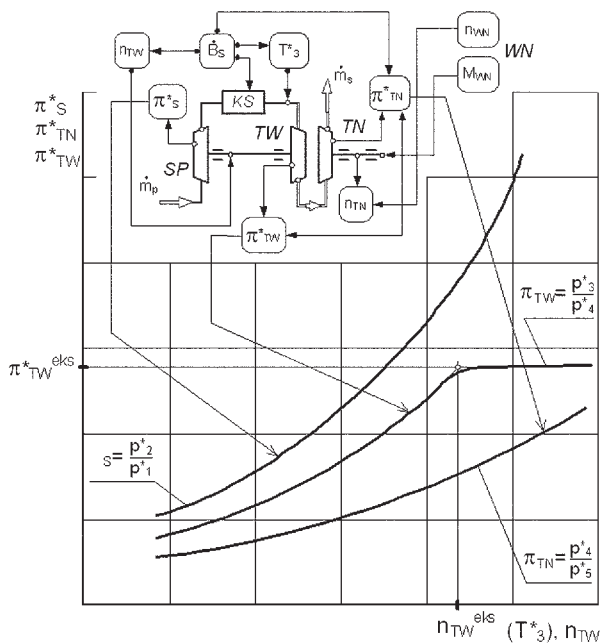
Rys. 4. Schemat rozmieszczenia punktów pomiarowych przy badaniu dynamiki działania silnika turbinowego w wybranych manewrach lotnych śmigłowca, opracowanie na podstawie [8]

Przesłanki wynikają z cech działania turbin wielostopniowych, [3], [4], zilustrowanych na rysunku 5 i dla sformułowanego eksperymentalnego modelu silnika są następujące:

1. W trakcie przepływowym silnika z „turbina swobodną”, zespół turbin reakcyjnych: wytwornicowej i napędowej należy rozpatrywać jako zespół turbiny wielostopniowej o stopniach wytwornicowym i napędowym, pomimo braku sprzężenia mechanicznego pomiędzy nimi przy czym przejściowe zakresy działania takiego dwustopniowego zespołu turbinowego silnika śmigłowca mogą być wywołane zmianami w czasie temperatury spiętrzenia gazów przed zespołem turbin –  $T_3^*$  (w wyniku zmian strumienia spalonego paliwa) lub zmianami momentu obrotowego –  $M_{TN}$ , obciążającego ostatni stopień turbiny napędowej (w wyniku zmian zakresu działania wirnika napędowego, rys. 6).
2. Zmiany temperatury spiętrzenia spalin przed zespołem turbinowym wywołują zmiany spadku entalpii spiętrzenia głównie na stopniu ostatnim – napędowym (rys. 6).



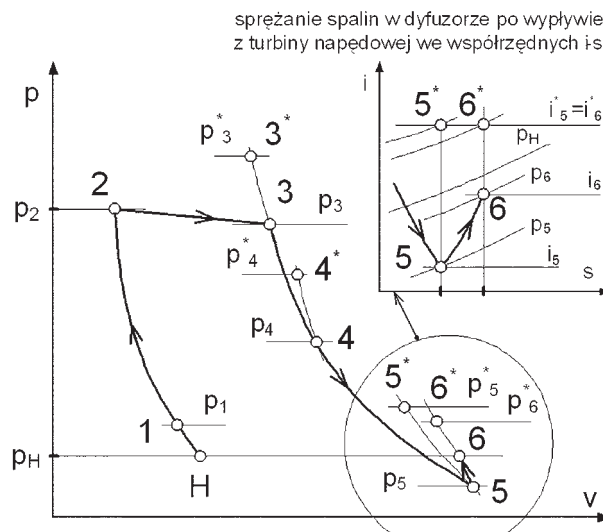
Rys. 5. Spadki entalpii na poszczególnych stopniach turbiny trójstopniowej w zależności od sumarycznego stosunku ciśnień dla całej turbiny,  $n = 14800$  obr/min, linia ciągła –  $T_g^* = 1300$  K, linia przerywana –  $T_g^* = 810$  K, [3]



Rys. 6. Schemat zmian stosunków ciśnień turbiny wytwornicowej i turbiny napędowej w zależności od zmian częstotliwości obrotów turbiny wytwornicowej lub od zmian temperatury spięzzenia za komorę, opracowanie na podstawie [4]

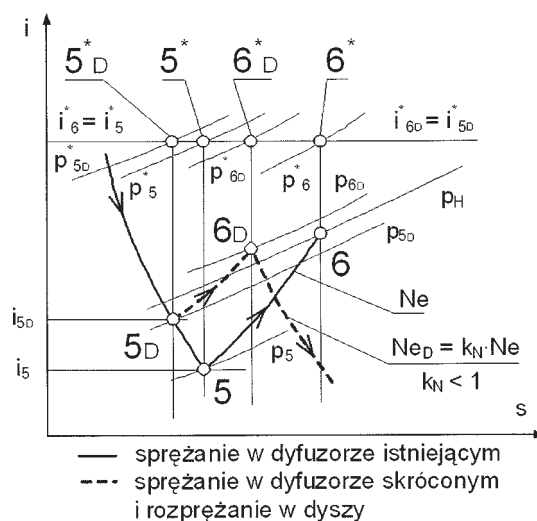
3. Zmiany stosunku ciśnień w zespole turbin (jako turbinie wielostopniowej) na eksploatacyjnych zakresach działania, kiedy moce turbiny napędowej są wystarczające do napędu śmigłowca skutkują głównie zmianami stosunku ciśnień w stopniu ostatnim- napędowym, stąd stosunek ciśnień w stopniu wytwornicowym pozostaje prawie niezmienny pomimo zmian prędkości obrotowej wytwornicy i związanych z nimi zmian sprężu sprężarki.
4. W czasie lotu śmigłowca prędkość obrotowa turbiny napędowej zmienia się w niewielkim przedziale 95÷105% prędkości znamionowej, [12].
5. W eksploatacyjnych zakresach działania silnika, prędkość obrotowa turbiny wytwornicowej zmienia się w granicach 10÷15% prędkości obliczeniowej, co w powiązaniu ze stałością stosunku ciśnień w zakresie tych zmian, pozwala powiązać prędkość obrotową wytwornicy z temperaturą gazów przed zespołem turbin, a ściślej z pierwiastkiem drugiego stopnia z temperatury, [4].

Algorytm eksperymentalnego modelu działania silnika w stanach przejściowych sformułowanego z wykorzystaniem przedstawionych przesłanek a także informacji zawartych w [2], [4], [6], [9], [10], zestawiono w tabeli 1 (załącznik).



Rys. 7. Wykres rzeczywistego przebiegu procesu silnikowego w silniku z oddzielną turbiną napędową w układzie współrzędnych p-v

Na rysunku 7 przedstawiono przebieg rzeczywistego procesu silnikowego w silniku z oddzielną turbiną napędową z zaznaczeniem sprężania spalin w dyfuzorze po wypływie z turbiny napędowej, a na rysunku 8 przebieg sprężania spalin w skróconym dyfuzorze i dyszy wylotowej do schładzacza. Po zamontowaniu zestawu dyfuzor – dysza moc silnika zmniejsza się w stopniu określonym współczynnikiem  $k_N < 1$ .



Rys. 8. Wykres porównania sprężania spalin w dyfuzorze ze sprężaniem spalin w dyfuzorze i rozprężaniem w dyszy po zamontowaniu schładzacza

Równanie (55) wyszczególnione w tabeli 1 (załącznik) zostało wyprowadzone przy założeniu równości ciśnień spięzzenia  $p_6^* = p_7^*$ . Po wypłynięciu spalin ze skróconego dyfuzorów którym spaliny uległy częściowemu sprężeniu, do dyszy w schładzaczu, strumień masy spalin w dyszy ulega rozprężeniu przy czym spełnione jest równanie przepływu gazu ściśliwego. Równanie to przybliżono równaniem elipsy Bendenmana o postaci:

$$\left(\frac{\dot{m}_{SN}}{\dot{m}_{s\max}}\right)^2 + \left(\frac{\beta_s - \beta_{skr}}{1 - \beta_{skr}}\right)^2 = 1, \quad (1)$$

przy czym maksymalna wielkość tego strumienia opisana jest równaniem:

$$\dot{m}_{s \max} = \varphi_s \cdot A_D \left( \frac{p_6^{*2}}{R_{sp} \cdot T_6^*} \right)^{0,5} \cdot \left[ k_s \left( \frac{2}{k_s + 1} \right)^{\frac{k_s + 1}{k_s - 1}} \right]^{0,5}, \quad (2)$$

gdzie:

$$\beta_s = \frac{p_{s7}}{p_6^*} \quad - \text{stosunek ciśnień w przekroju wylotowym dyszy,}$$

$$\beta_{skr} = \left( \frac{2}{k_s + 1} \right)^{\frac{k_s}{k_s - 1}} \quad - \text{krytyczny stosunek ciśnień w dyszy,}$$

$$\phi_s \cong 0,95 \quad - \text{współczynnik strat prędkości w dyszy}$$

Z rozwiązania równania (31) wynika wielkość ciśnienia statycznego spalin  $p_{s7}$  w przekroju  $A_d$ .

A zatem przy założeniu równości  $p_{s7} = p_{p7} = p_7$ , słusznej przy relacji  $\frac{p_H}{p_6^*} > 0,528$ , uzyskuje się równanie opisujące

ciśnienie statyczne w strefie wylotu z dyszy, wzór (55). Różnica tego ciśnienia i ciśnienia  $p_H$  ( $p_H - p_7 > 0$ ) stanowi siłę napędową dopływu chłodnego powietrza do strefy  $-KE$  (sprężenie  $\Phi_{D-E}^e$ ), a jego zmiany spowodowane zmianami  $\dot{m}_{SN}$  sterują wielkością strumienia  $\dot{m}_p$  (sprężenie  $\Phi_{D-E}^s$ ).

Znajomość wielkości ciśnienia  $p_7$  pozwala opisać wielkość strumienia powietrza zasysanego  $\dot{m}_p$  zależnością:

$$\dot{m}_p = \phi_p \cdot A_p \frac{p_H^*}{\sqrt{R_p \cdot T_H^*}} \left[ \frac{2k_p}{k_p - 1} \left( \beta_p^{k_p} - \beta_p^{\frac{k_p+1}{k_p}} \right) \right]^{0,5}, \quad (3)$$

oraz stosunek eżekcji przy eżekcji chłodnego powietrza:

$$M_E = \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_{SN}} \quad (4)$$

gdzie:

$$\beta_p = \frac{p_7}{p_H} \quad - \text{stosunek ciśnień powietrza w przekroju wylotowym komory eżekcji,}$$

$$\phi_p \cong 0,95 \quad - \text{współczynnik strat prędkości powietrza.}$$

#### 4. MODEL WSPÓLDZIAŁANIA SILNIKA I SCHŁADZACZA

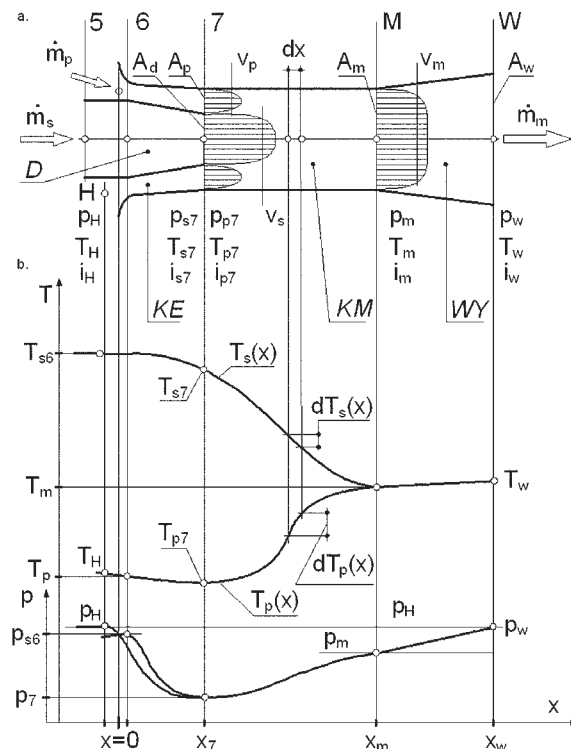
Na rysunku 9 przedstawiono schemat układu bezprzeponowego schładzacza spalin połączonego z dyszą wylotową silnika napędowego śmigłowca, przy czym rysunek 9a przedstawia układ schładzacza z dyszą wylotową silnika, rysunek 9b hipotetyczne rozkłady ciśnień, temperatur statycznych spalin i powietrza w poszczególnych przestrzeniach schładzacza przy przepływie strumienia roboczego – spalin oraz strumienia zasysanego – powietrza chłodnego.

Przebieg przemian termodynamicznych zachodzących w schładzaczu przedstawiono w układzie współrzędnych  $i-s$  na rysunku 10. Na rysunku punkty  $7_s$  i  $7_p$  oznaczają stany

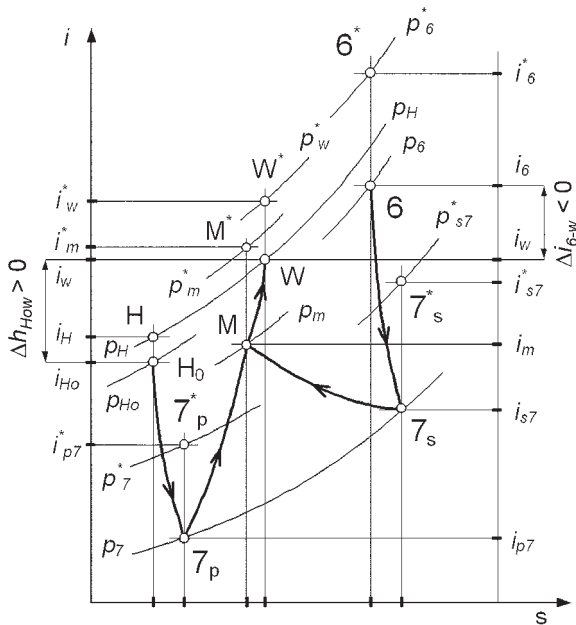
statyczne spalin i powietrza w przekroju wlotowym do przestrzeni –  $KM$  komory mieszania, a jednocześnie schładzania spalin. Punkt  $M$  oznacza stan termiczny mieszanki w przekroju wylotowym komory mieszania, a punkt  $W$  – stan statyczny mieszanki w przekroju wylotowym do otoczenia. Zmianę entropii w przemianach rozprężania powietrza  $H_0 - 7_p$  i spalin  $6 - 7_s$  są wynikiem tarcia w przepływających gazach, natomiast zmiany entropii zarówno powietrza, jak i spalin w procesie mieszania są wynikiem głównie przekazywania ciepła od spalin do powietrza i w mniejszym stopniu spowodowane są nieodwracalnością procesu, [6], [11].

Sformułowanie matematycznego modelu mieszania strumieni, a zarazem obniżania temperatury statycznej spalin wymaga wprowadzenia założeń modelowych i przyjęcia odpowiedniego układu równań opisujących model. Założenia są następujące:

1. Przepływy spalin w dyszy –  $D$  i powietrza w kanale eżekcji –  $KE$ , traktowane są jako jednowymiarowe przepływy gazów ściśliwych.
2. Spaliny i powietrze są gazami półdoskonałymi: stosują się do równań gazów doskonałych a ich własności fizyczne: ciepła właściwe  $c_p$ , stałe gazowe  $R$  i wykładniki adiabaty  $k$  zależą od temperatury.
3. Zakłada się znajomość geometrii składacza.
4. W rozważaniach pomija się straty ciepła do otoczenia, a zachodzące procesy termodynamiczno-przepływowe są nieodwracalne w dyszy –  $D$ , w kanale eżekcji –  $KE$  oraz w dyfuzorze –  $WY$  (są to nieodwracalne przemiany izoenergetyczne).



Rys. 9. Hipotetyczne rozkłady ciśnień, temperatur statycznych spalin i powietrza w poszczególnych przestrzeniach schładzacza przy przepływie strumienia roboczego – spalin oraz strumienia zasysanego – powietrza chłodnego



Rys. 10. Przebieg przemian termodynamicznych zachodzących w układzie schładzacza w trakcie wymiany ciepła pomiędzy spaliniami i chłodnym powietrzem w układzie schładzacza

Układ równań opisujących model mieszania jest następujący:

- równanie ciągłości przepływu (wynik sprzężeń  $\Phi_{D-M}^m$  i  $\Phi_{E-M}^m$ ):

$$\dot{m}_m = \dot{m}_{SN} (1 + M_E), \quad (5)$$

gdzie:

$$M_E = \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_{SN}} \quad \text{– współczynnik eżekcji}$$

- równania składu mieszanki:

$$r_{CO_2}^m = \left( \frac{g_{CO_2}^p \cdot M_E + g_{CO_2}^s}{1 + M_E} \right) \frac{R_{CO_2}}{R_m},$$

$$r_{H_2O}^m = \left( \frac{g_{H_2O}^p \cdot M_E + g_{H_2O}^s}{1 + M_E} \right) \frac{R_{H_2O}}{R_m}, \quad (6)$$

$$r_{N_2}^m = \left( \frac{g_{N_2}^p \cdot M_E + g_{N_2}^s}{1 + M_E} \right) \frac{R_{N_2}}{R_m},$$

$$r_{O_2}^m = \left( \frac{g_{O_2}^p \cdot M_E + g_{O_2}^s}{1 + M_E} \right) \frac{R_{O_2}}{R_m},$$

przy czym zastępcza stała gazowa spełnia zależność:

$$R_m = \frac{g_{CO_2}^p \cdot M_E + g_{CO_2}^s}{1 + M_E} R_{CO_2} + \frac{g_{H_2O}^p \cdot M_E + g_{H_2O}^s}{1 + M_E} R_{H_2O} + \frac{g_{N_2}^p \cdot M_E + g_{N_2}^s}{1 + M_E} R_{N_2} + \frac{g_{O_2}^p \cdot M_E + g_{O_2}^s}{1 + M_E} R_{O_2} \quad (7)$$

- równanie zachowania pędu (wynik sprzężeń  $\Phi_{D-M}^m$ ,  $\Phi_{E-M}^m$ ,  $\Phi_{A-E}^m$ ,  $\Phi_{D-M}^m$ ):

$$\varphi_m \dot{m}_{SN} (w_{s7} + M_E \cdot w_{p7}) - \dot{m}_{SN} (1 + M_E) \cdot w_m = (p_m - p_7) \cdot A_m \quad (8)$$

- równanie energii całkowitej (wynik sprzężeń  $\Phi_{E-M}^{ee}$ ,  $\Phi_{A-E}^{ee}$ ,  $\Phi_{D-M}^{ee}$ ):

$$i_6^* + M_E \cdot i_H^* = (1 + M_E) \cdot i_m^* \quad (9)$$

gdzie:

$$i_6^* = \frac{k_s}{k_s - 1} R_s \cdot T_{s6}^* = c_{ps} \cdot T_{s6}^*,$$

$$i_H^* = \frac{k_p}{k_p - 1} R_p \cdot T_H^* = c_{pp} \cdot T_H^*,$$

$$i_m^* = \frac{k_m}{k_m - 1} R_m \cdot T_m^* = c_{pm} \cdot T_m^*.$$

Ponadto układ zamykają równania związków fizycznych dla mieszanki spaliny-powietrze:

$$c_{pm} = \frac{c_{ps} + M_E \cdot c_{pp}}{1 + M_E},$$

$$c_{vm} = \frac{c_{vs} + M_E \cdot c_{vp}}{1 + M_E},$$

$$R_m = c_{ps} - c_{vm} = \frac{R_s + M_E \cdot R_p}{1 + M_E},$$

$$k_m = \frac{k_p \left( M_E + \frac{c_{ps}}{c_{pp}} \right)}{M_E + \frac{k_p}{k_s} \cdot \frac{c_{ps}}{c_{vp}}}$$

Właściwości fizyczne spalin opisane są zgodnie z [10] zależnościami:

$$R_s = 287 + 18,8 \frac{1}{\alpha_1 \cdot L_t^m}, \quad (10)$$

$$k_s = \frac{1}{0,7114 + 1,3 \cdot 10^{-5} (T_s^* - 200) + 6,2 \cdot 10^{-8} (T_s^* - 200)^2} - 0,6 \cdot \tau, \quad (11)$$

przy czym wzór (41) słuszny jest w zakresie temperatur  $200K < T_s^* < 600K$

gdzie:

$$\tau = \frac{1}{\alpha \cdot L_t^m}, \quad c_{ps} = \frac{k_s}{k_s - 1} R_s.$$

Rozwiązanie układu równań przeprowadzono z wykorzystaniem funkcji gazodynamicznych charakterystycznych dla rozpatrywanego zagadnienia odpowiednich dla rozpatrywanego problemu. Funkcje te zestawiono w tabeli 2 (załącznik).

W tabeli 3 zestawiono wzory opisujące krytyczne wartości funkcji  $\Theta$ ,  $\beta$ ,  $\varepsilon$ ,  $\Psi$  oraz prędkości dźwięku.

W tabeli 4 zestawiono związki opisujące geometrię schładzacza (charakterystyczne przekroje).

Zgodnie z przyjętą metodą w przekroju 7 (na wejściu do komory  $KM$ ) parametry termodynamiczne i przepływowe opisane są następująco:

– średnie prędkości przepływu obydwu czynników:

$$w_{s7} = \phi_{s7} \cdot \lambda_{s7} \sqrt{\frac{2k_s}{k_s + 1} R_s \cdot T_{s6}^*}, \quad (12)$$

$$w_{p7} = \phi_{p7} \cdot \lambda_{p7} \sqrt{\frac{2k_p}{k_p + 1} R_p \cdot T_{p6}^*}, \quad (13)$$

– średnie temperatury statyczne obydwu czynników

$$T_{s7} = \Theta_{s7} \cdot T_{s7}^* \quad \text{przy} \quad T_{s7}^* = T_{s6}^* \quad (14)$$

$$T_{p7} = \Theta_{p7} \cdot T_{p7}^* \quad \text{przy} \quad T_{p7}^* = T_{p6}^* \quad (15)$$

– stopień eżekcji

$$M_E = a \frac{\varphi_{p7} p_H^*}{\varphi_{s7} p_6^*} \sqrt{\frac{T_6^*}{T_H^*}} \sqrt{\frac{R_s}{R_p}} \frac{\Psi_p(\beta_{p7})}{\Psi_s(\beta_{s7})} \quad (16)$$

gdzie:

$$\lambda_{s7} = \sqrt{\frac{k_s + 1}{k_s - 1} \left[ 1 - \beta_{s7} \frac{k_s - 1}{k_s} \right]}, \quad \lambda_{p7} = \sqrt{\frac{k_p + 1}{k_p - 1} \left[ 1 - \beta_{p7} \frac{k_p - 1}{k_p} \right]}$$

$$\Theta_{s7} = \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \lambda_{s7}^2 \right), \quad \Theta_{p7} = \left( 1 - \frac{k_p - 1}{k_p + 1} \lambda_{p7}^2 \right)$$

$$\Psi_p = \sqrt{\frac{2k_p}{k_p - 1} \left( \beta_{p7}^{\frac{2}{k_p}} - \beta_{p7} \frac{k_p + 1}{k_p} \right)}, \quad \Psi_s = \sqrt{\frac{2k_s}{k_s - 1} \left( \beta_{s7}^{\frac{2}{k_s}} - \beta_{s7} \frac{k_s + 1}{k_s} \right)}$$

Z równania zachowania energii całkowitej w procesie mieszania wynika:

$$T_m^* = \frac{c_{ps} \cdot T_{s6}^* + M_E \cdot c_{pp} \cdot T_H^*}{c_{pm} (1 + M_E)} \quad (17)$$

gdzie:

$$c_{ps} = \frac{k_s}{k_s - 1} R_s,$$

$$c_{ps} = \frac{k_p}{k_p - 1} R_p,$$

$$c_{pm} = \frac{k_m}{k_m - 1} R_m.$$

Po wprowadzeniu do równania zachowania ilości ruchu (8) funkcji pędu strumienia masy w danym przekroju, zdefiniowanej ogólną zależnością:

$$P = \dot{m} \cdot w + p \cdot A \quad (18)$$

gdzie:

$w, p$  – wielkość prędkości średniej i ciśnienia gazu w rozpatrywanym przekroju  $A$ ,

a także funkcji gazodynamicznej  $z(\lambda)$  wyznaczono z tego równania wielkość funkcji  $z_m$  w przekroju  $M$  – na wyjściu z komory mieszania:

$$z_m(\lambda) = \frac{\varphi_m \cdot \Psi_m \left( \frac{1}{\varphi_{s7}} \sqrt{\frac{2(k_s + 1)}{k_s}} R_s \cdot T_{s6}^* \cdot z_s + \frac{M_E}{\varphi_{p7}} \sqrt{\frac{2(k_p + 1)}{k_p}} R_p \cdot T_H^* \cdot z_p \right)}{(1 + M_E) \sqrt{\frac{2(k_m + 1)}{k_m}} R_m \cdot T_m^*}. \quad (19)$$

Wzór (65) w połączeniu z definicją funkcji  $z(\lambda)$  pozwala wyznaczyć wielkość bezwymiarowej prędkości (liczby Laval'a) w przekroju  $M$ :

$$\lambda_m = z_m - \sqrt{z_m^2 - 1}, \quad (20)$$

a następnie wielkość statycznej temperatury  $T_m$  w postaci:

$$T_m = \Theta_m(\lambda_m) \frac{c_{ps} \cdot T_{s6}^* + M_E \cdot c_{pp} \cdot T_H^*}{c_{pm} (1 + M_E)} \quad (21)$$

gdzie:

$$\Theta_m = 1 - \frac{k_m - 1}{k_m + 1} \lambda_m^2 - \text{wielkość gazodynamicznej funkcji teratury statycznej w przekroju } M$$

Postać funkcji gazodynamicznej  $q(\lambda)$  w połączeniu z zależnością definiującą tą funkcję wzór (46), pozwala wyznaczyć ciśnienie spiętrzenia mieszaniny w przekroju  $M$ :

$$p_m^* = \frac{\dot{m}_s (1 + M_E) \cdot \sqrt{R_m \cdot T_m^*}}{A_m \cdot q_m(\lambda_m) \cdot \Psi_{m,\max}}. \quad (22)$$

Ciśnienie statyczne  $p_m$  opisane jest natomiast z wykorzystaniem funkcji gazodynamicznej  $\beta_m$ :

$$p_m = p_m^* \left( 1 - \frac{k_m - 1}{k_m + 1} \lambda_m^2 \right)^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (23)$$

W dyfuzorze wylotowym schładzacza zachodzi nieodwracalna przemiana izoenergetyczna (bez wykonania pracy i pomijalnie małej wymiany ciepła poprzez płaszcz boczny), co pozwala przyjąć równość temperatur spiętrzeń w przekrojach  $M$  i  $W$ :  $T_w^* = T_m^*$ .

W przekroju wylotowym  $W$  ciśnienie statyczne mieszaniny osiąga wartość:  $p_w = p_H$ .

Pozostałe parametry statyczne muszą być wyznaczane, z dodatkowego związku uproszczonego równania zachowania ilości ruchu strumienia mieszaniny w dyfuzorze.

Z równania takiego wynika wielkość prędkości w przekroju  $W$ :

$$w_w = \Psi \cdot w_m + A_m \frac{p_m - p_H \cdot a + \frac{1}{2}(p_m + p_H) \cdot (a_w - 1)}{\dot{m}_s \cdot (1 + M_E)}, \quad (24)$$

zaś prędkość bezwymiarowa  $\lambda_w$  opisana jest równaniem:

$$\lambda_w = \frac{w_w}{\varphi_w \sqrt{\frac{2k_m}{k_m + 1} R_m \cdot T_m^*}} \quad (25)$$

gdzie:

$$a_w = \frac{A_w}{A_m}$$

$\psi_w$  – strata pędu mieszanki w skutek tarcia w dyfuzorze,

$\phi_w$  – współczynnik straty prędkości mieszanki w przekroju  $W$ .

Temperatura statyczna mieszanki w przekroju  $W$  opisana jest zależnością:

$$T_w = \Theta_w \cdot T_m^* = \Theta_w \left( \lambda_w \right) \frac{c_{ps} \cdot T_{s6}^* + M_E \cdot c_{pp} \cdot T_H^*}{c_{pm} (1 + M_E)}, \quad (26)$$

przy czym funkcja  $\Theta_w$  wyrażona jest związkiem:

$$\Theta_w \left( \lambda_w \right) = 1 - \frac{k_m - 1}{k_m + 1} \lambda_w^2. \quad (27)$$

Przedstawiony opis pozwala oszacować termiczny stan statyczny mieszanki spalin i powietrza w przekroju wylotowym schładzacza.

Głównym miernikiem dobroci działania schładzacza spalin połączonego z silnikiem turbinowym śmigłowca jest współczynnik temperaturowy określający zmniejszenie gęstości emisji własnej dla podstawowych pasm emisji podczerwieni przez spaliny po schłodzeniu i przed schłodzeniem o postaci:

$$k_{IR-T} = \left( \frac{T_{WS}}{T_{W0}} \right)^4 \quad (28)$$

przy czym zmianę gęstości emisji własnej opisuje formalnie zależność:

$$\frac{\dot{e}_{\lambda_s}}{\dot{e}_{\lambda_0}} = f(k_{IR-T}, k_{IR-P}), \quad (29)$$

gdzie:

$\dot{e}_{\lambda_s}, T_{WS}$  – gęstość emisji własnej i temperatura statyczna spalin po schłodzeniu,

$\dot{e}_{\lambda_0}, T_{W0}$  – gęstość emisji własnej i temperatura statyczna spalin bez chłodzenia,

$k_{IR-P}$  – współczynnik ciśnień cząstkowych określający zmiany współczynnika emisyjności spalin po schłodzeniu i przed schłodzeniem.

## 5. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono identyfikację współdziałania bezprzeponowego eżekcyjnego schładzacza spalin z silnikami turbinowymi śmigłowca oraz sformułowany na tej podstawie model tego współdziałania. Zaprezentowany fragmentaryczny opis modelu dotyczy w zasadzie współdziałania na zakresach przejściowych i składa się z opisów:

- eksperymentalnego podmodelu działania silnika w stanach przejściowych ujmującego dynamikę współdziałania turbiny napędowej z wirnikiem nośnym, jednakże bez dynamiki przepływu masy spalin i dynamiki przetwarzania energii na tym etapie modelowania,

- podmodel schładzacza ujmującego zmiany w czasie przebiegi procesów schładzania, jednakże na tym etapie modelowania bez uwzględnienia dynamiki przepływu masy przemian energii w przestrzeniach schładzacza.

Obydwa podmodele sprzężone są równaniami gazodynamicznymi opisującymi proces eżekcji powietrza chłodzącego.

Tak sformułowany model podatny jest na udoskonalenia podwyższające poziom dokładności opisu zjawisk i dokładności uzyskiwanych wyników modelowania. Notabene taki model (na wyższym stopniu modelowania) już istnieje a wyniki będą publikowane w przyszłości.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] **Antas S.:** *The Methods of Modifications of Turboprop and Turbohaft Civil and Military Engines*. Prace Instytutu Lotnictwa 2001, nr 165-166.
- [2] **Antas S., Wolański P.:** *Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych*. Wyd. Politechnika Warszawska, Warszawa 1989.
- [3] **Cholszcziownikow K. W.:** *Tieorija i raszcziet awiacyjnyh lopatocznyh maszin*. Izd. Maszynostrojenie, Moskwa 1970.
- [4] *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*. **Dzierżanowski P. i in.** WKiŁ, Warszawa 1985.
- [5] *Zespoły wirnikowe silników turbinowych*. **Dźygałło Z. i in.** WKiŁ, W-wa 1982.
- [6] **Fijałkowski S.:** *Analiza możliwości ograniczania promieniowania podczerwonego emitowanego przez strukturę konstrukcyjną śmigłowca – strefę silnikową i odlotowe gazy spalinowe*. Opracowanie w ramach badań statutowych nr S4/M/2006-II zad 2.3 Politechnika Lubelska, Lublin 2006.
- [7] **Fijałkowski S.:** *Badanie i analiza emisji promieniowania podczerwonego nieosłoniętego silnika napędowego i strumienia spalin śmigłowca PZL Sokół w warunkach przedstartowych i przy starcie przy użyciu kamery termowizyjnej*. Opracowanie w ramach badań statutowych nr S38/M/2008 zad. 2.3 Politechnika Lubelska, Lublin 2008.
- [8] *Materiały dotyczące badań śmigłowca PZL W-3A Sokół w lotach NOE*. Opracowanie PZL Świdnik S.A.
- [9] **Maslennikow M.:** *Gazowyje dwigatieli dlja wiertolietow*. Wyd. Maszynostrojenie, Moskwa 1968.
- [10] **Muszyński M., Orkisz M.:** *Modelowanie turbiniowych silników odrzutowych*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Silniki turbinowe. Warszawa 1997.
- [11] **Paliwoda A.:** *Urządzenia chłodnicze strumienicowe*. WNT, Warszawa 1971.
- [12] *Silnik turbinowy typ PZL-10W*. Zbiór charakterystyk silnikowych, WSK PZL Świdnik S.A.
- [13] **Szczeciński S.:** *Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe*. WKiŁ Warszawa.
- [14] **Wójcik P., Fijałkowski S.:** *Badania patentowe z zakresu budowy i zasad działania schładzaczy spalin stosowanych w budowie śmigłowców*. Politechnika Lubelska, Lublin.



## Załącznik

Tab. 1. Zestawienie wzorów do algorytmu eksperymentalnego modelu działania silnika w stanach przejściowych

Nazwa wielkości	Wzór	Jednostka	Nr wzoru
Temperatura spiętrzenia spalin za komorą spalania	$T_3^* = \Omega_{TW} \cdot n_{TW}^2$	$K$	(30)
	stała charakterystyczna dla silnika 10W $\Omega_{TW} = 1,321 \cdot 10^{-6}$	$\frac{K}{\left(\frac{obr}{min}\right)^2}$	
	$n_{TW}$ – z pomiarów	$obr / min$	
Temperatura statyczna spalin za komorą spalania	$T_3 = T_3^* - \frac{c_3^2}{2c_{ps}}$	$K$	(31)
	zakres prędkości przepływu spalin za komorą spalania $c_3 = 180 - 200$	$\frac{m}{s}$	
Ciśnienie statyczne za komorą spalania	$p_3 = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{SP} \cdot p_H^* \cdot \left(\frac{T_3}{T_3^*}\right)^{\frac{k_s}{k_s-1}}$	$Pa$	(32)
	zakresy wartości współczynników $\sigma_F = 0,98 - 0,99$ ; $\sigma_{W_1} = 0,96 - 0,98$ ; $\sigma_{K_s} = 0,92 - 0,97$ ; $\sigma_{D_{uf}} = 0,93 - 0,97$	–	
Stosunek ciśnień splin w turbinie wytwornikowej w parametrach spiętrzenia	$\pi_{TW}^* = \frac{p_3^*}{p_4^*} = \left(\frac{T_3^*}{T_4^*}\right)^{\frac{k_{ps}}{k_{ps}-1}}$	–	(33)
	temperatura spiętrzenia spalin za turbiną wytwornicową $T_4^*$ – z pomiarów	$K$	
Ciśnienie spiętrzenia spalin za turbiną wytwornicową	$p_4^* = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{sp}^* \cdot p_H^* \left[1 - \left(1 - \frac{T_4^*}{T_3^*}\right) \cdot \frac{1}{\eta_{TW}}\right]^{\frac{k_{ps}}{k_{ps}-1}}$	$Pa$	(34)
Spręż silnika	$\pi_s^* = \sigma_{W_1} \cdot \pi_{sp}^*$	–	(35)
Spręż sprężarki	$\pi_{sp}^* = 0,0005572 \left(n_{TW} \sqrt{\frac{288}{T_H}}\right) - 9,2456$ spręż sprężarki na podstawie charakterystyki prędkościowej wg. [12]	–	(36)
Spręż dyfuzora w parametrach spiętrzenia	$\pi_D^* = \left[1 + \frac{k_s - 1}{k_s + 1} (1 - \Theta) \lambda_5^2\right]^{\frac{k_s}{k_s-1}}$	–	(37)
	Liczba Laval'a i współczynnik $\Theta$ wg. [9] $\varphi = 0^\circ$ ; $\Theta = 0,625$ ; $\lambda_5 = 0,30 - 0,5$	–	
	spręż dyfuzora w parametrach spiętrzenia $\pi_D^* = \frac{p_5^*}{p_6^*}, (1,03 - 1,08)$	–	
Stosunek ciśnień w turbinie napędowej w parametrach spiętrzenia	$\pi_{TN}^* = \frac{\pi_s^*}{\pi_{TW}^* \cdot \pi_D^*}$	–	(38)

Tab. 1. cd.

Temperatura spiętrzenia spalin za turbiną napędową	$T_5^* = T_4^* \cdot \left( \frac{1}{\pi_{TN}^*} \right)^{\frac{k_s - 1}{k_s}}$	$K$	(39)
	$k_{ps}$ – wykładnik politropy rozprężania		
Ciśnienie spiętrzenia spalin za turbiną napędową	$p_5^* = \frac{p_4^*}{\pi_{TN}^*}$	$Pa$	(40)
Liczba Laval dla przepływu spalin za turbiną napędową	$\lambda_5 = \frac{C_5}{\sqrt{\frac{2k_s}{k_s + 1} \cdot R_s \cdot T_5^*}}$	–	(41)
Temperatura statyczna spalin za turbiną napędową	$T_5 = T_5^* \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \cdot \lambda_5^2 \right)$	$K$	(42)
Strumień masy spalin za turbiną napędową	$\dot{m}_{TN} = \dot{m}_5 = \frac{2\pi \cdot n_{TN} \cdot M_{TN} + 4\pi^2 \cdot I_{OTN} \cdot n_{TN} \frac{dn_{TN}}{dt}}{c_{ps} (T_4^* - T_5^*) \cdot \eta_{TN}^* \cdot \eta_{mTN}}$	$\frac{kg}{s}$	(43)
	$M_{TN}$ – moment obrotowy na wale $TN$ , z pomiarów $n_{TN}$ – częstość obrotów na wale $TN$ , z pomiarów $I_{OTN}$ – moment bezwładności $TN$ na wale $\eta_{TN}^*$ , $\eta_{mTN}$ – sprawności	$Nm$ $obr / s$ $kg \cdot m^2$ –	
Gęstość statyczna spalin za turbiną napędową	$\rho_5 = \frac{p_5^*}{R_s \cdot T_5^*} \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \cdot \lambda_5^2 \right)^{\frac{1}{k_s}}$	$\frac{kg}{m^3}$	(44)
Prędkość spalin za turbiną napędową	$c_5 = \frac{\dot{m}_5}{A_5 \cdot \rho_5}$	$\frac{m}{s}$	(45)
Spręż dyfuzora w parametrach spiętrzenia	$\pi_D^* = \frac{p_5^*}{p_H}$	–	(46)
Ciśnienie spiętrzenia spalin za dyfuzorem	$p_6^* = \sigma_{Dyf} \cdot p_5^*$	$Pa$	(47)
	współczynnik strat w dyfuzorze $\sigma_{Dyf} = f(\lambda_5, \gamma), \sigma_{Dyf} = 0,93 - 0,97$	–	(48)
Temperatura spiętrzenia spalin za dyfuzorem	$T_6^* = T_5^*$	$K$	(49)
Temperatura statyczna spalin za dyfuzorem	$T_6 = \frac{T_6^*}{(\sigma_{Dyf} \cdot \pi_D^*)^{\frac{k_s - 1}{k_s}}}$	$K$	(50)
Gęstość statyczna spalin za dyfuzorem	$\rho_6 = \frac{\rho_5}{R_s \cdot T_6} = \frac{p_H (\sigma_{Dyf} \cdot \pi_D^*)^{\frac{k_s - 1}{k_s}}}{R_s \cdot T_6^*}$	$\frac{kg}{m^3}$	(51)
Gęstość statyczna spalin za turbiną napędową	$\rho_5 = \frac{p_5^*}{R_s \cdot T_5^*} \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \cdot \lambda_5^2 \right)^{\frac{1}{k_s}}$	$\frac{kg}{m^3}$	(52)

Tab. 1. cd.

Prędkość wypływu spalin z dyfuzora	$c_6 = c_5 \cdot \frac{1}{f_d} \frac{\rho_5}{\rho_6} = c_5 \frac{1}{f_D} \frac{\rho_5 \cdot R_s \cdot T_6^*}{p_H (\sigma_{Dyf.} \cdot \pi_D)^{\frac{k_s-1}{k_s}}}$	$\frac{m}{s}$	(53)
Ciśnienie statyczne spalin za turbiną napędową	$p_5 = p_5^* \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \lambda_5^2 \right)^{\frac{k_s-1}{k_s}}$	Pa	
Strumień spalin w wylocie z dyszy	$\dot{m}_7 = \dot{m}_6 = \dot{m}_5 = \dot{m}_s$ bez uwzględnienia dynamiki przepływu	$\frac{kg}{s}$	(54)
Ciśnienie statyczne spalin w strefie wylotu z dyszy	$p_7 = p_6^* \left\{ \beta_{skr} + (1 - \beta_{skr}) \cdot \left[ 1 - \left( \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_{s \max}} \right)^2 \right]^{0,5} \right\}$	Pa	(55)
Krytyczny strumień spalin w wylocie z dyszy	$\dot{m}_{s \max} = \varphi_{s7} \cdot A_7 \left( \frac{p_6^{*2}}{R_{sp} \cdot T_6^*} \right)^{0,5} \cdot \left[ k_s \left( \frac{2}{k_s + 1} \right)^{\frac{k_s+1}{k_s-1}} \right]^{0,5}$	$\frac{kg}{s}$	(56)
Prędkość wypływu spalin z dyszy	$c_7 = \varphi_{s7} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k_s}{k_s - 1} \frac{p_6^*}{\rho_6^*} \left[ 1 - \left( \frac{p_7}{p_6^*} \right)^{\frac{k_s-1}{k_s}} \right]}$	$\frac{m}{s}$	(57)
Gęstość statyczna spalin w wylocie z dyszy	$\rho_7 = \rho_6^* \left( \frac{p_7}{p_6^*} \right)^{\frac{1}{k_s}}$	$\frac{kg}{m^3}$	(58)
Temperatura statyczna spalin w wylocie z dyszy	$T_7 = T_6^* \left( \frac{p_7}{p_6^*} \right)^{\frac{k_s-1}{k_s}}$	K	(59)
Temperatura spiętrzenia spalin w wylocie z dyszy	$T_7^* = T_7 + 0,5 \frac{c_7^2}{c_{ps}}$	K	
Ciśnienie spiętrzenia spalin w wylocie z dyszy	$p_7^* = p_7 \left( \frac{T_7^*}{T_7} \right)^{\frac{k_s}{k_s-1}}$		(60)

Tab. 2. Wykaz funkcji gazodynamicznych wykorzystywanych w modelowaniu procesów schładzania spalin w schładzaczu bezprzeponowym

Nazwa funkcji gazodynamicznej	Definicja funkcji	Wzór funkcji	Nr wzoru
Prędkość bezwymiarowa liczby Lavale $\lambda$	$\lambda = \frac{w}{a_{kr}}$ $a_{kr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} R \cdot T^*$	$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \beta^{\frac{k-1}{k}}\right)}$	(61)
Funkcja temperatury $\Theta$	$\Theta = \frac{T}{T^*}$	$\Theta(\lambda) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2$	(62)
Funkcja ciśnienia $\beta$	$\beta = \frac{p}{p^*}$	$\beta(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$	(63)
Funkcje gęstości masy $\varepsilon$	$\varepsilon = \frac{\rho}{\rho^*}$	$\varepsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	(64)
Funkcja gęstości strumienia masy $q$	$q = \frac{w \cdot \rho}{w_{kr} \cdot \rho_{kr}}$ $q = \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{A_p^* \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$	$q(\lambda) = \lambda \left(\frac{k+1}{2} - \frac{k-1}{2} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	(65)
Funkcja ilości ruchu strumienia $z$	$z = \frac{P}{\frac{k+1}{2k} \dot{m} \cdot a_{kr}}$	$z(\lambda) = \left(\lambda + \frac{1}{\lambda}\right)$	(66)
Funkcja pędu $f$	$f = \frac{P}{A \cdot p^*}$	$f(\lambda) = (1 + \lambda^2) \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	(67)
Funkcja strumienia masy $\Psi$	$\Psi = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{R \cdot T^*}}{A \cdot p^*}$	$\Psi = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left(\beta^{\frac{2}{k}} - \beta^{\frac{k+1}{k}}\right)}$	(68)
Maksymalna wielkość funkcji strumienia masy $\Psi_{\max}$	$\Psi_{\max} = \frac{\dot{m}_{\max} \cdot \sqrt{R \cdot T^*}}{A \cdot p^*}$	$\Psi_{\max} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$	(69)

Tab. 3. Krytyczne wartości funkcji  $\Theta$ ,  $\beta$ ,  $\varepsilon$ ,  $\Psi$  i prędkości dźwięku

Nazwa funkcji gazodynamicznej	Wzór
Funkcje temperatury $\Theta$	$\Theta_{kr} = \frac{T_{kr}}{T^*} = \frac{2}{k+1}$
Funkcja ciśnienia $\beta$	$\beta_{kr} = \frac{p_{kr}}{p^*} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$
Funkcja gęstości masy	$\varepsilon_{kr} = \frac{\rho_{kr}}{\rho^*} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}$
Krytyczna prędkość dźwięku	$a_{kr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*}$
Prędkość dźwięku w stanie spiętrzenia	$a^* = \sqrt{\frac{k+1}{2}} \cdot a_{kr}$
Lokalna prędkość dźwięku	$a = \sqrt{k \cdot R \cdot T}$

Tab. 4. Wielkości charakterystycznych przekrojów schładzacza mieszkankowego

Nazwa przekroju	Wzór	Nr wzoru
Wlotowy przekrój dyszy D (położony w przekroju 6 traktu przepływowego spalin)	$A_6 = \frac{\pi}{4} d_6^2$	(70)
Wylotowy przekrój dyszy D (położony w przekroju 7 traktu przepływu spalin i powietrza)	$A_d = \frac{\pi}{4} d_d^2$	(71)
Wylotowy przekrój komory eżekcji KE (położony w przekroju 7 traktu przepływu spalin i powietrza)	$A_p = \frac{\pi}{4} d_d^2 \cdot \left[ \left( \frac{d_p}{d_d} \right)^2 - 1 \right]$	(72)
Łączny przekrój wlotu powietrza i spalin	$A_7 \cong A_d + A_p$	(73)
Przekrój komory mieszania $A_m$	$A_m = A_7$	(74)
Przekrój wylotowy dyfuzora wylotowego	$A_w = \frac{\pi}{4} d_w^2$	(75)
Bezwymiarowy współczynnik przekrojów wlotowych i jego związki	$a = \frac{A_p}{A_d}$ $\frac{A_p}{A_7} = \frac{a}{a+1}, \frac{A_d}{A_7} = \frac{1}{a+1}$	(76)

S. Fijałkowski

PERFORMANCE MODEL OF TURBINE ENGINE  
EXHAUST COOLER IN EXTREME CONDITIONS  
HELICOPTER FLIGHTS

Part 1. Identification of membraneless exhaust gas cooler interaction with the helicopter turbine engine

Summary

The paper presents a model of interaction of membraneless, ejector exhaust cooler with the helicopter turbine engine in terms of lowering the temperature and changes of CO<sub>2</sub> and H<sub>2</sub>O shares in the air and exhaust gas mixture outflowed to the environment. Scope of work addresses issues arising from the need to reduce the levels of infrared emissions into the environment by certain types of helicopters. Noncooled exhaust gases outflowing into the environment form a significant share of infrared radiation in the helicopter flight. The subject of analysis and modeling is performance of added membraneless cooler, ingesting the cooling air from the environment on ejection principle. In the result of modelling process the preliminary estimates of the cooled exhaust parameters are obtained, as well as guidelines for the geometry of the device.

С. Фиялковски

МОДЕЛЬ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ  
ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО  
ДВИГАТЕЛЯ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ ПОЛЁТАХ  
ВЕРТОЛЁТА

Часть 1. Идентификация содействия системы охлаждения продуктов сгорания без диафрагмы с газотурбинным двигателем вертолётa

Резюме

В статье представлена модель содействия эжекционной системы охлаждения продуктов сгорания без диафрагмы, с газотурбинным двигателем вертолётa, в аспекте снижения температур и изменения количества CO<sub>2</sub> и H<sub>2</sub>O в мешанине продуктов сгорания и воздуха, эмитированных окружающую среду. Тематика работы касается проблем вытекающих с необходимости снижения количества эмиссии в окружающую среду инфракрасного излучения некоторыми типами вертолётov. Неохлаждённые продукты сгорания уходящие в окружающую среду имеют значительный удел в инфракрасном излучении вертолётaа в полёте. Предметом анализа и моделирования является работа достроенной системы охлаждения продуктов сгорания без диафрагмы, который самостоятельно набирает воздух для охлаждения из окружающей среды на принципе эжекции. В результате моделирования получены основы для вступительной оценки параметров системы охлаждения продуктов сгорания, а также ориентировочные наброски для геометрии устройства.