

MODEL DZIAŁANIA SCHŁADZACZA SPALIN SILNIKA TURBINOWEGO W EKSTREMALNYCH LOTACH ŚMIGŁOWCA

Część 2. Symulacja działania schładzacza spalin w ekstremalnych warunkach lotu śmigłowca

dr inż. **Stefan FIJAŁKOWSKI**
mgr inż. **Piotr WÓJCIK**
Politechnika Lubelska

W pracy przedstawiono wyniki symulacji komputerowej działania dobudowanego schładzacza eżekcyjnego spalin, współdziałającego z silnikiem 10W śmigłowca PZL W3 Sokół. Symulację przeprowadzono dla ekstremalnych warunków lotu śmigłowca, wykorzystując wyniki prób w wybranych manewrach lotu NOE. Opracowany program obliczeniowy obejmuje obliczanie parametrów termicznych i gazodynamicznych spalin na wylocie z kolektora, a także obliczanie procesu schładzania spalin w schładzacz. W wyniku symulacji uzyskuje się wartości temperatury i ciśnienia cząstkowych mieszaniny spalin i powietrza odpływających do otoczenia. Są one przydatne w dalszym postępowaniu do oceny poziomów emisji podczerwieni.

1. WPROWADZENIE

Przedstawiony w [1] model współdziałania napędowego silnika śmigłowca z mieszalnikowym schładzaczem bezprzeponowym w wersji dobudowanej poddano symulacji komputerowej działania.

W tym celu wykorzystano wyniki prób śmigłowca PZL Sokół w lotach NOE, w części dotyczącej parametrów określających działanie obydwu silników napędowych na zakresach przejściowych, a mianowicie: momentów obrotowych przekazywanych do przekładni głównej, częstości obrotów wirników wytornicowych i częstości obrotów wału wirnika nośnego śmigłowca oraz temperatur spiętrzenia gazów za turbinami wytornicowymi. Ponadto posłużono się wynikami pomiarów wysokości lotu i temperatur otaczającego powietrza.

Ze względu na dysponowanie wynikami pomiarów ograniczonej liczby parametrów charakteryzujących działanie silników w locie, w pierwszym etapie dokonano symulacji działania silników w aspekcie określenia termicznych i gazodynamicznych parametrów spalin odpływających z kolektorów wylotowych. W etapie drugim dokonano symulacji współdziałania kolektorów wylotowych silników z bezprzeponowymi schładzaczami spalin zgodnie ze wcześniejszym modelem. Symulację przeprowadzono dla manewrów ekstremalnych: slalom, lot nad przeszkodami, hamowanie z nawrotem agro, wyskok do góry, szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem, w niniejszym opracowaniu przedstawiono natomiast wyniki symulacji dla wybranych manewrów: slalom i szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem [7]. Obydwa wspomniane etapy symulacji połączone zostały w jeden program obliczeniowy.

Podstawowe charakterystyki badanego śmigłowca zamieszczono w załączniku.

2. OPIS I CHARAKTERYSTYKA SYMULACYJNEGO PROGRAMU OBLICZENIOWEGO DOTYCZĄCEGO WSPÓLDZIAŁANIA SILNIKA NAPĘDOWEGO ZE SCHŁADZACZEM BEZPRZEPONOWYM

Z uwagi na niezbyt skomplikowany opis matematyczny działania funkcjonalnego modelu schładzacza spalin (opis w postaci równań algebraicznych – brak równań różniczkowych i skomplikowanych iteracji, [2]) zdecydowano się opracować model symulacyjny w środowisku Excel 2003. W efekcie powstał autorski program symulacyjny autorstwa Stefana Fijałkowskiego i Piotra Wójcika sygnowany oznaczeniem EJECT_COOL_1.0.xls.

Opracowany program symulacyjny umożliwia symulacyjne badania różnych wersji (różnych geometrii) eżekcyjnych schładzaczy spalin i ich współdziałania z turbinoowymi silnikami napędowymi przy różnych warunkach otoczenia, w różnych warunkach lotu śmigłowców. Uproszczony schemat blokowy programu EJECT-COOL_1.0.xls przedstawiono na schemacie (rys. 1).

BLOK A – blok wprowadzania danych wejściowych

W bloku wprowadza się dane wejściowe do obliczeń wielkości pomocniczych i podstawowych

BLOK B – blok obliczeń wstępnych

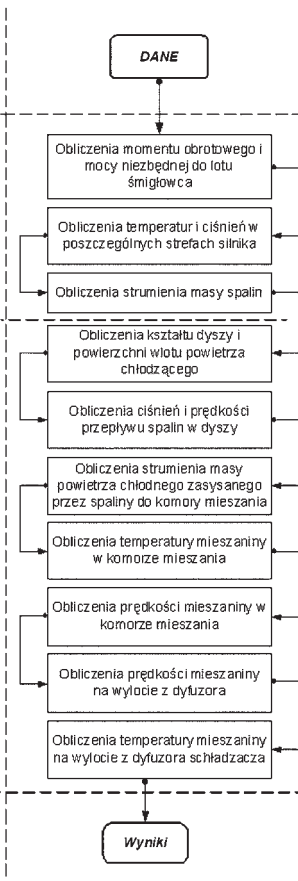
W bloku obliczane są wielkości pomocnicze do obliczeń podstawowych parametrów działania silnika podczas wykonywania określonego manewru

BLOK C – blok obliczeń geometrii dyszy, schładzacza i dyfuzora oraz, ciśnieni, temperatur i prędkości w panujących warunkach przepływowym silnik-schładzacz

W bloku obliczane są podstawowe wymiary dyszy, powierzchni wlotu powietrza chłodzącego, komory mieszania i dyfuzora wylotowego oraz wielkości ciśnieni, temperatur i prędkości przepływu czynników

BLOK D – blok zestawienia wyników obliczeń

W bloku gromadzone są wyniki obliczeń



Rys. 1. Uproszczony schemat symulacyjnego programu obliczeniowego EJECT_COOL_1.0.xls opracowany w środowisku Excel 2003

Program EJECT_COOL_1.0.xls składa się z następujących bloków, a mianowicie:

BLOK A

Blok służy do wprowadzania podstawowych danych wejściowych do obliczeń a także obliczenia wielkości pomocniczych. Zestawienie danych wejściowych składa się z parametrów wymienionych w tabeli 1 i innych wielkości takich jak: parametry fizyczne, sprawności, współczynniki przepływu. W bloku wprowadzane są również rozkłady wielkości w czasie uzyskane z pomiarów wykonanych w locie śmigłowca takich jak: częstość obrotów turbiny wytwornicowej, częstość obrotów turbiny napędowej, moment obrotowy turbiny napędowej, wysokość rozpoczęcia manewru, prędkość lotu, temperatura otoczenia wokół śmigłowca, temperatura spiętrzenia gazów spalinowych pomiędzy turbiną wytwornicową i napędową.

BLOK B

W bloku wykonywane są obliczenia wielkości pomocniczych, służących do dalszych obliczeń podstawowych parametrów działania silników w czasie wykonywania poszczególnych manewrów lotnych, a także obliczenia niezbędnych wielkości w kanale przepływowym silnika, ze szczególnym uwzględnieniem parametrów spalin na dolocie do zmodyfikowanego kolektora wypływu spalin, posiadającego krótką część dyfuzorową, zakończonego dyszą wylotową. Parametry są następujące: moc niezbędna rozwijana przez silnik, temperatury spalin za komorą spalania (przed turbiną wytwornicową), ciśnienie spalin za komorą spalania,

temperatury spalin za turbiną napędową, ciśnienie spalin za turbiną napędową, strumień masy spalin za turbiną napędową.

BLOK C

W bloku wykonywane są obliczenia związane z procesami: mieszania i schładzania spalin w schładzaczu. Ponadto wykonywane są podstawowe obliczenia geometrii dyszy wylotowej spalin z traktu silnikowego do przestrzeni schładzacza. Parametry te są następujące: geometria dyszy, geometria wlotu powietrza chłodzącego, ciśnienie spalin na wylocie z dyszy, prędkość spalin na wylocie z dyszy, strumień masy zasysanego powietrza chłodnego, temperatura mieszanki w komorze mieszania, prędkość mieszanki w komorze mieszania, temperatura mieszanki na wylocie z dyfuzora, prędkość mieszanki na wylocie z dyfuzora.

BLOK D

W bloku wykonywana jest archiwizacja wyników obliczeń w postaci tablic, a także sporządzane wykresy uzyskanych wyników. Parametry te są następujące: temperatura statyczna gazów spalinowych na wylocie, prędkość gazów spalinowych na wylocie, ciśnienie gazów spalinowych na wylocie, ciśnienia cząstkowe gazów spalinowych p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylocie.

Tab. 1. Wykaz parametrów (zmienne decyzyjne programu), które mogą być zmieniane w programie w celu rozszerzenia możliwości przeprowadzanych analiz

L.p.	Nazwa parametru	Oznaczenie	Jednostki
<i>PARAMETRY ATMOSFERY OTACZAJĄCEJ ŚMIGŁOWIEC</i>			
1	temperatura powietrza atmosferycznego	T_H	[K]
2	ciśnienie powietrza atmosferycznego	p_H	[Pa]
<i>PARAMETRY GEOMETRII SCHŁADZACZA</i>			
3	pole powierzchni wlotu powietrza chłodzącego	A_F	[m ²]
4	pole przekroju komory mieszania	A_M	[m ²]
5	pole przekroju dyfuzora schładzacza	A_d	[m ²]
<i>PARAMETRY CIEPLNO PRZEPŁYWOWE I SPRAWNOŚCI</i>			
6	wykładnik politropy spalin	k_s	-
7	wykładnik politropy powietrza	k_p	-
8	spręż sprężarki	π_s	-
9	współczynniki strat przepływu	ϕ	-
10	sprawność turbiny napędowej	η_{TN}	-
11	sprawność mechaniczna turbiny napędowej	η_{MTN}	-
12	sprawność turbiny wytwornicowej	η_{TW}	-

W niniejszym opracowaniu program wykorzystuje zbiór wyników pomiarów wielkości charakteryzujących działanie silników napędowych śmigłowca (lewego i prawego), uzyskanych w czasie rzeczywistych lotów NOE śmigłowca PZL Sokół, obejmujący dynamiczne manewry (charakterystyczne dla lotów NOE) jak: slalom i szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem [7].

Program może być stosowany również przy analizach współpracy schładzacz-silnik na etapie projektowania całego układu, ale wtedy należy w miejsce modelu eksperymentalnego działania silnika dołączyć model obliczeniowy działania silnika na zakresach przejściowych.

Obliczenia symulacyjne program wykonuje oddzielnie dla obydwu silników śmigłowca, silnika prawego jak i lewego, a wyniki podawane są w formie tablic oraz wykresów.

W programie przewidziano możliwość zmian wartości niektórych parametrów (w określonych zakresach zmian) niezbędnych do przeprowadzania analiz działania schładzacza spalin. Parametry decyzyjne zestawiono w tabeli 1.

Wyniki symulacji uzyskane z wykorzystaniem obecnej wersji programu pozwalają na przeprowadzanie analiz w zakresie:

- zmian parametrów termicznych gazów (temperatur statycznych i spiętrzenia, ciśnień statycznych i spiętrzenia, gęstości statycznych i spiętrzenia),
- zmian parametrów przepływowych (prędkości średnich powietrza i spalin, strumienia spalin) w trakcie przepływowym silnika, dyszy wylotowej silnika i w przestrzeniach schładzacza w wybranych „ekstremalnych manewrach śmigłowca w locie”;
- wielkości i zmiany parametrów spalin emitowanych do otoczenia przez lecący śmigłowiec zaopatrzony w schładzacze spalin a mianowicie: składu chemicznego spalin (szczególnie udziałów masowych i objętościowych gazów czynnych w podczerwieni, zawartych w spalinach), parametrów termicznych i przepływowych spalin w przekroju wylotowym schładzacza (temperatur statycznych, ciśnień statycznych a szczególnie ciśnień cząstkowych gazów czynnych w podczerwieni), prędkości średnich spalin w stożku strumienia wypływającego do otoczenia.

Ponadto program pozwala na uwzględnienie dynamiki działania układu silnik-schładzacz zarówno w zakresie przepływu masy jak i przemian energii, po wykorzystaniu przesłanek wynikających np. z [3].

Istnieje stosunkowo prosta możliwość rozbudowania programu poprzez wprowadzenie dodatkowych bloków obliczeniowych w kolejnych wersjach.

3. WYNIKI PRÓB ŚMIGŁOWCA PZL SOKÓŁ W WYBRANYCH MANEWRACH LOTÓW NOE (LOTY Z NOSEM PRZY ZIEMI)

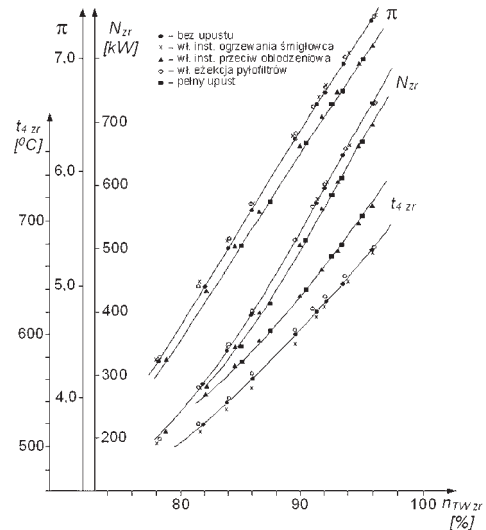
Śmigłowiec PZL Sokół posiada dwa silniki turbinowe napędowe z oddzielnymi turbinami napędowymi. Ich współpraca przy napędzie śmigłowca sprzężona jest przekładnią główną. Na rysunkach 2, 3, 4, 5 przedstawiono charakterystyki silnika lewego i prawego badanego śmigłowca w funkcji częstości obrotów wirnikowych układów wytwornicowych.

Symulacje działania silników (lewego i prawego) przeprowadzono na podstawie modelu eksperymentalnego działania silnika 10W sformułowanego w [1]. Zgodnie z tym modelem dla określenia wyteżenia działania silników napędowych śmigłowca w lotach NOE wykorzystano wyniki pomiarów wielkości dotyczących tylko działania silników.

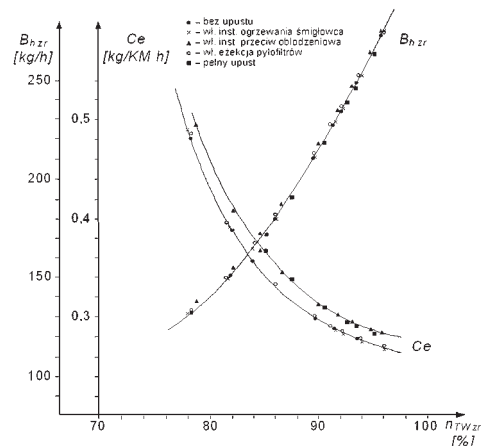
Wielkości te są następujące:

- bezwymiarowej częstości obrotów wirnika wytwornicowego silnika – \bar{n}_{TW} [%],
- bezwymiarowej częstości obrotów wirnika napędowego śmigłowca – \bar{n}_{WN} [%],
- bezwymiarowego momentu obrotowego na wałku turbiny napędowej – \bar{M}_{TN} [%],
- wymiarowej temperatura gazów spalinowych za turbiną wytwornicową – t_4^* [°C],
- wymiarowej prędkość lotu śmigłowca – V_L [km/h],

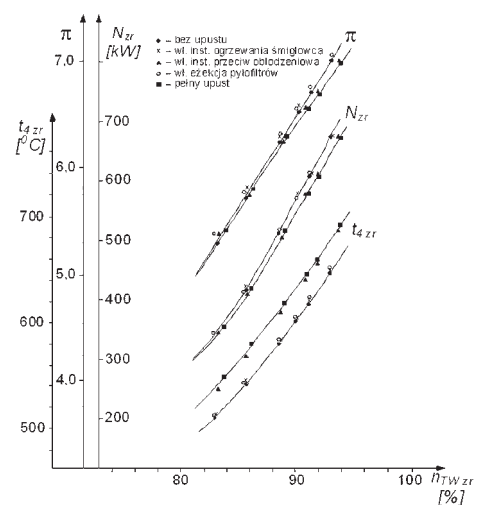
- wymiarowej wysokość lotu – H [m],
- wymiarowej temperatura otoczenia – t_H [°C].



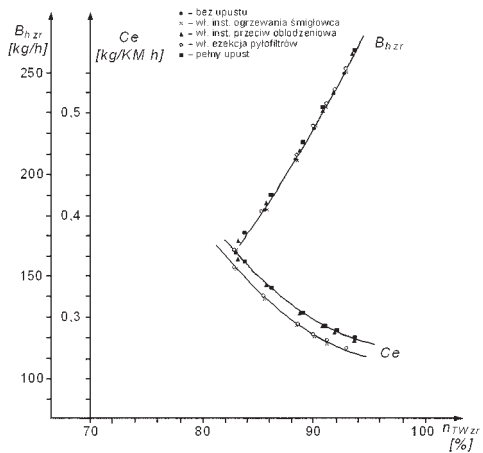
Rys. 2. Zależność mocy, sprężu i temperatury zredukowanych od zredukowanej prędkości obrotowej turbiny wytwornicowej w warunkach statycznych silnika A z odbiorem powietrza zza sprężarki, [6]



Rys. 3. Zależność godzinowego zużycia paliwa i jednostkowego zużycia paliwa od zredukowanej prędkości obrotowej turbiny wytwornicowej silnika A z odbiorem powietrza zza sprężarki, [6]

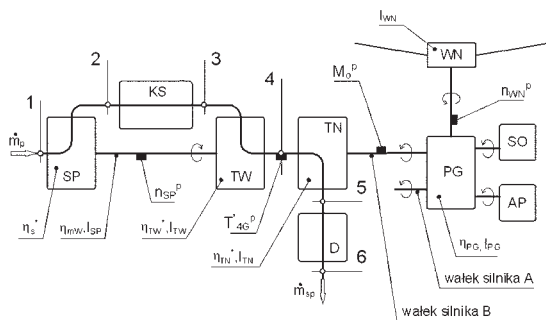


Rys. 4. Zależność mocy, sprężu i temperatury zredukowanych od zredukowanej prędkości obrotowej turbiny wytwornicowej w warunkach statycznych silnika B z odbiorem powietrza zza sprężarki, [6]



Rys. 5. Zależności godzinowego zużycia paliwa i jednostkowego zużycia paliwa od zredukowanej prędkości obrotowej turbiny wytwornicowej silnika B (10W) z odbiorem powietrza zza sprężarki, [6]

Układ pomiarowy wymienionych wielkości w postaciach bezwymiarowych przedstawiono na schemacie (rys. 6), zaś w tabeli 2 zestawiono wielkości odniesienia dla mierzonych wielkości bezwymiarowych w trakcie lotu.



Rys. 6. Schemat układu pomiarowego wielkości do modelu eksperymentalnego działania silnika na pokładzie śmigłowca W-3A PZL Sokół, opracowano na podstawie [7]

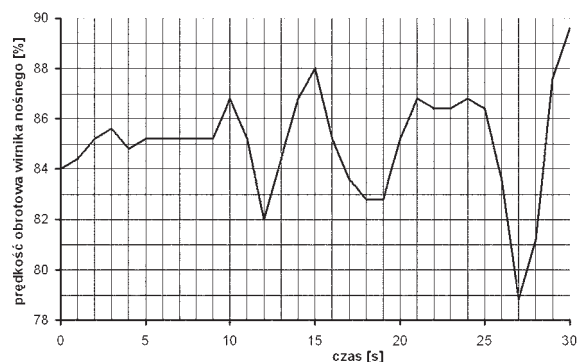
Tab. 2. Zestawienie wielkości odniesienia dla bezwymiarowych wielkości mierzonych w trakcie badań w locie wg [6]

Nazwa wielkości	Oznaczenie wielkości	Wartości	Jednostka miary
Częstość obrotów układu wirnikowego wytwornicy	n_{TW}^o	31486	[obr/min]
Częstość obrotów układu wirnika nośnego	n_{WN}^o	255,7	[obr/min]
Moment obrotowy na wałku wyjściowym turbiny napędowej	M_{TN}^o	272	[Nm]

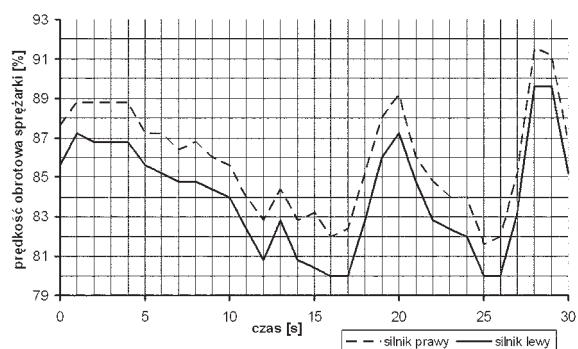
Przełożenie przekładni głównej śmigłowca wynosi $i = 87,95$

Wyniki pomiarów wspomnianych wielkości w zależności od czasu w manewrach: ślalom i szybkie rozpędzanie z zawisu, przedstawiono na wykresach (rys. 7, 8, 9, 10) i (rys. 11, 12, 13, 14).

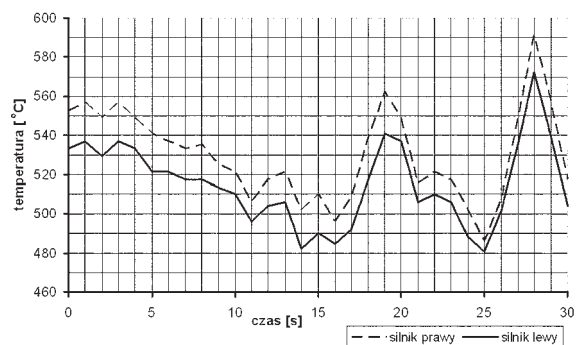
Wyniki pomiarów uzyskane w manewrze ślalom



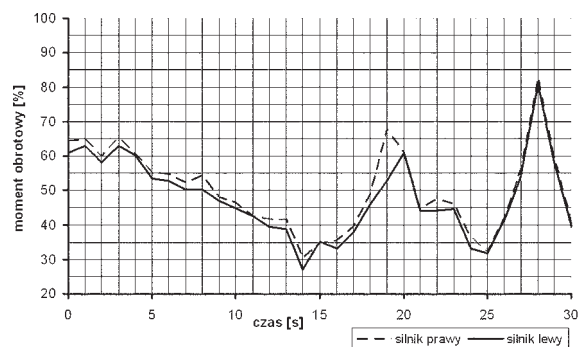
Rys. 7. Manewr ślalom – prędkość obrotowa wirnika nośnego w czasie [7]



Rys. 8. Manewr ślalom – zmiany obrotów turbosprężarki silnika prawego i lewego w czasie [7]

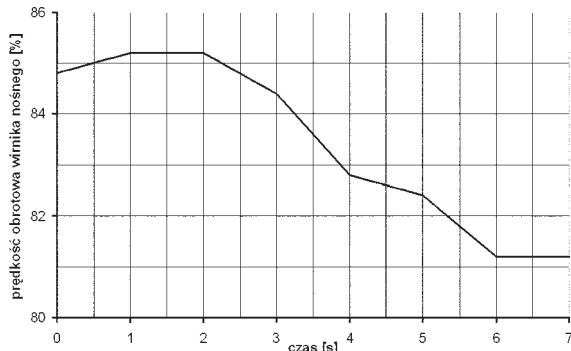


Rys. 9. Manewr ślalom – zmiany temperatury spalin za turbiną wytwornicową silnika prawego i lewego w czasie, [7]

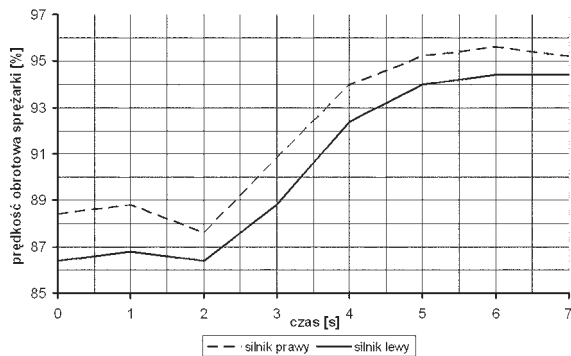


Rys. 10. Manewr ślalom – zmiany momentów silnika prawego i lewego w czasie, [7]

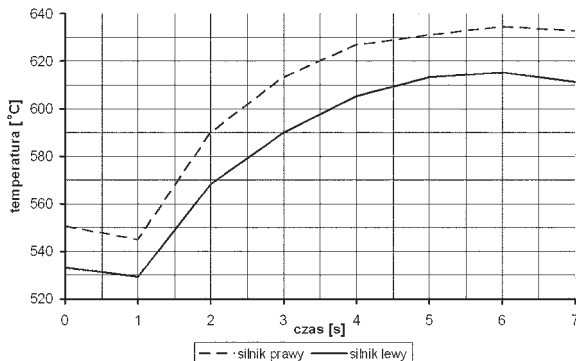
Wyniki pomiarów uzyskane w manewrze szybkie rozpędzanie z zawisu



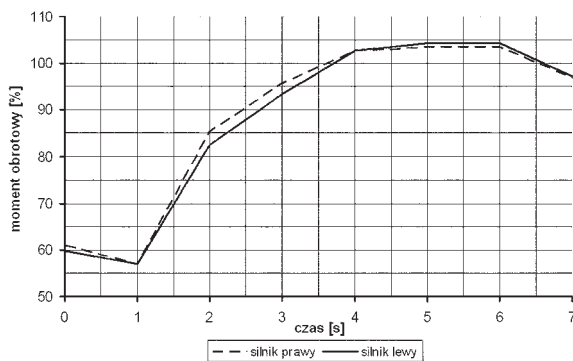
Rys. 11. Manewr szybkie rozpędzanie z zawisu – prędkość obrotowa wirnika nośnego w czasie, [7]



Rys. 12. Manewr szybkie rozpędzanie z zawisu – zmiany obrotów turbosprężarki silnika prawego i lewego w czasie, [7]



Rys. 13. Manewr szybkie rozpędzanie z zawisu – zmiany temperatury spalin za turbiną wytwornicową silnika prawego i lewego w czasie, [7]



Rys. 14. Manewr szybkie rozpędzanie z zawisu – zmiany momentów silnika prawego i lewego w czasie, [7]

4. WYNIKI OBLICZEŃ SYMULACYJNYCH WSPÓLDZIAŁANIA SILNIKA I SCHŁADZACZA

Ustalenie związków geometrycznych dla badanego schładzacza poprzedzono analizą geometrii schładzaczy dobudowanych i integralnych kilku śmigłowców. Analizie poddano schładzacze następujących śmigłowców:

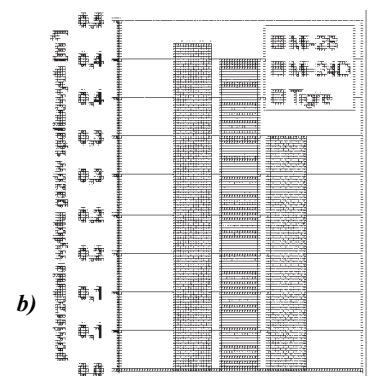
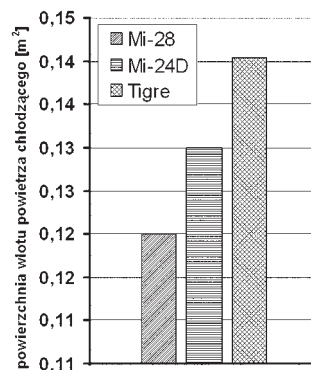
- śmigłowca Mi-28 – śmigłowiec posiada schładzacze integralne umiejscowione po obydwu stronach kadłuba,
- śmigłowca Mi-24 – śmigłowiec posiada schładzacze dobudowane umiejscowione po obydwu stronach kadłuba,
- śmigłowca Eurocopter Tiger – śmigłowiec posiada integralne połączone pomiędzy sobą schładzacze umieszczone wewnątrz silnikowej strefy kadłuba.

Charakterystyczne wielkości geometrii schładzaczy analizowanych śmigłowców zestawiono w tabeli 3.

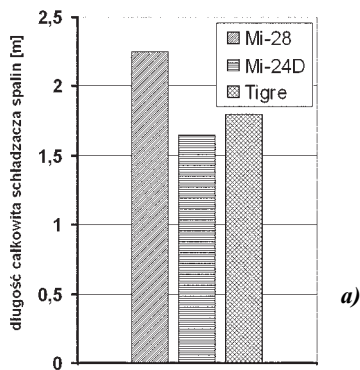
Tab. 3. Charakterystyczne wielkości geometrii schładzaczy wybranych śmigłowców, opracowanie własne

charakterystyczny wymiar schładzacza	śmigłowiec Mi-24 silniki 2 x 1636 kW schładzacze dobudowane	śmigłowiec Mi-28 silniki 2 x 1640 kW schładzacze integralne	śmigłowiec Tiger silniki 2 x 958k W schładzacze integralne
długość całkowita schładzacza	1,65 m	2,25 m	–
długość komory mieszania i dyfuzora wylotowego	0,9 m	1,40 m	0,85 m
powierzchnia wlotu powietrza chłodzącego	0,13 m ²	0,12 m ²	0,14 m ²
powierzchnia przekroju komory mieszania	0,38 m ²	0,32 m ²	–
powierzchnia przekroju wylotowego ze schładzacza	0,40 m ²	0,40 m ²	0,30 m ²

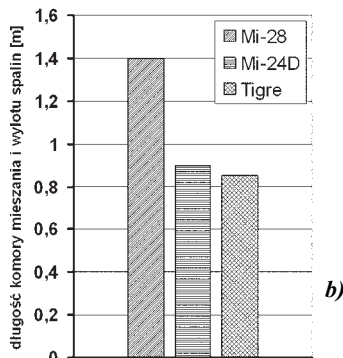
Porównanie charakterystycznych wielkości geometrii schładzaczy przedstawiono również na diagramach (rys. 15 i 16).



Rys. 15. Diagram ilustrujący zestawienie: a) powierzchni wlotu powietrza chłodzącego, b) powierzchni wylotu gazów spalinowych dla śmigłowców Mi-28, Mi-24D, Tigre



a)



b)

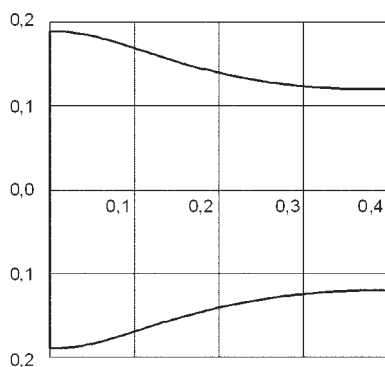
Rys. 16. Diagram ilustrujący zestawienie: a – długości całkowite schładzaczy spalin, b – długości komory mieszania i wylotu spalin dla śmigłowców Mi-28, Mi-24D, Tigre

Przeprowadzona analiza z uwzględnieniem realiów konstrukcyjnych śmigłowca PZL W-3A Sokół pozwoliła ustalić wartości podstawowych parametrów geometrycznych „modelowego schładzacza”, przeznaczonego do symulacyjnych badań współpracy z silnikiem 10W. Wartości podstawowych parametrów są następujące:

- powierzchnia wlotu powietrza chłodzącego: $0,12 \text{ m}^2$,
- długość komory mieszania i dyfuzora wylotowego: $0,700 \text{ m}$,
- powierzchnia komory mieszania $0,32 \text{ m}^2$,
- powierzchnia wylotu ze schładzacza $0,33 \text{ m}^2$.

Założono również, że dla wywołania zjawiska eżekcji w schładzacz, sprzężenie gazodynamiczne pomiędzy silnikiem a schładzaczem realizowane jest po przez dyszę Witoszyńskiego, połączoną ze skróconym dyfuzorem umieszczonym w trakcie przepływowym za turbiną napędową.

Geometrię dyszy przedstawiono na schemacie (rys. 17) a w tabeli 4 zestawiono zależności promieni hydraulicznych po długości dyszy.



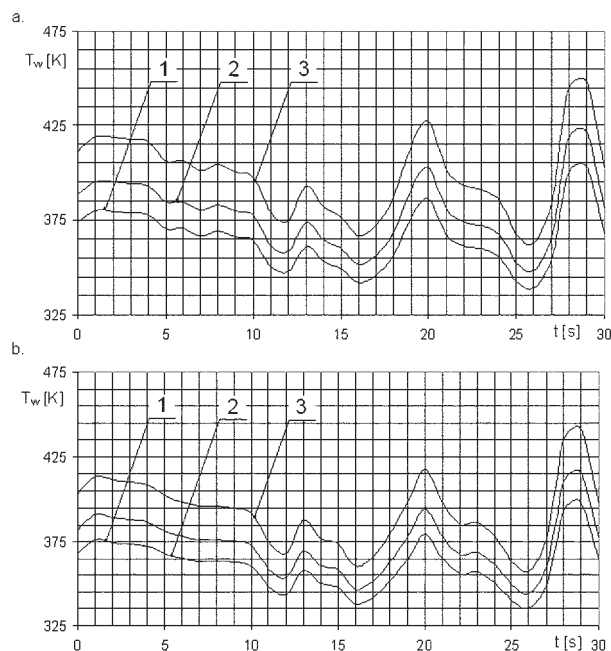
Rys. 17. Schemat zastępczej kołowej dyszy wypływu spalin z silnika do komory mieszania analizowanego schładzacza spalin wg kształtu dyszy Witoszyńskiego. Dyszę przedstawiono we współrzędnych bezwymiarowych, [5]

Tab. 4. Zestawienie parametrów geometrycznych dyszy schładzacza spalin obliczonych wg [5]

L.p.	l_i	r_i	L.p.	l_i	r_i	L.p.	l_i	r_i	L.p.	l_i	r_i
	[m]	[m]		[m]	[m]		[m]	[m]		[m]	[m]
1	0,01	0,189	11	0,11	0,165	21	0,21	0,138	31	0,31	0,123
2	0,02	0,188	12	0,12	0,162	22	0,22	0,136	32	0,32	0,123
3	0,03	0,187	13	0,13	0,159	23	0,23	0,134	33	0,33	0,122
4	0,04	0,185	14	0,14	0,156	24	0,24	0,132	34	0,34	0,121
5	0,05	0,183	15	0,15	0,153	25	0,25	0,130	35	0,35	0,121
6	0,06	0,180	16	0,16	0,150	26	0,26	0,129	36	0,36	0,121
7	0,07	0,178	17	0,17	0,147	27	0,27	0,128	37	0,37	0,120
8	0,08	0,175	18	0,18	0,145	28	0,28	0,126	38	0,38	0,120
9	0,09	0,172	19	0,19	0,142	29	0,29	0,125	39	0,39	0,120
10	0,10	0,169	20	0,2	0,140	30	0,3	0,124	40	0,4	0,120

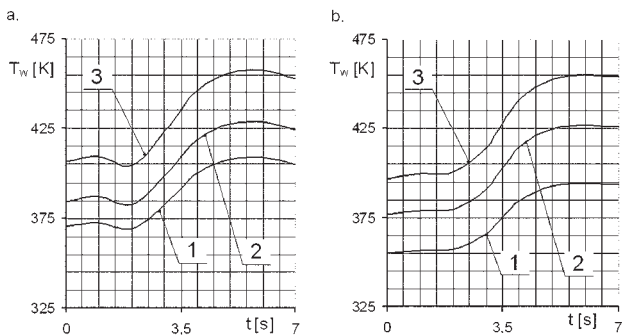
Wyniki obliczeń symulacyjnych przedstawiono na wykresach.

Na wykresach (rys. 18 a i b) przedstawiono zmiany temperatur gazów wylotowych ze schładzacza w czasie manewru slalom, przy różnych wielkościach powierzchni wlotu powietrza chłodzącego do schładzacza.



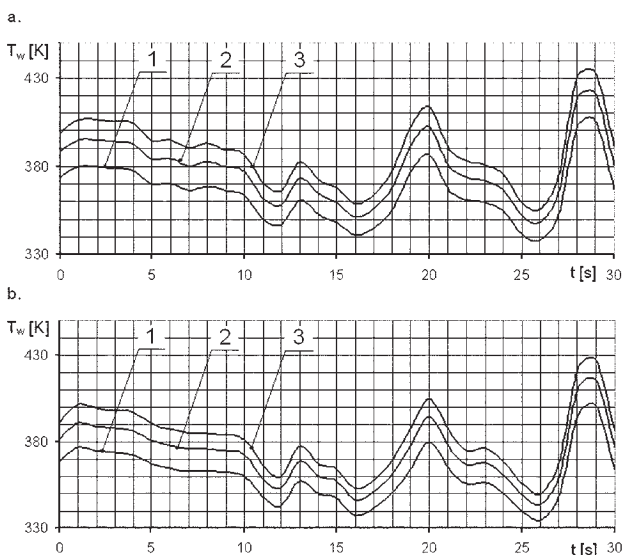
Rys. 18. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru slalom w zależności od powierzchni wlotu powietrza chłodzącego: 1) $A_{p7} = 0,15 \text{ m}^2$, 2) $A_{p7} = 0,12 \text{ m}^2$, 3) $A_{p7} = 0,09 \text{ m}^2$; a – silnik prawy, b – silnik lewy

Na rysunku 19 a i b przedstawiono wykresy zmian temperatury gazów wylotowych ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem, również przy różnych wielkościach powierzchni wlotu powietrza chłodzącego do schładzacza.



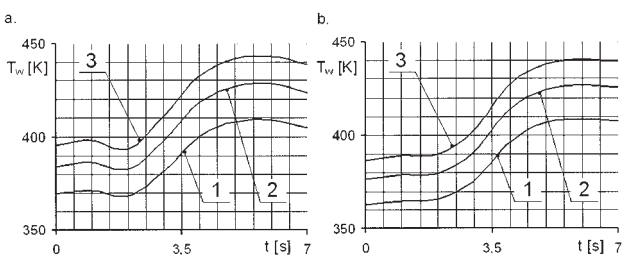
Rys. 19. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od powierzchni wlotu powietrza chłodnego: 1) $A_{p7} = 0,15 \text{ m}^2$; 2) $A_{p7} = 0,12 \text{ m}^2$; 3) $A_{p7} = 0,09 \text{ m}^2$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 20 a i b pokazano wykresy zmian temperatury gazów wylotowych ze schładzacza w czasie manewru słalom w zależności od zmiany wielkości dyszy rozpędzającej gazy spalinowe.



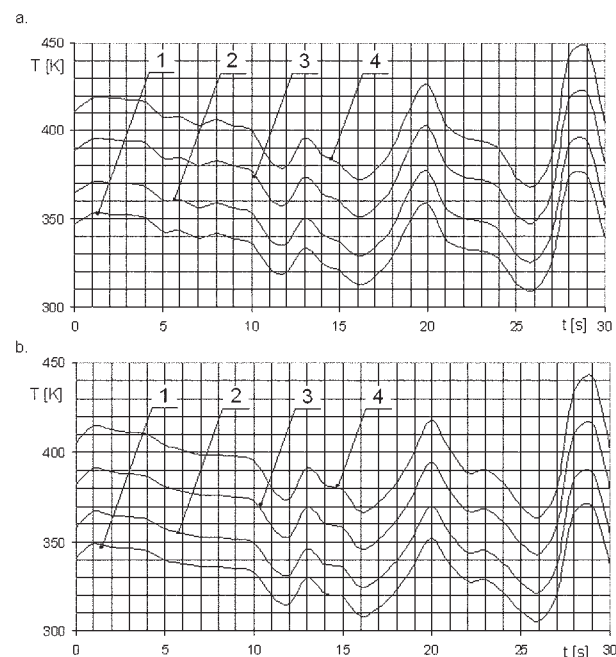
Rys. 20. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru słalom w zależności od zmiany wielkości dyszy rozpędzającej gazy spalinowe: 1) $A_d/A_{dod} = 0,67$; 2) $A_{dod}/A_{dod} = 1,00$; 3) $A_d/A_{dod} = 1,33$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 21 a i b pokazano wykresy zmian temperatury gazów wylotowych ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od zmiany wielkości dyszy rozpędzającej gazy spalinowe.



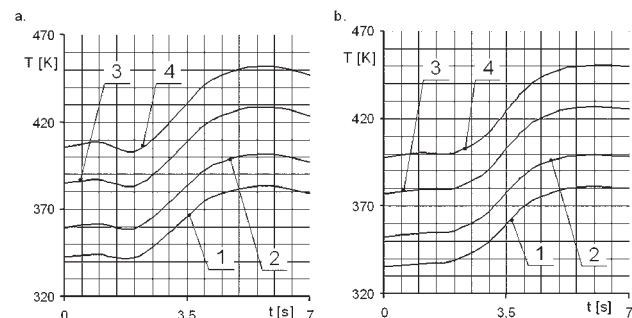
Rys. 21. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od zmiany wielkości dyszy rozpędzającej gazy spalinowe: 1) $A_d/A_{dod} = 0,67$; 2) $A_{dod}/A_{dod} = 1,00$; 3) $A_d/A_{dod} = 1,33$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 22 a i b pokazano wykresy zmian temperatur spalin na wylocie ze schładzacza w czasie manewru słalom w zależności od temperatury otoczenia powietrza T_H .



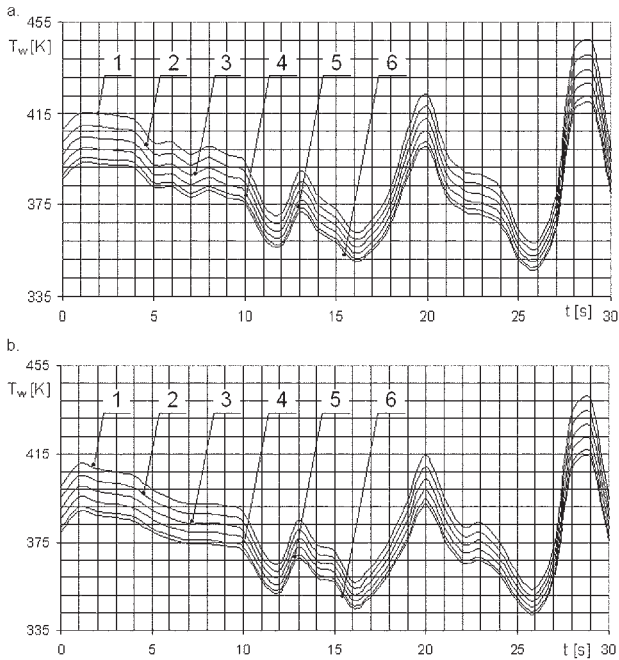
Rys. 22. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru słalom w zależności od temperatury otoczenia powietrza T_H : 1) $T_H = -15^\circ\text{C}$, 2) $T_H = 0^\circ\text{C}$, 3) $T_H = 20^\circ\text{C}$, 4) $T_H = 40^\circ\text{C}$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 23 a i b pokazano wykresy zmian temperatur spalin na wylocie ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od temperatury otoczenia powietrza T_H .



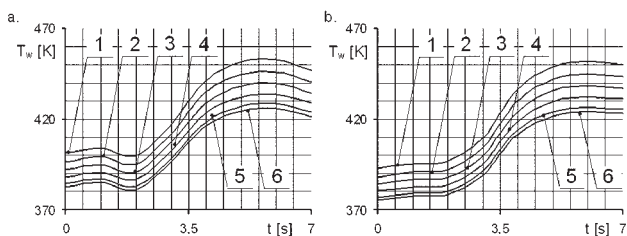
Rys. 23. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od temperatury otoczenia powietrza T_H : 1) $T_H = -15^\circ\text{C}$, 2) $T_H = 0^\circ\text{C}$, 3) $T_H = 20^\circ\text{C}$, 4) $T_H = 40^\circ\text{C}$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 24 a i b pokazano wykresy zmian temperatur spalin na wylocie ze schładzacza w czasie manewru słalom w zależności od ciśnienia otoczenia powietrza p_H .



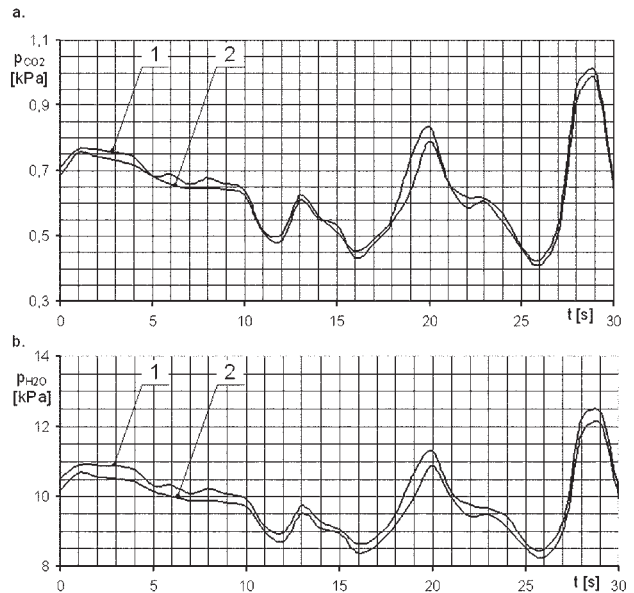
Rys. 24. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru slalom w zależności od ciśnienia otoczenia powietrza p_H : 1) $p_H = 61600 \text{ Pa}$, 2) $p_H = 70000 \text{ Pa}$, 3) $p_H = 79500 \text{ Pa}$, 4) $p_H = 89900 \text{ Pa}$, 5) $p_H = 101300 \text{ Pa}$, 6) $p_H = 107500 \text{ Pa}$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 25 a i b pokazano wykresy zmian temperatur spalin na wylocie ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od ciśnienia otoczenia powietrza p .



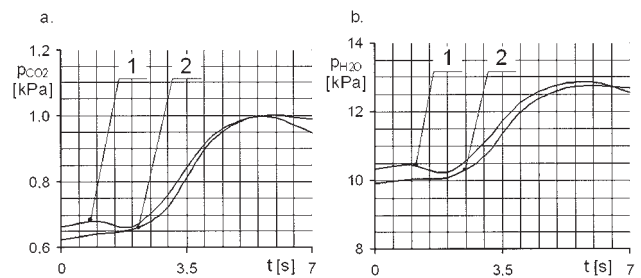
Rys. 25. Wykresy zmian temperatur spalin na wylocie w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem w zależności od ciśnienia otoczenia powietrza p_H : 1) $p_H = 61600 \text{ Pa}$, 2) $p_H = 70000 \text{ Pa}$, 3) $p_H = 79500 \text{ Pa}$, 4) $p_H = 89900 \text{ Pa}$, 5) $p_H = 101300 \text{ Pa}$, 6) $p_H = 107500 \text{ Pa}$; a) silnik prawy, b) silnik lewy

Na rysunku 26 a i b przedstawiono zmiany ciśnień cząstkowych spalin p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylocie ze schładzacza w czasie manewru slalom.



Rys. 26. Wykresy zmian ciśnień cząstkowych p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylocie ze schładzacza w czasie manewru slalom: 1) silnik prawy, 2) silnik lewy

Na rysunku 27 a i b przedstawiono zmiany ciśnień cząstkowych spalin p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylocie ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem.



Rys. 27. Wykresy zmian ciśnień cząstkowych p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylocie ze schładzacza w czasie manewru szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem: 1) silnik prawy, 2) silnik lewy

DYSKUSJA

Z przedstawionych wykresów zmian temperatury w czasie bez schładzacza i ze schładzaczem wynika, że realizacja podstawowego celu działania schładzacza istotnie obniża teperatury spalin. Na przykład w manewrze typu slalom (przy niskim wyężeniu działania silników) temperatury na wylotach do otoczenia kształtują się następująco: przy działaniu silników bez schładzaczy, przedział zmian temperatur na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – (615 – 725 K), silnik lewy – (702 – 599 K), przy działaniu silników ze schładzaczami, przedział zmian temperatur na wylocie z dyfuzorów schładzaczy jest następujący: silnik prawy – (348 – 427 K), silnik lewy – (343 – 416 K).

Oznacza to, że współczynnik temperaturowy k_{IR-T} określający zmniejszanie gęstości emisji własnej podczerwieni kształtuje się w granicach 0,1-0,12.

W manewrze szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeniem (przy wysokim wyężeniu działania silników) temperatury na wylotach do otoczenia kształtują się następująco: przy działaniu silników bez schładzaczy, przedział zmian temperatur na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – (662 – 741 K), silnik lewy – (751 – 662 K), przy działaniu silników ze schładzaczami, przedział zmian temperatur na wylocie z dyfuzorów schładzaczy jest następujący: silnik prawy – (384 – 428 K), silnik lewy – (376 – 426 K), co oznacza, że współczynnik k_{IR-T} osiąga wartości rzędu 0,11.

Zainstalowanie schładzaczy na kolektorach wylotowych silników napędowych śmigłowca, zmienia istotnie skład spalin (rys. 26 i 27), a co za tym idzie również ciśnienia cząstkowe dwutlenku węgla i pary wodnej zawartych w spalinach co dla dwóch analizowanych manewrów przedstawiono poniżej.

W manewrze slalom ciśnienie cząstkowe p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylotach do otoczenia kształtują się następująco: przy działaniu silników bez schładzaczy, przedział zmian ciśnień cząstkowych na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – p_{CO_2} (2,34÷2,66 kPa) – obliczenia, silnik prawy – p_{H_2O} (9,76÷11,12 kPa) – obliczenia, silnik lewy – p_{CO_2} (2,36÷2,67 kPa) – obliczenia, silnik lewy – p_{H_2O} (9,84÷11,11 kPa) – obliczenia, przy działaniu silników ze schładzaczami, przedział zmian ciśnień cząstkowych na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – p_{CO_2} (0,43÷0,77kPa), silnik prawy – p_{H_2O} (8,47÷12,41kPa) – silnik lewy – p_{CO_2} (0,41÷0,79 kPa), silnik lewy – p_{H_2O} (8,24÷12,1kPa).

W manewrze szybkie rozpędzanie z zawisu ze wznoszeni ciśnienie cząstkowe p_{CO_2} i p_{H_2O} na wylotach do otoczenia kształtują się następująco:

przy działaniu silników bez schładzaczy, przedział zmian ciśnień cząstkowych na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – p_{CO_2} (2,40÷2,62 kPa) – obliczenia, silnik prawy – p_{H_2O} (10,01÷10,92 kPa) – obliczenia, silnik lewy – p_{CO_2} (2,38÷2,63 kPa) – obliczenia, silnik lewy – p_{H_2O} (9,93÷10,96 kPa) – obliczenia, przy działaniu silników ze schładzaczami, przedział zmian ciśnień cząstkowych na wylocie z dyfuzorów jest następujący: silnik prawy – p_{CO_2} (0,66÷0,99 kPa), silnik prawy – p_{H_2O} (10,2÷12,83kPa), silnik lewy – p_{CO_2} (0,62÷1,0 kPa), silnik lewy – p_{H_2O} (9,92÷12,7kPa).

PODSUMOWANIE

Eksperymentalny model działania silnika napędowego śmigłowca na zakresach przejściowych, wykorzystany do obliczeń symulacyjnych schładzacza sformułowany został poprawnie, co sprawdzono doświadczalnie na działających silnikach 10 W – dwóch śmigłowców PZL Sokół przy czym jeden z nich miał całkowicie odsłonięte silniki do badań – w fazach startu (silniki pracowały z mocami startowymi). Pomiary temperatur spalin wypływających z dyfuzorów wylotowych silników, wykonano przy użyciu kamery termowizyjnej typu Therma CAM S45 marki FLIR Systems wraz z układem archiwizacji i przetwarzania danych pomiarowych.

W efekcie w tym stanie, uzyskano porównywalne wartości temperatur z obliczeń symulacyjnych i badań doświadczalnych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Fijałkowski S.:** *Model działania schładzacza spalin silnika turbinowego w ekstremalnych lotach śmigłowca. Cz.1. Identyfikacja współdziałania bezprzeponowego schładzacza spalin z silnikiem turbinowym.* Wyd. Ilot, Warszawa.
- [2] **Fortuna Z., Macukow B., Wąsowski J.:** *Metody numeryczne.* WNT, Warszawa 1993.
- [3] **Muszyński M., Orkisz M.:** *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych.* Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Silniki turbinowe. Warszawa 1997.
- [4] **Raźniewicz K.:** *Tablice cieplne z wykresami.* WNT, Warszawa 1966.
- [5] **Rościszewski J.:** *Aerodynamika stosowana.* Wyd. Ministerstwo Obrony Narodowej, Warszawa 1957.
- [6] *Silnik turbinowy typ PZL-10W.* Zbiór charakterystyk silnikowych, WSK PZL Świdnik S.A.
- [7] *Wyniki prób w lotach NOE śmigłowca W-3A PZL Sokół.*

Tab. 5. Charakterystyczne cechy użytkowe śmigłowca PZL Sokół posiadającego silniki napędowe 10W

l.p.	wymiar	wartość	jednostka
1	ilość łopat wirnika nośnego	4	[szt.]
2	ilość łopat wirnika ogonowego	3	[szt.]
3	średnica wirnika nośnego	15,70	[m]
4	średnica wirnika ogonowego	3,03	[m]
5	długość kadłuba	14,21	[m]
6	długość całkowita	18,79	[m]
7	wysokość	4,20	[m]
8	masa własna	3650	[kg]
9	masa paliwa	1330	[kg]
10	masa użyteczna	2100	[kg]
11	masa całkowita	6100	[kg]
12	masa maksymalna startowa	6400	[kg]
13	prędkość obrotowa wirnika nośnego	4,5	[obr/s]
14	prędkość obrotowa wirnika sterującego	22,5	[obr/s]
15	prędkość dopuszczalna	270	[km/h]
16	zasięg normalny	800	[m]
17	zasięg maksymalny	1165	[m]
18	długotrwałość lotu maksymalna	6	[h]

Tab. 6. Osiągi śmigłowca PZL W-3A Sokół w locie

Dane osiągowo					
masa startowa	kg	4500	5500	6100	6400
prędkość maksymalna	km/h	260	260	260	260
maks. prędkość przelot.	km/h	249,0	243,0	238,0	235,0
ekonom. prędkość przelotowa	km/h	238,0	231,0	225,0	222,0
prędkość wznoszenia	m/s	15,4	11,2	9,3	8,5
Pułap zawisu z wpływem ziemi					
- ISA	m	5750	4000	3020	2550
- ISA + 20°C	m	5150	3220	2150	1690
Pułap zawisu bez wpływu ziemi					
- ISA	m	4820	2970	1900	660
- ISA + 20°C	m	4150	2110	1020	400
pułap praktyczny (0,5m/s)	m	6000	5830	4910	4520

S. Fijałkowski, P. Wójcik

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

Part 2. Performance simulation of exhaust cooler
in helicopter flight extreme conditions

Summary

This paper presents the results of computer simulation activities of add-on ejection exhaust cooler, working with 10W engine of PZL W-3 Sokół helicopter. Simulation was performed for the extreme helicopter flight conditions, using the results of trials in selected NOE flight maneuvers. Developed calculation program includes the calculation of thermal and gasdynamic parameters of exhaust gases at the collector outlet, and the calculations of the gases cooling processes in the cooler. As a result of the simulation are obtained temperatures and partial pressures of the exhaust and air mixture outflowing to the environment. They are useful in further investigation to assess the levels of infrared emissions.

С. Фиялковски, П. Вуйцик

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

Часть 2. Компьютерное моделирование системы
охлаждения продуктов сгорания в экспери-
ментальных условиях полёта вертолёта

Резюме

В работе представлены результаты компьютерной симуляции действия ежекционной системы охлаждения продуктов сгорания сопряженного с двигателем 10W вертолёта PZL W-3 Sokół. Симуляция была проведена для экстремальных условий полёта вертолёта с использованием результатов испытаний в выбранных манёврах полёта NOE. Разработанная вычислительная программа включает в себя вычисление термических и газодинамических параметров продуктов сгорания на выходе из коллектора, а также вычисления процесса охлаждения газов в системе охлаждения. В результате симуляции можно получить значения температур и парциальных давлений смеси выхлопных газов и воздуха выбрасываемых атмосферу. Они очень пригодны при дальнейших работах для оценки уровня эмиссии инфракрасного излучения.