

ANALIZA OPŁACALNOŚCI STOSOWANIA SILNIKÓW TŁOKOWYCH LUB TURBINOWYCH DO NAPĘDU ŚMIGŁOWCÓW LEKKICH

JACEK DUDZIAK

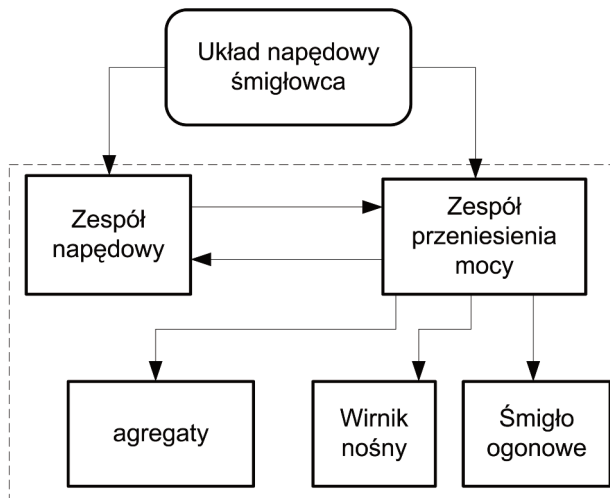
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W pracy przedstawiono analizę opłacalności stosowania silników tłokowych i turbinowych przeprowadzoną metodą masową, biorąc pod uwagę masy: silnika i paliwa zużywanego przez silnik w założonym przedziale czasu trwania operacji lotnej. Przedstawiono również krytyczną ocenę w zakresie uwarunkowań zabudowy obydwu rodzajów silników wraz z układami przeniesienia napędu na wirnik nośny w śmigłowcach lekkich.

1. WPROWADZENIE

Układ napędowy śmigłowca składa się z zespołu silnika oraz zespołu przenoszenia mocy. Na rys. 1. przedstawiono schemat ogólny układu napędowego śmigłowca.



Rys. 1. Schemat ogólny układu napędowego śmigłowca w tym śmigłowca lekkiego

Układ napędowy śmigłowca tworzą dwa główne zespoły: zespół silnika i zespół przeniesienia mocy.

W skład zespołu napędowego śmigłowca wchodzi silnik wraz z osprzętem, którego zadaniem jest wytwarzanie mocy potrzebnej do napędu śmigłowca. Zespół przenoszenia mocy składa się z przekładni, wałów, sprzęgieł oraz hamulców. Układ przeniesienia mocy przenosi moc generowaną w silnikach napędowych do odbiorników: wirników nośnych, śmigieł ogonowych, oraz agregatów pomocniczych śmigłowców. Generowanie i dostarczanie mocy niezbędnej do napędu wirnika nośnego i śmigła ogonowego wymusza wzajemną współpracę tych dwóch zespołów.

Struktura układu przeniesienia mocy jest istotnie zależna od układu aerodynamicznego śmigłowca, a także w dużej mierze od rodzaju zastosowanego silnika napędowego. W śmigłowcach lekkich stosuje się zazwyczaj jeden silnik napędowy – tłokowy lub turbinowy [1], [3].

Częstości obrotów silników tłokowych, a szczególnie turbinowych są znacznie większe od prędkości obrotowych wirnika nośnego, stąd istnieje potrzeba stosowania przekładni głównych zmniejszających częstości obrotów, a jednocześnie zwiększających momenty obrotowe. W technice śmigłowców lekkich stosuje się obecnie kilka rodzajów przekładni głównych, np. przekładnie pasowe, przekładnie zębate.

2. CHARAKTERYSTYKA SILNIKÓW STOSOWANYCH W ŚMIGŁOWCACH

CHARAKTERYSTYCZNE CECHY SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Lotnicze silniki tłokowe wykorzystywane do napędu śmigłowców lekkich, rozwijają moce od 100 do 200 [kW]. Budowane są najczęściej w układach przeciwsobnych, (typu „bokser”) posiadających 4 lub 6 cylindrów. Odznaczają się one znacznymi gabarytami i znacznymi masami. Częstości obrotów silników tłokowych wahają się w granicach 2500-3400 obr./min, a jednostkowe zużycie paliwa kształtuje się na poziomie 0,35 [kg/hkW].

Napędowe silniki tłokowe zabudowuje się zazwyczaj wewnątrz kadłubów śmigłowców w ich dolnych częściach. Takie posadowienia silników ograniczają jednakże ilość wolnego miejsca na pokładzie śmigłowca przeznaczonego dla pasażerów lub ładunków śmigłowców. Duże masy silników tłokowych przy zdeterminowanych siłach nośnych na wirnikach nośnych ograniczają także ilość zabieranego paliwa jak i ładunek płatny przewożony przez śmigłowce [1].

CHARAKTERYSTYCZNE CECHY SILNIKÓW TURBINOWYCH

Turbinowe silniki lotnicze stosowane do napędu śmigłowców – w porównaniu z tłokowymi – są znacznie lżejsze i posiadają mniejsze gabaryty. Często są to silniki z oddzielnymi turbinami napędowymi. Zastosowanie w ich budowie dodatkowych turbin napędowych – sprzężonych gazodynamicznie z turbinami wytwornicowymi – pozwala na zrezygnowanie z dodatkowych sprzęgieł w układach przeniesienia mocy.

Turbina wytwornicowa w takim typie silnika połączona jest na sztywno wałem z wirnikiem sprężarki, natomiast turbina napędowa połączona jest mechanicznie z wirnikiem nośnym za pośrednictwem przekładni głównej. Częstości obrotów turbiny napędowej osiągają wartości do 60000 obr./min, zaś częstości obrotów wałów wyjściowych równe są częstościom obrotów turbin lub po ewentualnej redukcji w przekładni silnikowej, wahają się w granicach 6000 obr./min. W śmigłowcach częstości obrotów wirników nośnych i śmigieł ogonowych są znacznie mniejsze (np. częstości obrotów wirników nośnych wahają się w granicach 250-500 obr./min.), w związku z czym konieczne jest stosowanie przekładni o znacznym stopniu redukcji. Jednostkowe zużycie paliwa w tego rodzaju silnikach jest znacznie większe od zużycia w przypadku silników tłokowych i kształtuje się na poziomie 0,52-0,7 [kg/hkW].

Silniki turbinowe zabudowuje się najczęściej w górnych częściach kadłubów śmigłowców, przeważnie nad przedziałami pasażerskimi lub bagażowymi, co daje większe możliwości użytkowe, ale jednocześnie jest pewnym mankamentem ze względu na bezpieczeństwo[2].

Silniki turbinowe jak i tłokowe podczas swojej pracy wywołują powstanie różnego rodzaju sił, które można podzielić na wewnętrzne i zewnętrzne. W przypadku silników tłokowych siły zewnętrzne wywołane ruchem posuwisto – zwrotnym tłoków powodują silne niewyważenie silnika, a w następstwie drgania przenoszone na strukturę śmigłowca. Aby zrównoważyć siły zewnętrzne w silniku stosowane są układy wyważające, ale muszą być one wykonane dokładnie, a co za tym idzie znacząco rośnie masa silnika. Silniki turbinowe są wyważone dokładniej z uwagi na zastosowanie w ich budowie części wirujących, tj. wirników sprężarek i turbin, które obracają się ze znacznie większymi częstościami obrotowymi i wymagają dużej dokładności wykonania [4].

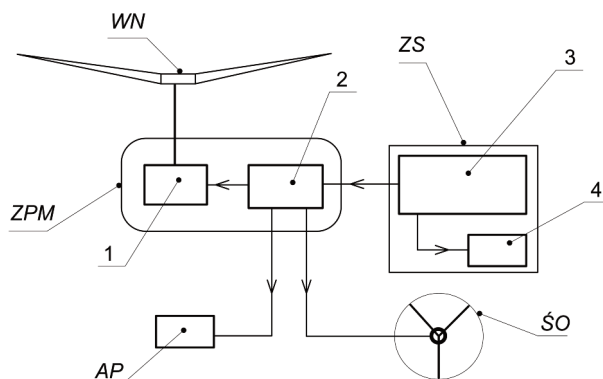
Kolejnym aspektem jest układ chłodzenia silników tłokowych i turbinowych. W przypadku silników turbinowych podstawowym układem chłodzenia jest układ olejowy. Olej, którego głównym zadaniem jest smarowanie silnika, dodatkowo chłodzi silnik. Taki sposób chłodzenia silnika wymaga zastosowania wydajnych chłodziń, które skutecznie pozwolą odebrać ciepło od krążącego w układzie oleju. Stwarza to konieczność zarezerwowania dodatkowego miejsca w strukturze śmigłowca na ich zamocowanie oraz przewidzenie dodatkowej masy, jaką śmigłowiec będzie musiał podnieść.

Lotnicze silniki tłokowe chłodzone są głównie cieczą lub powietrzem. Chłodzenie cieczą stwarza konieczność zamocowania dodatkowych chłodziń, które będą zdolne odbierać ciepło od czynnika chłodzącego. Chłodzenie powietrzem wymaga wymuszenia poprzez wentylator, który także posiada znaczną masę i odbiera część mocy od silnika zmniejszając tym samym moc, którą silnik jest w stanie dostarczyć do wirnika nośnego, śmigła ogonowego i pozostałych agregatów [3], [4].

W niniejszej pracy aspekty dotyczące drgań oraz chłodzenia silników podczas analizy opełalności nie były brane pod uwagę.

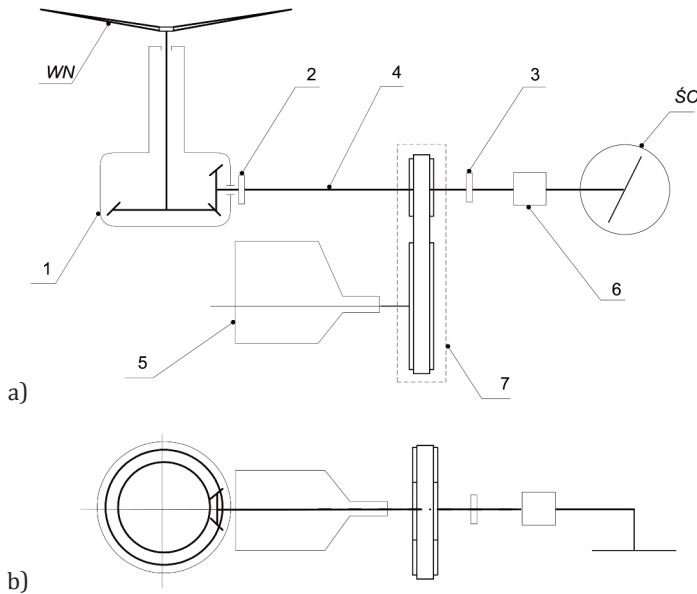
3. UKŁADY PRZENIESIENIA MOCY W ŚMIGŁOWCACH LEKKICH

W zależności od typu zastosowanego silnika napędowego na pokładzie śmigłowca możliwe jest zastosowanie różnych układów przeniesienia mocy. Na rys. 2 przedstawiono ogólny schemat przeniesienia mocy stosowany w śmigłowcach.



Rys. 2. Schemat przeniesienia mocy stosowany w śmigłowcach; ZPM – zespół przeniesienia mocy, ZS – zespół silnika, WN – wirnik nośny, ŚO – śmigło ogonowe, AP – agregaty pomocnicze, 1 – przekładnia główna, 2 – przekładnia redukcyjna, 3 – silnik, 4 – agregaty pomocnicze silnika

W przypadku silników tłokowych napędzających śmigłowce lekkie, najczęściej stosowanym układem przeniesienia mocy jest układ zawierający zębatą przekładnię kątową – jednostopniową oraz przekładnię redukcyjną, zazwyczaj pasową, (rys. 3).

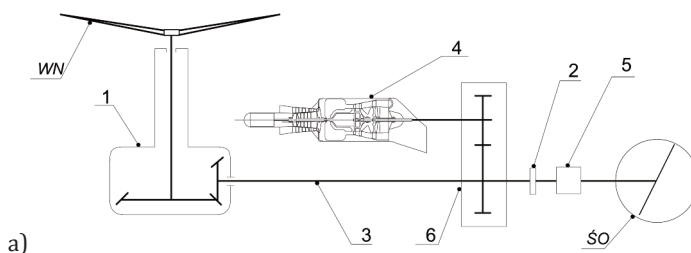


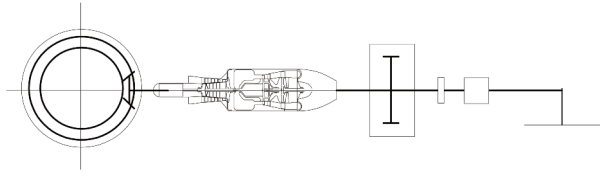
Rys. 3. Schemat układu przeniesienia mocy z zabudowanym silnikiem tłokowym; a – widok z boku, b – widok z góry, 1 – przekładnia kąтова jednostopniowa, 2 – sprzęgło jednokierunkowe, 3 – sprzęgło elastyczne, 4 – wał śmigła ogonowego, 5 – silnik tłokowy, 6 – przekładnia ogonowa, 7 – przekładnia redukcyjna pasowa

Takie rozwiązanie pozwala na znaczne obniżenie masy przekładni głównej, lecz nie zezwala na przenoszenie zbyt wielkich mocy. Umożliwia również wymaganą redukcję częstości obrotów.

Turbinowe silniki śmigłowcowe wymagają stosowania układów przeniesienia mocy zdolnych do odpowiednio dużej redukcji częstości obrotów. Tak więc przekładnie jednostopniowe stosowane w przypadku silników tłokowych nie spełniają wymagań we współpracy z silnikami turbinowymi. Stąd istnieje potrzeba stosowania innych struktur przekładniowych. Najczęściej stosowanym typem przekładni jest przekładnia wielostopniowa, planetarna. Mankamentem takiego rozwiązania przekładni jest jej zwiększona masa względem przekładni jedno-stopniowej. Może ona natomiast współpracować z silnikiem turbinowym nieposiadającym przekładni wewnętrznej.

Na rys. 4 przedstawiono schemat układu napędowego śmigłowca z silnikiem turbinowym i przekładnią główną jednostopniową, posiadającą redukcyjną przekładnię zębatą.

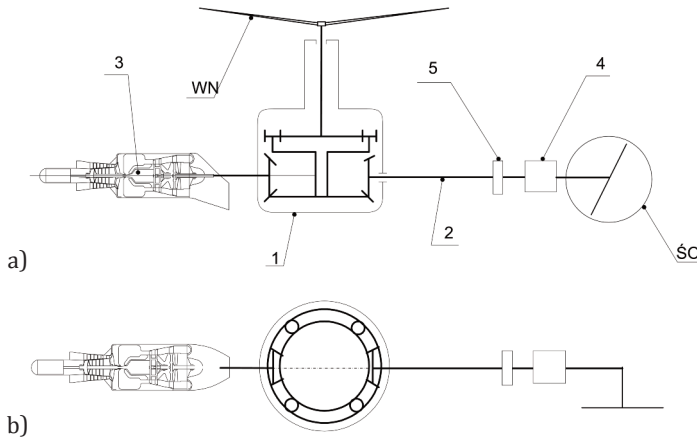




b)

Rys. 4. Schemat układu przeniesienia mocy w konfiguracji z silnikiem turbinowym; a – widok z boku, b – widok z góry, 1 – przekładnia kątowna jednostopniowa, 2 – sprzęgło elastyczne, 3 – wał śmigła ogonowego, 4 – silnik turbinowy wraz z przekładnią silnikową, 5 – przekładnia ogonowa, 6 – przekładnia zębata redukcyjna

Na rys. 5. Przedstawiono schemat układu w konfiguracji z silnikiem turbinowym i przekładnią wielostopniową, planetarną.



a)

b)

Rys. 5. Schemat układu przeniesienia mocy w konfiguracji z silnikiem turbinowym; a – widok z boku, b – widok z góry, 1 – przekładnia główna wielostopniowa, 2 – wał śmigła ogonowego, 3 – silnik turbinowy wraz z przekładnią silnikową, 4 – przekładnia ogonowa, 5 – sprzęgło elastyczne

4. SFORMUŁOWANIE ZAGADNIENIA BADAWCZEGO

Biorąc pod uwagę spostrzeżenia dotyczące stosowania silników tłokowych lub turbinowych do napędu śmigłowców lekkich, przedstawione w pkt. 2, a także spostrzeżenia dotyczące układów przeniesienia mocy przedstawione w pkt. 3 postanowiono przeprowadzić analizę opłacalności wykorzystywania do napędu śmigłowców lekkich silników turbinowych lub wariantowo silników tłokowych.

Analizę przeprowadzono na zasadzie porównania mas układów napędowych z silnikami tłokowymi lub turbinowymi. Podstawą analizy było równanie masowe:

$$m_{ukt} = m_{pal} + m_{sil} \quad (1)$$

gdzie:

m_{ukt} – sumaryczna masa silnika i paliwa zasilającego silnik,

m_{pal} – masa paliwa,

m_{sil} – masa silnika.

W równaniu (1) składnik m_{sil} jest stały w czasie lotu, a składnik m_{pal} jest zmienny w czasie. Stąd analizę opłacalności przeprowadzono dla warunków na starcie, tzn wtedy kiedy $m_{pal} = m_{palmax}$.

Tabela 1. Wybrane parametry działania analizowanych silników tłokowych i turbinowych do napędu śmigłowców, wg [3], [4]

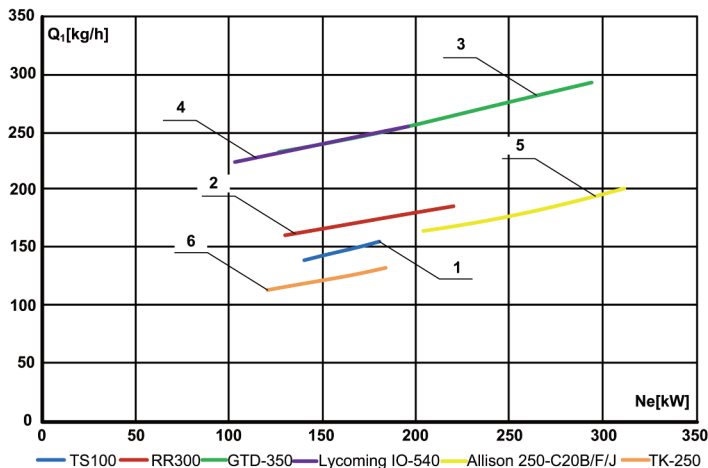
Producent	Oznaczenie	Moc na wale [kW]	Moc jednostkowa [kW/(kg/s)]	Prędkość obrotowa turbiny [obr./min]	Prędkość obrotowa wału [obr./min]	Spręż	Masa [kg]	Masa jednostkowa [kg/kW]	Jednostkowe zużycie paliwa [kg/kWh]
PBS	TS100	180	b/d	b/d	2158	b/d	65	0,36	0,45
Rolls Royce	RR300	220	146,6	49880	6016	6,2	97	0,4409	0,43
PZL	GTD-350	294	133,6	42400	5904	6,05	135	0,4592	0,53
Lycoming	IO-540	190	b/d	-	2900	8,7	190	1	0,33
Rotax	912 ULS	69	b/d	-	5500	10,5	56,6	0,82	0,29
Allison	250-C20	308	205,3	52000	6016	7	80	0,2597	0,4
Konner	TK-250	184	b/d	60814	2300	b/d	50	0,2717	0,4

Przedmiotową analizę przeprowadzono dla dwóch grup silników: tłokowych i turbinowych (tabela 1). Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach (rys. 6, 7, 8).

Podczas obliczeń pominięto silnik Rotax 912 ULS ze względu na jego zbyt małą moc w stosunku do reszty analizowanych silników.

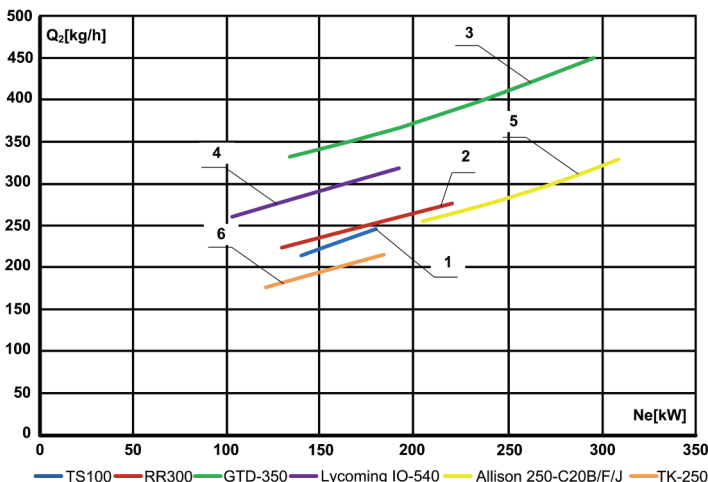
5. WYNIKI OBLICZEŃ

Na rys. 6 przedstawiono zależność masy zespołu silnikowego łącznie z masą paliwa Q_1 od mocy silnika N_e w jednogodzinnym locie śmigłowca (Q_1 [kg/h] – oznacza masę silnika łącznie z paliwem na starcie śmigłowca odniesioną do czasu operacji lotnej równej 1 h).



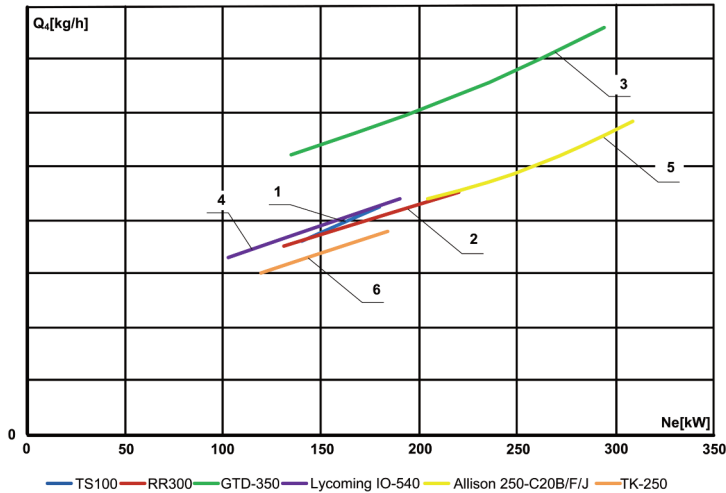
Rys. 6. Zależność masy układu napędowego łącznie z paliwem w funkcji mocy silnika napędowego dla lotu śmigłowca w czasie 1 h; 1 – TS100, 2 – RR300, 3 – GTD-350, 4 – Lycoming IO-540, 5 – Allison 250, 6 – TK-250

Wykres zależności masy zespołu silnikowego łącznie z masą paliwa Q_2 od mocy silnika N_e w dwugodzinnym locie śmigłowca przedstawiono na rys. 7, (Q_2 [kg/h] – oznacza masę silnika łącznie z paliwem na starcie śmigłowca odniesioną do czasu operacji lotnej równej 2 h).



Rys. 7. Zależność masy układu napędowego łącznie z paliwem w funkcji mocy silnika napędowego dla lotu śmigłowca w czasie 2 h; 1 – TS100, 2 – RR300, 3 – GTD-350, 4 – Lycoming IO-540, 5 – Allison 250, 6 – TK-250

Na rys. 8 przedstawiono zależność masy zespołu silnikowego łącznie z masą paliwa Q_4 od mocy silnika N_e w czterogodzinnym locie śmigłowca (Q_4 [kg/h] – oznacza masę silnika łącznie z paliwem na starcie śmigłowca odniesioną do czasu operacji lotnej równej 4 h).



Rys. 8. Zależność masy układu napędowego łącznie z paliwem w funkcji mocy silnika napędowego dla lotu śmigłowca w czasie 4 h; 1 – TS100, 2 – RR300, 3 – GTD-350, 4 – Lycoming IO-540, 5 – Allison 250, 6 – TK-250

Analiza przebiegów badanych wielkości, przedstawionych na wykresach nasunęła myśl o możliwości dokonania aproksymacji wielkości masowych zespołów silnikowych z paliwem (z silnikami tłokowymi i turbinowymi). Wyniki aproksymacji zamieszczono w tabeli 2.

Tabela 2. Wzory funkcji aproksymujących zależności mas zespołów silnikowych z paliwem dla operacji jednogodzinnej

Typ silnika	Funkcja aproksymująca
TS100	$Q = 0,395N_e + 18,733$
RR300	$Q = 0,2833N_e + 29,5$
GTD-350	$Q = 63,919e^{0,003N_e}$
Lycoming IO-540	$Q = 0,3173N_e + 2,3333$
Allison 250-C20	$Q = 0,001N_e^2 - 0,1642N_e + 82,871$
TK-250	$Q = 0,3048N_e + 76,211$

6. ANALIZA KRYTYCZNA WYNIKÓW I PODSUMOWANIE

Analiza opłacalności stosowania silników turbinowych lub tłokowych do napędu śmigłowców lekkich pozwala na ocenę niedogodności i korzyści wpływających z zastosowania takiego lub innego rodzaju silnika do napędu określonego śmigłowca lekkiego.

Masa turbinowego zespołu silnikowego łącznie z paliwem jest znacząco mniejsza od masy zespołu z silnikiem tłokowym w przypadku lotu jednogodzinnego (rys. 6). Masa turbinowego zespołu silnikowego łącznie z paliwem na lot wielogodzinny jest nadal mniejsza od masy zespołu z silnikiem tłokowym i paliwem, co wynika z rys. 7, rys. 8, jednakże różnice obydwu mas maleją w miarę wzrostu czasu operacji.

Z przedstawionych rozważań wynika, że do napędu śmigłowców lekkich wykonujących operacje lotne w krótkich przedziałach czasu (1-2 h) bardziej opłacalnym – ze względu na transport masy zespołu – staje się napęd przy użyciu silnika turbinowego. Nabiera to większego znaczenia w kontekście cen paliw do napędu silników tłokowych i silników turbinowych. Silnik turbinowy potrzebuje – co prawda – znacznie więcej paliwa niż tłokowy, ale jest ono tańsze. Zgodnie z danymi na dzień 5 listopada 2013 r. litr benzyny lotniczej AVGAS 100LL kosztuje średnio 8,3 zł, natomiast litr nafty lotniczej JET A-1 kosztuje niecałe 5 zł.

W pracy podczas analizy opłacalności nie brano pod uwagę zagadnienia drgań powstających podczas pracy silników oraz sposobów ich chłodzenia.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Szabelski, K. (1995). *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. WKŁ.
- [2] Maslennikov, M. M. (1969). *Gazoturbinnye dwigateli dla wertoletow*. Maszynostroenie.
- [3] Szczeciński, S. (1985). *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*. WKŁ.
- [4] Szczeciński, S. (1969). *Lotnicze silniki tłokowe*. Wydawnictwo MON.
- [5] *Instrukcje do silników tłokowych i turbinowych*.
- [6] *Materiały dotyczące silników zaczerpnięte z internetu*.

JACEK DUDZIAK

MASS ANALYSIS OF PROFITABILITY OF USE PISTON AND TURBINE ENGINES FOR DRIVING LIGHT HELICOPTERS

Abstract

The paper presents an analysis of the cost-effectiveness of the application of massive piston and turbine engines helicopters in the existing structures. The analysis is performed with respect to the weight of the combustion engine and its operation within a predetermined time. Also presented the design of the advantages and minuses of building the type of engine and power transmission systems.