

# KONCEPCJA SILNIKA TURBINOWEGO DO NAPĘDU LEKKICH ŚMIGŁOWCÓW

mgr inż. **Robert STACHYRA**  
WSK PZL Rzeszów

*Współczesne śmigłowce o masach startowych poniżej 1000kg napędzane są zwykle silnikami tłokowymi. W niniejszej pracy pokazano, że w niektórych zastosowaniach tych śmigłowców, napęd turbinowy może okazać się lepszym rozwiązaniem od napędu tłokowego. Szczególnie w niektórych statkach bezzałogowych. W dalszej części przedstawiono koncepcyjny projekt turbinowego silnika małej mocy przeznaczonego do napędu wybranej klasy lekkich śmigłowców. Geometrię silnika wstępnie określono na podstawie obliczeń termodynamiczno-przepływowych.*

## 1. WSTĘP

Od pewnego czasu w zakresie techniki lotniczej obserwuje się rozwój konstrukcji śmigłowców lekkich i bezzałogowych. [7], [12], [13] Spowodowane jest to zapotrzebowaniem użytkowników wojskowych i cywilnych na takie typy śmigłowców, z drugiej zaś strony rozwojem metod projektowania i doskonaleniem technik wytwarzania mechanizmów małogabarytowych. Przykładami mogą być tutaj śmigłowce lekkie: Schweitzer 333, JAG JAG, NA Bongo 40, a wśród śmigłowców bezzałogowych: Northrop Grumman Fire Scout, Schiebel Camcopter S-100.

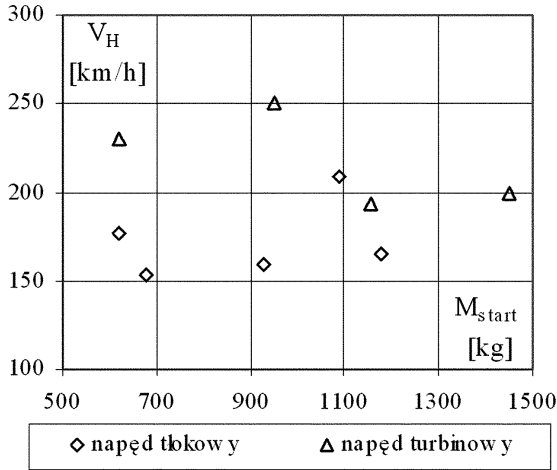
Rzeczywisty rozwój wspomnianych klas śmigłowców implikuje rozwój nowych, doskonalszych jednostek napędowych: silników tłokowych i turbinowych. Zalety silników turbinowych takie jak: niska masa, niski poziom drgań, małe gabaryty oraz korzystny przebieg momentu obrotowego ze zmianą prędkości obrotowej wału napędowego dla silników z oddzielną turbiną napędową [5], [10], skłaniają do stosowania ich do napędu lekkich śmigłowców. Jednak wybór rodzaju napędu powinien być podyktowany nie tylko zaletami ogólnymi, ale także rodzajem misji wykonywanych przez śmigłowiec.

## 2. CECHY CHARAKTERYSTYCZNE NAPĘDÓW ŚMIGŁOWCÓW LEKKICH, W TYM ŚMIGŁOWCÓW BEZZAŁOGOWYCH

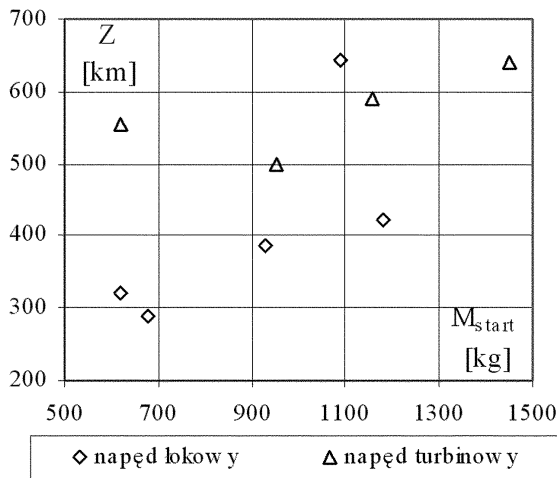
W pracy [8], na podstawie materiałów [6], [9], [11], [12] przeprowadzono analizę porównawczą niektórych cech konstrukcyjno użytkowych śmigłowców lekkich z napędem tłokowym i turbinowym. Przeprowadzone tam rozważania, prowadzą do kilku spostrzeżeń, a mianowicie:

- obecnie w śmigłowcach lekkich, o maksymalnej mocy startowej poniżej 170 kW, raczej nie stosuje się napędu turbinowego,
- lekkie śmigłowce o napędzie turbinowym osiągają zwykle większą prędkość przelotową i zasięg względem śmigłowców o napędzie tłokowym (rys. 1 i 2),
- lekkie śmigłowce o napędzie turbinowym mają większe możliwości przewożenia ładunków od śmigłowców lekkich o napędzie tłokowym (rys. 3), co może wynikać z niższej masy silnika turbinowego od masy silnika tłokowego oraz ze wspomnianej wcześniej większej prędkości przelotowej osiąganej przez śmigłowce z tym napędem,
- śmigłowce lekkie o napędzie turbinowym wykazują zazwyczaj zbliżone wskaźniki ekonomiczne w transporcie ładunków, w porównaniu do odpowiednich wskaźników dla śmigłowców z silnikami tłokowymi (rys. 4), o ile rozważa się lot na odległości bliskie maksymalnym zasięgom i z prędkościami zbliżonymi do maksymalnych. Biorąc pod uwagę przebieg charakterystyk zużycia paliwa silników turbinowych i tłokowych, zgodnie z [10] można przewidywać, że w przypadku lotów ze średnimi prędkościami, wskaźniki ekonomiczne użytkowania śmigłowców lekkich z napędem turbinowym ulegają pogorszeniu w porównaniu ze wskaźnikami dla śmigłowców z napędem tłokowym,
- śmigłowce o napędzie turbinowym wykazują większą manewrowość w płaszczyźnie pionowej (mniejsze obciążenie mocy) od śmigłowców o napędzie tłokowym (rys. 5),

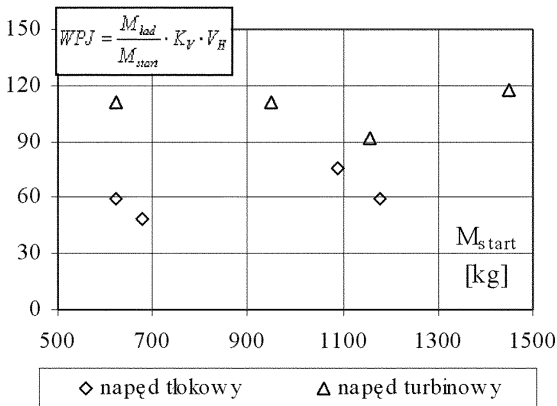
- większość śmigłowców lekkich zarówno napędzanych silnikami tłokowymi jak i silnikami turbinowymi posiada ograniczenie mocy maksymalnej silnika, co wynika z potrzeby utrzymania stałej mocy w pewnym zakresie temperatur i ciśnienia otoczenia.



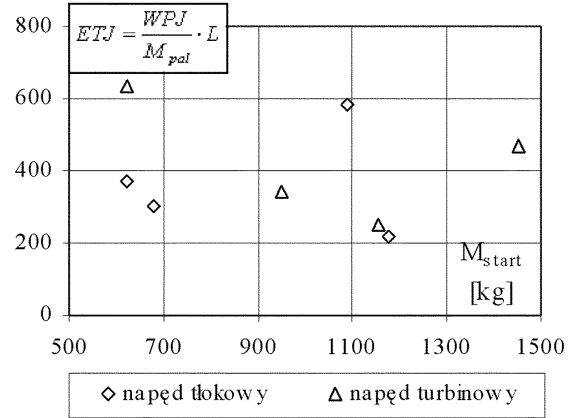
Rys. 1. Prędkość przelotowa w zależności od maksymalnej masy startowej śmigłowców lekkich napędzanych silnikami tłokowymi i turbinowymi



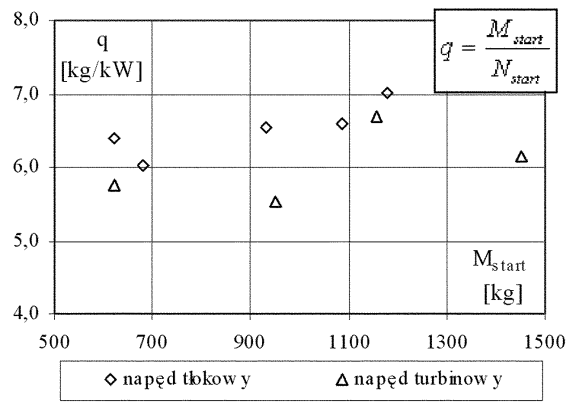
Rys. 2. Zasięg w zależności od maksymalnej masy startowej śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi i turbinowymi



Rys. 3. Wydajność przewozowa jednostkowa (WPPJ) w zależności od maks. masy startowej śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi i turbinowymi,  $M_{lad}$  – masa ładunku,  $M_{start}$  – maksymalna masa startowa śmigłowca,  $V_H$  – prędkość przelotowa śmigłowca,  $K_V = 0,9$  współczynnik



Rys. 4. Efektywność transportowa jednostkowa (ETJ) w zależności od maksymalnej masy startowej śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi i turbinowymi,  $M_{pal}$  – masa paliwa,  $L$  – zasięg śmigłowca



Rys. 5. Współczynnik obciążenia mocy w zależności od maksymalnej masy startowej śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi i turbinowymi,  $N_{start}$  – maksymalna moc startowa śmigłowca

Szczególną grupą, nieujęta w powyższej analizie są śmigłowce bezałogowe. W śmigłowcach tych, przy długotrwałych misjach (np. monitorowanie, podtrzymywanie łączności) stosuje silniki tłokowe natomiast napęd turbinowy zastosowano dotychczas w jednym śmigłowcu bojowym (Fire Scout). [12], [13] Prędkość maksymalna, pułap praktyczny, manewrowość tego statku przewyższają osiągi większości śmigłowców bezałogowych o napędzie tłokowym.

Podsumowując, korzystne wydaje się stosowanie napędu turbinowego głównie w tych spośród lekkich śmigłowców, które z założenia mają być eksploatowane na zakresach mocy bliskich mocy maksymalnej, bowiem w tych warunkach lotu śmigłowce o napędzie turbinowym charakteryzują się korzystnymi wskaźnikami ekonomicznymi i użytkowymi. Skłania to do poszukiwań turbinowych silników małej mocy do napędu śmigłowców tego typu.

### 3. WSPÓŁCZESNE SILNIKI TURBINOWE MAŁEJ MOCY

Obecnie, wśród produkowanych silników turbinowych przeznaczonych do napędu śmigłowców najmniejsze moce startowe posiadają silniki Allison 250 C20B – 313kW, Pratt&Whiney 206B - 321kW.[12]

Mniejszą mocą dysponują jedynie turbinowe silniki stacjonarne np.: Honeywell 36-100 – 127 kW, Microturbo Saphir 20 – 70 kW i modelarskie np.: SPT-5 – 6 kW. Wprawdzie niekiedy silniki stacjonarne służą do napędu śmigłowców, jednak nie są to typowo lotnicze jednostki napędowe. Przykładem może być produkowany przez Czeską firmę Velka Bites jednowałowy silnik turbinowy TE50B o mocy 100kW, który zastosowano do napędu śmigłowca NA Bongo 40.[12] Silniki stacjonarne małej mocy nie charakteryzują się jednak ani zbyt dużą sprawnością cieplną, ani niską masą jednostkową.

#### 4. CECHY CHARAKTERYSTYCZNE KLASY ŚMIGŁOWCÓW, DO NAPĘDU KTÓRYCH PRZEWIDYWANY JEST NOWOPROJEKTOWANY SILNIK

Mając na uwadze wspomniane zalety napędu turbinoowego w śmigłowcach oraz brak odpowiednich silników małej mocy, w pracy [8] podjęto próbę wstępnego zaprojektowania takiego silnika. Parametry działania i wielkości konstrukcyjne klasy śmigłowców, do napędu których jest przewidywany nowoprojektowany silnik zamieszczono w tabeli 1.

Nowoprojektowany silnik może być przeznaczony zarówno do napędu śmigłowców bezzałogowych, jak i załogowych. Śmigłowce bezzałogowe napędzane tym silnikiem mogą służyć do prowadzenia rozpoznania oraz do zdobywania celów jako śmigłowce bojowe, a także w misjach cywilnych, takich jak: loty poszukiwawczo-ratownicze, obserwacja ruchu.

Wśród głównych zastosowań statków załogowych należących do tej klasy, oprócz użytku prywatnego można wymienić: prowadzenie obserwacji w tym nadzoru ruchu na drogach, patrolowanie granic, szkolenie pilotów.

Tab. 1. Zakresy wartości parametrów działania i wielkości konstrukcyjnych wyodrębnionej klasy śmigłowców

Wielkość	Symbol fiz.	Jednostka	Zakresy wartości
Maksymalna masa startowa	$M_{start}$	kg	500 - 700
Liczba łopatek wirnika nośnego	$N$	-	2 - 3
Promień wirnika nośnego	$R$	m	3,1 - 3,835
Prędkość obrotowa wirnika nośnego	$n_{WN}$	obr/min	490 - 530
Prędkość maks. na H=0m AW	$V_{max}$	km/h	180 - 260
Prędkość przelotowa	$V_{przel}$	km/h	111 - 210
Prędkość wznoszenia na H=0m AW	$w$	m/min	305
Pułap z awisu bez wpływu ziemi	$H_{OGE}$	m	1500 - 2500
Pułap z awisu z wpływem ziemi	$H_{GE}$	m	2200 - 3000
Pułap praktyczny	$H_{max}$	m	3000 - 4300
Zasięg	$L$	km	240 - 550
Długość trwania	$t$	h	2,5 - 3,5

#### 5. ZAŁOŻENIA KONSTRUKCYJNE

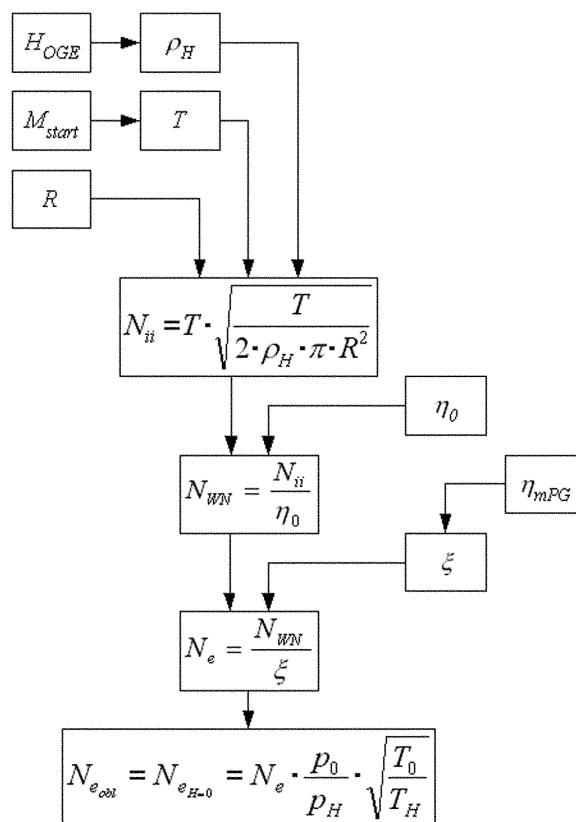
Dla wybranej, docelowej kategorii masowej śmigłowców, przed przystąpieniem do wstępnych obliczeń projektowych samego silnika, oszacowano moc niezbędną do napędu i określono dane wstępne i ograniczenia projektowe.[8]

#### 5.1. Zakres generowanej mocy

Zakres mocy efektywnej generowanej przez nowoprojektowany silnik powinien gwarantować wykonywanie wszystkich manewrów, nawet ekstremalnych, przez śmigłowca zgodnie ze swoją klasą i przeznaczeniem. [5], [6], [9] Aby to osiągnąć, na etapie formułowania założeń do projektu ustalono zakres obliczeniowej mocy efektywnej  $N_{eobl}$ . W pracy [8] ustalono, że stanem lotu determinującym ten zakres jest zawis bez wpływu ziemi na maksymalnej ustalonej wysokości, przy spokojnym powietrzu.

Obliczeniową moc efektywną silnika  $N_{eobl}$  ustalono w oparciu o [2], w następujący sposób (rys. 6):

- wykorzystując teorię strumieniową ustalono moc indukowaną idealną wirnika nośnego śmigłowca  $N_{ii}$ ,
- stosując średnią dla śmigłowców wartość współczynnika jakości wirnika nośnego w zawisie –  $\eta_0$ , określono moc rzeczywistą jaką należy doprowadzić w tych warunkach do wirnika nośnego –  $N_{WN}$ ,
- stosując średni dla śmigłowców współczynnik wykorzystania mocy napędu przez wirnik nośny –  $\xi$ , ustalono niezbędną moc napędu śmigłowca –  $N_e$  do wykonania zawisu bez wpływu ziemi, na maksymalnej założonej wysokości  $H_{OGE}$ ,
- otrzymaną wartość mocy sprowadzono do warunków  $H = 0$  m wg atmosfery wzorcowej.



Rys. 6. Schemat postępowania przy ustalaniu wielkości obliczeniowej mocy efektywnej nowoprojektowanego silnika

W przeprowadzonych tą drogą obliczeniach otrzymano następujące wyniki:

- moc efektywna projektowanego silnika turbinowego jaką powinien on rozwijać na maksymalnej wysokości zawisu  $H = 2,5$  km wynosi:

$$N_e = 103,2 \text{ kW (H = 2,5 km),}$$

– moc efektywną rozwijaną na poziomie  $H = 0$  m, wg atmosfery wzorcowej wynosi:

$$N_{\text{emax}} = 145 \text{ kW} (H = 0 \text{ m}).$$

Wartość  $N_{\text{emax}}$  została przyjęta do dalszych obliczeń jako  $N_{\text{eobl}}$ .

## 5.2. Zakresy wielkości charakterystycznych projektowanego silnika

Przed przystąpieniem do obliczeń nowoprojektowanego silnika ustalono zakresy podstawowych wielkości charakterystycznych (tab. 2). Niektóre z tych wielkości jak spręż –  $\Pi_s^*$  czy temperatura spiętrzenia spalin przed turbiną –  $T_3^*$  stanowiły dane wyjściowe, inne zaś jak jednostkowe zużycie paliwa –  $b_e$ , prędkości obrotowe, –  $n_{\text{TW}}$ ,  $n_{\text{TN}}$  stanowiły ograniczenia projektowe lub wielkości porównawcze nowoprojektowanego silnika z istniejącymi konstrukcjami małych silników turbinowych – zwykle stacjonarnych.[8]

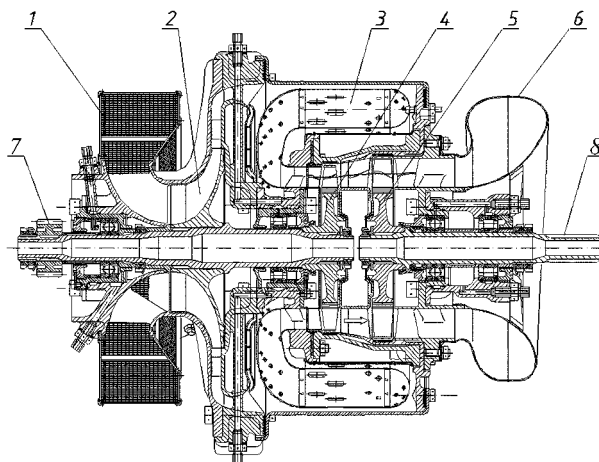
Tab. 2. Zakresy wartości podstawowych parametrów obliczeniowych nowoprojektowanego silnika

Lp.	Wielkość	Symbol fiz.	Zakres wartości	Jednostka
1.	Temperatura otoczenia	$T_H$	288	[K]
2.	Cięnienie otoczenia	$p_H$	1013,25	[hPa]
3.	Moc efektywna na wale silnika	$N_e$	145	[kW]
4.	Temperatura spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową	$T_3^*$	1000*1300	[K]
5.	Spręż sprężarki w parametrach spiętrzenia	$\Pi_s^*$	3*5	[-]
6.	Jednostkowe zużycie paliwa	$b_e$	0,40*0,60	[kg/kW·h]
7.	Prędkość obrotowa turbiny wytwornicowej	$n_{\text{TW}}$	30000*65000	[obr/min.]
8.	Prędkość obrotowa turbiny napędowej	$n_{\text{TN}}$	22000*50000	[obr/min.]
9.	Szerokość silnika	$S$	250*400	[mm]
10.	Wysokość silnika	$W$	245*500	[mm]
11.	Długość silnika	$L$	865*1000	[mm]
12.	Masa jednostkowa	$m_j$	0,45*0,80	[kg/kW]

## 6. KONSTRUKCJA

Przeprowadzona w [8] analiza możliwych do realizacji koncepcji silnika, rodzajów zespołów, pozwoliła ustalić, że najkorzystniejszym rozwiązaniem dla nowoprojektowanego silnika, z punktu widzenia minimalizacji masy, wymiarów, zwłaszcza długości oraz minimalizacji strat energii czynnika i energii napędowej jest układ z jednostopniową osiowo-promieniową sprężarką i pierścieniową komorą spalania z przepływem zwrotnym oraz osiowymi turbinami wytwornicową i napędową.[3], [4], [5], [10].

Dla ustalonych w oparciu o [1], [3] danych wyjściowych, wykonano obliczenia gazodynamiczne i cieplne, ustalono parametry cieplno przepływowe w charakterystycznych przekrojach nowoprojektowanego silnika. Następnie, zgodnie z [4], [5] opracowano układ geometryczny silnika, przeprowadzając obliczenia geometrii traktu przepływowego w przekrojach charakterystycznych. Na rysunku 7 zamieszczono schemat nowoprojektowanego silnika, zaś w tabeli 3 przedstawiono podstawowe wielkości eksploatacyjne tego silnika.



Rys. 7. Przekrój zaprojektowanego wstępnie silnika turbinowego małej mocy [8]: 1 - wlot powietrza do sprężarki, 2 - jednostopniowa sprężarka osiowo-promieniowa, 3 - pierścieniowa komora spalania z przepływem zwrotnym, 4 - turbina wytwornicowa, 5 - turbina napędowa, dyfuzor wylotowy, 7 napęd agregatów silnika, 8 - wałek napędowy

Tab. 3. Podstawowe wielkości eksploatacyjne zaprojektowanego wstępnie silnika [8]

Wielkość:	Wartość:	Jednostka:
Moc maksymalna startowa	145	kW
Jednostkowe zużycie paliwa	445	g/kWh
Nominalna prędkość obrotowa wałka napędowego	53000	obr/min
Długość silnika	450	mm
Szerokość silnika	310	mm
Wysokość silnika	310	mm

## 7. WNIOSKI

Wykonane obliczenia gazodynamiczne silnika i jego podstawowych zespołów oraz wstępny projekt geometryczny wskazują, że z punktu widzenia termodynamiczno przepływowego możliwe jest skonstruowanie małogabarytowego silnika turbinowego do napędu określonej klasy śmigłowców lekkich.

Warto podkreślić przy tym, że możliwe jest podniesienie ekonomiki użytkowania tej jednostki przez podwyższenie sprężu  $\Pi_s^*$  oraz temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną  $T_3^*$ , w połączeniu z wprowadzeniem chłodzenia łopatek wieńców dyszowych turbiny wytwornicowej.

Należy też zaznaczyć, że ustaloną wstępnie geometrię podzespołów silnika należy poddać następnie obliczeniom mechaniczno-wytrzymałościowym. Wyniki tych obliczeń mogą wymusić korekty niektórych wymiarów podzespołów silnika.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] **Antas S., Wolański P.:** *Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych*. WPW Warszawa 1989.
- [2] **Bronowicz J.:** *Aerodynamika*. Wykład, Politechnika Lubelska 2003/04.
- [3] **Dzierżanowski D. i in.:** *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*. Praca zbiorowa. WKiŁ Warszawa 1985.
- [4] **Dźygałło Z. i in.:** *Zespoły wirnikowe silników turbinowych*. Praca zbiorowa. WKiŁ Warszawa 1982.

- [5] **Fijałkowski S.:** *Silniki lotnicze*. Wykład. Politechnika Lubelska 2002.
- [6] **Klimkowski J.:** *Budowa śmigłowców*. Wykład. Politechnika Lubelska 2004/05.
- [7] **Łuczjanek W., Szabelski K.:** *Wiroplaty bezzalogowe*. Komunikat naukowy.
- [8] **Stachyra R.:** *Koncepcyjny projekt silnika turbiniowego do napędu lekkiego śmigłowca*. Praca dyplomowa. Politechnika Lubelska 2005. Praca wykonana pod kierunkiem dr. inż. S. Fijałkowskiego.
- [9] **Szabelski K., Jancelewicz B., Łuczjanek W.:** *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. WKiŁ. Warszawa 2002.
- [10] **Szczeciński i in.:** *Charakterystyka i zastosowanie napędów*. WKiŁ. Warszawa 1980.
- [11] **Szumański K.:** *Eksploatacja śmigłowców*. Wykład. Politechnika Lubelska 2004/05.
- [12] *Jane's All the World's Aircraft 2002-2003*. Roczniki lotnicze.
- [13] **Shephard's Unmanned Vehicles Handbook 2005**. *Katalog statków bezzalogowych*. Shephard 2005.

Р. Стахыра

## КОНЦЕПЦИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПРИВОДА ЛЕЧКИХ ВЕРТОЛЕТОВ

Резюме

Современные вертолеты со стартовой массой менее 1000 кг оснащены обычно поршневыми двигателями. В настоящей работе показано, что в некоторых применениях этих вертолетов газотурбинной привод может оказаться лучшим решением, чем поршневой, в частности в некоторых дистанционно-пилотируемых летательных аппаратах. Представлен концептуальный проект газотурбинного двигателя малой мощности предназначенного для привода выбранного класса легких вертолетов. На основе термогазодинамических расчетов предварительно определена геометрия двигателя.

R. Stachyra

## LIGHT HELICOPTER TURBINE ENGINE CONCEPT

Summary

Helicopters with maximum take off weight below 1000 kg are usually powered by piston engines. In this work it is showed, that for some specific light helicopters applications, turboshaft engines might be better than piston engines. Particulary for some applications of unmanned rotorcrafts. This work also presents conceptual design of turboshaft engine to particular class of helicopters. This design is based on thermodynamical calculations.