

PROJEKT AERODYNAMICZNY ŚMIGŁOWCA BEZZAŁOGOWEGO O UDŹWIGU 15 KG

Katarzyna GRZEGORCZYK
Politechnika Lubelska
mgr **Jan BRONOWICZ**
PZL Świdnik S.A.

W pracy przedstawiono projekt aerodynamiczny śmigłowca, dla którego wielkości podstawowych parametrów wyznaczono za pomocą metody statystycznej. Następnie dla przyjętej konfiguracji parametrów obliczono osiągi. Porównania i analizy prowadzone były w oparciu o dane dostępnych na rynku śmigłowców lekkich i bezzałogowych oraz modeli śmigłowców. Poniższe opracowanie poza doбором i charakterystykami osiągowymi zawiera również ogólne informacje na temat bezzałogowych statków latających, w tym ich charakterystykę.

1. WSTĘP

Poniższe opracowanie projektu aerodynamicznego modelu śmigłowca, którego ładunek płatny wynosi 15 kg, opiera się na wyznaczeniu zależności masy płatnej, promienia i cięciwy wirnika nośnego, promienia i cięciwy śmigła ogonowego, mocy silnika, współczynników wypełnienia tarczy WN i SO, prędkości końców łopat w funkcji masy startowej. Wiedząc, jak w przypadku innych śmigłowców kształtują się te zależności, da się oszacować przybliżone wartości parametrów. Obliczenie osiągow modelu wykonano za pomocą programów komputerowych „OKSA 21” oraz „OKSA 30”, stosowanych w Zakładzie PZL Świdnik SA.

1.1. Charakterystyka statków bezzałogowych

UAV (ang. Unmanned Aerial Vehicle) nazywany aparatem latającym lub dronem jest bezzałogowym, silnikowym, sterowanym zdalnie lub automatycznie statkiem powietrznym przeznaczonym do wielokrotnego użytku (definicja nie obejmuje aparatów jednorazowych). Za UAV uznaje się wyłącznie nieuzbrojone bezzałogowe pojazdy latające, które nie są wyposażone w sprzęt do prowadzenia walki. Bojowe bezzałogowe aparaty latające oznacza się dla odróżnienia ang. skrótemUCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle).

Dzisiejsze samoloty, w tym również śmigłowce bezzałogowe, są całkowicie zautomatyzowane. Samolotem steruje komputer, wykorzystując ciągły pomiar położenia Globalnego Systemu Lokalizacyjnego (GPS – Global Positioning System). Wyposażone są w sprzęt obserwacyjny optyczny, w tym na podczerwień lub ultrafiolet, akustyczny i radiowy (różnego typu kamery TV i termowizyjne, aparaty fotograficzne, czujniki, odbiorniki do wykrywania i zakłócania pracujących środków łączności i stacji radiolokacyjnych). Przeznaczone są do przenoszenia różnego rodzaju wyposażenia i ładunków użytecznych.

Zaletami tych urządzeń są: stosunkowo małe wymiary oraz ciężar (a dzięki temu bardzo mała wykrywalność optyczna, dźwiękowa, termiczna oraz radarowa), możliwość startu i lądowania praktycznie w każdym miejscu, duża mobilność, niższy koszt budowy i użytkowania. Przede wszystkim jednak, wysyłanie ich nie wiąże się z narażeniem życia czy zdrowia pilota (np. nad tereny skażone promieniowaniem).

Ze względu na swoje cechy konstrukcyjne dużą grupę wśród bezzałogowych obiektów latających stanowią wiroplaty. W zasadzie tylko one mają możliwość pionowego startu i lądowania, a także lotu z małą prędkością i wykonania zawisu. Jest to szczególnie ważne w misjach obserwacyjnych i ratowniczych. Pozwala również na ich użytkowanie w obszarach trudnodostępnych i o małej powierzchni.

1.2. CHARAKTERYSTYKA WYBRANYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

Poniżej przedstawiono zbiór danych technicznych na temat śmigłowców, których parametry zostały wykorzystane w tej pracy. Charakterystyka obejmuje geometrię i osiągi samolotów o masie startowej poniżej 2000 kg. Są wśród nich latające modele śmigłowców, obiekty załogowe i bezzałogowe.

Dane techniczne statków powietrznych

1. Copter 1b – SurveyCopter



masa startowa	15 [kg]
średnica WN	1,80 [m]
długość	2,20 [m]
wysokość	0,5 [m]
pułap	1500 [m]
zasięg	5 [km]
prędkość przelotowa	40 [km/h]

2. SR100 VTOL – Rotomotion



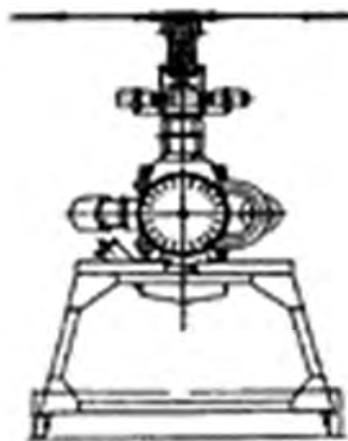
masa startowa	25 [kg]
średnica WN	2,01 [m]
długość	1,47 [m]
wysokość	0,67 [m]
długość	45 [min]
zasięg	0,8 [km]
prędkość max.	50 [km/h]

3. SR200 VTOL – Rotomotion



masa startowa	48 [kg]
średnica WN	3,00 [m]
długość	2,79 [m]
wysokość	0,86 [m]
długość	4 [h]
zasięg	0,8 [km]
prędkość max.	80 [km/h]

4. DP4 – Dragonfly



masa startowa	63,5 [kg]
średnica WN	2,59 [m]
długość	2,41 [m]
wysokość	1,04 [m]
długość	1 [h]
pułap	1200 [m]
prędkość max.	161 [km/h]

5. R 50 – Yamaha



masa startowa	67 [kg]
średnica WN	3,07 [m]
długość	3,58 [m]
wysokość	1,08 [m]
długość	30 [min]
pułap	900 [m]
prędkość przelotowa	20 [km/h]

6. RMAX – Yamaha



masa startowa	88 [kg]
średnica WN	3,115 [m]
długość	3,63 [m]
wysokość	1,08 [m]
długość	60 [min]
pułap	100 [m]
prędkość przelotowa	20 [km/h]

7. Kvand – Husky



masa startowa	90 [kg]
średnica WN	3,20 [m]
długość	3,40 [m]
wysokość	1,00 [m]
długość trwania	1,2 [h]
pułap	1800 [m]
prędkość max.	150 [km/h]

8. S-100 – Camcopter



masa startowa	200 [kg]
średnica WN	3,40 [m]
długość	3,60 [m]
wysokość	1,60 [m]
długość trwania	1,2 [h]
pułap	5400 [m]
prędkość max.	220 [km/h]

9. RPH 2 – FUJI



masa startowa	305 [kg]
średnica WN	4,80 [m]
długość	5,40 [m]
wysokość	1,80 [m]
długość trwania	1 [h]
pułap	2000 [m]
prędkość max.	120 [km/h]

10. Heliot – CAC Systems Dragon Fly



masa startowa	450 [kg]
średnica WN	6,70 [m]
długość	7,86 [m]
wysokość	2,36 [m]
długość trwania	2,5 [h]
pułap	20 [km]
prędkość	126 [km/h]

11. Vigilante 502 – SAIC



masa startowa	500 [kg]
średnica WN	7,00 [m]
długość	6,30 [m]
wysokość	2,40 [m]
długość trwania	8 [h]
pułap	1194 [m]
prędkość max.	217 [km/h]

12. Robinson R 22



masa startowa	590 [kg]
średnica WN	7,70 [m]
długość	6,30 [m]
wysokość	2,70 [m]
zasięg	386 [km]
pułap	4265 [m]
prędkość przelotowa	153 [km/h]

13. Robocopter 300 – Kawada



masa startowa	794 [kg]
średnica WN	8,18 [m]
długość	9,40 [m]
wysokość	2,64 [m]
długość trwania	1,4 [h]
pułap	3000 [m]
prędkość przelotowa	130 [km/h]

14. Schweizer 300C



masa startowa	976 [kg]
średnica WN	8,18 [m]
długość	9,40 [m]
wysokość	2,65 [m]
długość trwania	3,8 [h]
pułap	3292 [m]
prędkość przelotowa	159 [km/h]

15. Hughes 500MD Defender



masa startowa	1157 [kg]
średnica WN	8,03 [m]
długość	7,00 [m]
wysokość	2,70 [m]
zasięg	590 [km]
pułap	4390 [m]
prędkość przelotowa	217 [km/h]

16. MQ-8B Fire Scout – Northrop Grumman



masa startowa	1430 [kg]
średnica WN	8,38 [m]
długość	6,98 [m]
wysokość	2,87 [m]
długość trwania	200 [km]
pułap	6100 [m]
prędkość max.	231 [km/h]

17. Bell 206B Jet Ranger



masa startowa	1450 [kg]
średnica WN	10,10 [m]
długość	9,50 [m]
wysokość	2,90 [m]
zasięg	550 [km]
pułap	4115 [m]
prędkość max.	216 [km/h]

18. A160 Hummingbird – Boeing

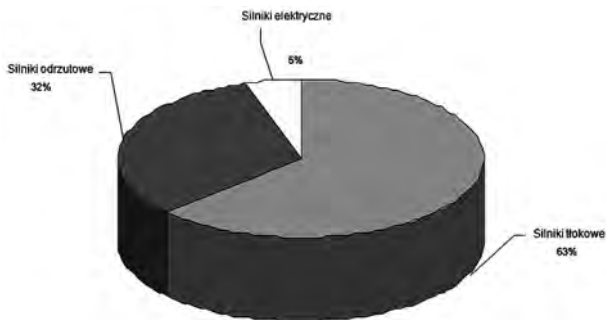


masa startowa	1950 [kg]
średnica WN	11,00 [m]
długość	10,70 [m]
wysokość	2,80 [m]
zasięg	3150 [km]
pułap	8530 [m]
prędkość	260 [km/h]

2. ZAŁOŻENIA DO PROJEKTU I PROJEKT WSTĘPNY

Cechy konstrukcyjne śmigłowców bezzałogowych są bardzo zbliżone do obiektów załogowych. Podobieństwo polega na zbieżności przeznaczenia i zasady działania głównych zespołów śmigłowca. W obu typach konstrukcji podczas projektowania wykorzystuje się więc te same zależności aerodynamiczne i metody obliczeniowe. Jedną z nich jest zastosowana w tej pracy metoda statystyczna, która umożliwia oszacowanie wielkości w sposób przybliżony.

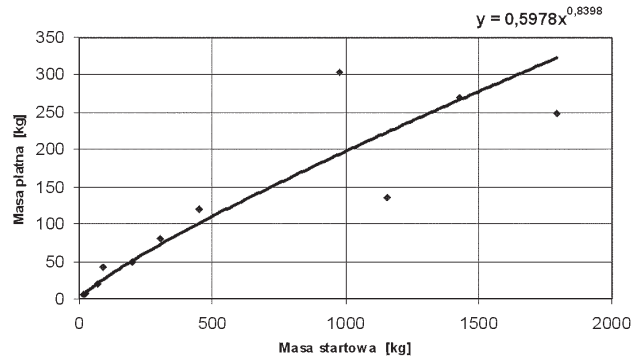
Przed rozpoczęciem analizy statystycznej zostały poczynione pewne założenia konstrukcyjne. Ograniczenia dotyczyły układu wirnika nośnego, kształtu i liczby łopat oraz rodzaju zespołu napędowego. Przyjęto układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym, stosowany w większości śmigłowców załogowych i modeli zdalnie sterowanych. Zarówno w przypadku wirnika nośnego jak i śmigła ogonowego przyjęto dwie łopaty prostokątne. Ostatnie założenie dotyczyło wyboru tłokowego zespołu napędowego. Jak wynika ze statystyki (rys. 1.), wśród bezzałogowych obiektów latających najczęściej stosuje się silniki tłokowe.



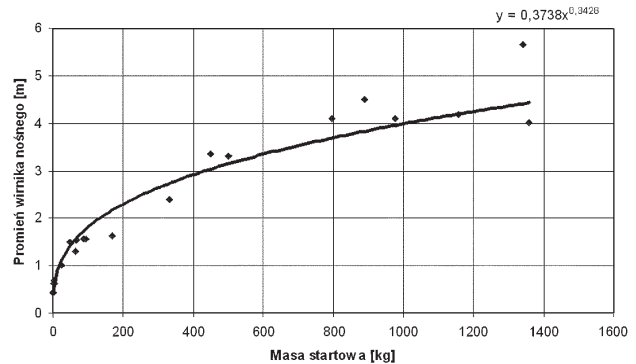
Rys. 1. Rozkład zastosowań różnych typów silników w przypadku obiektów bezzałogowych

2.1. Statystyczny dobór wielkości parametrów

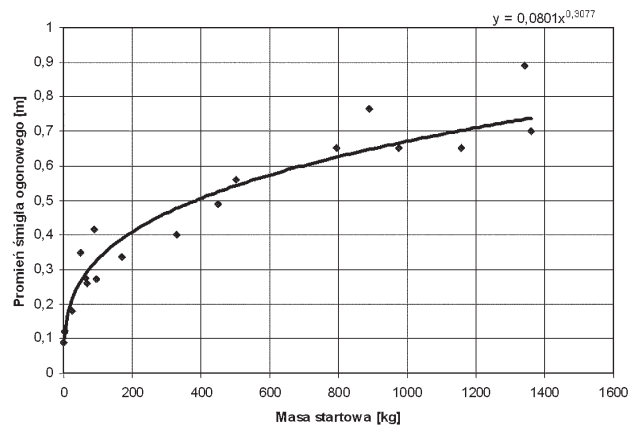
Poniżej zamieszczono wykresy sporządzone na podstawie danych statystycznych: zależność masy płatnej w funkcji masy startowej (rys. 2), promienia wirnika nośnego w funkcji masy startowej (rys. 3), promienia śmigła ogonowego w funkcji masy startowej (rys. 4), współczynnika wypełnienia tarczy WN w funkcji masy startowej (rys. 5), współczynnika wypełnienia tarczy śmigła ogonowego w funkcji masy startowej (rys. 6), prędkości obrotowej w funkcji średnicy wirnika nośnego (rys. 7), mocy silnika w funkcji masy startowej (rys. 8). Na podstawie tych krzywych wyznaczone zostały wzory statystyczne, umożliwiające obliczenie wartości stanowiących pierwsze przybliżenie rozwiązania.



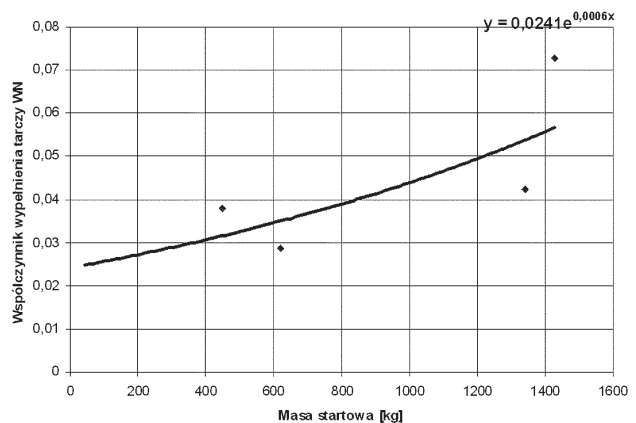
Rys. 2. Wykres zależności masy płatnej w funkcji masy startowej



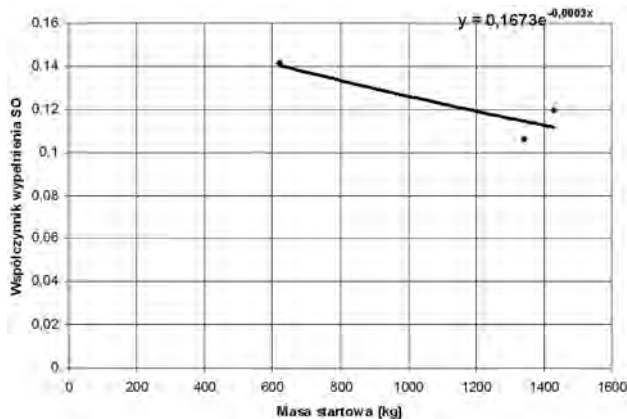
Rys. 3. Wykres zależności długości promienia wirnika nośnego w funkcji masy startowej



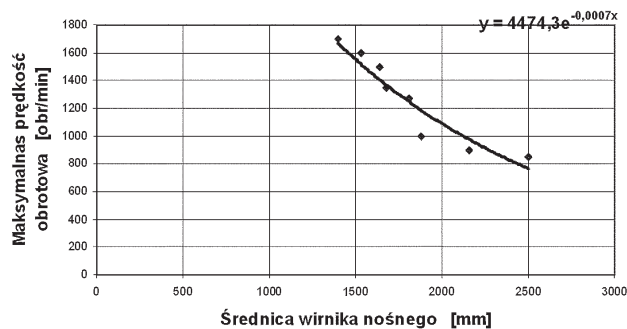
Rys. 4. Wykres zależności długości promienia śmigła ogonowego w funkcji masy startowej



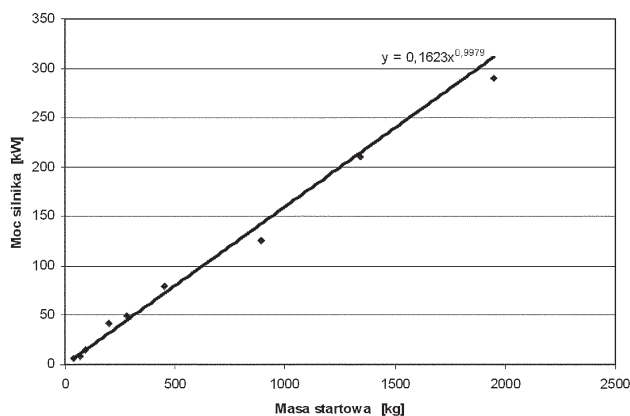
Rys. 5. Wykres wypełnienia tarczy WN w funkcji masy startowej



Rys. 6. Wykres wypełnienia tarczy SO w funkcji masy startowej



Rys. 7. Wykres prędkości obrotowej w funkcji średnicy wirnika nośnego



Rys. 8. Wykres mocy silnika w funkcji masy startowej

Tab 2. Wielkości parametrów wyznaczone metodą statystyczną

WYZNACZONA WIELKOŚĆ	WZÓR STATYSTYCZNY/EMPIRYCZNY	WARTOŚĆ OBLICZONA	WARTOŚĆ PRZYJĘTA
masa startowa	$M_{PL} = 0,5978 \times M_{ST}^{0,8398}$	$M_{st} = 46$ [kg]	$M_{st} = 45$ [kg]
promień WN	$R_{WN} = 0,3738 \times M_{ST}^{0,3428}$	$R_{WN} = 1,37$ [m]	$R_{WN} = 1,35$ [m]
promień SO	$R_{SO} = 0,0801 \times M_{ST}^{0,83077}$	$R_{SO} = 0,25$ [m]	$R_{SO} = 0,24$ [m]
wsp. wypełnienia WN	$\sigma_{WN} = 0,0241 \times e^{0,0006xM}$	$\sigma_{WN} = 0,025$ [m]	$\sigma_{WN} = 0,028$ [m]
wsp. wypełnienia SO	$\sigma_{SO} = 0,1673 \times e^{-0,0003xM}$	$\sigma_{SO} = 0,16$ [m]	$\sigma_{SO} = 0,11$ [m]
cięciwa łopaty WN	$\sigma = \frac{N \cdot c}{\pi \cdot R}$	$c_{WN} = 0,0594$ [m]	$c_{WN} = 0,06$ [m]
cięciwa SO		$c_{SO} = 0,0414$ [m]	$c_{SO} = 0,04$ [m]
prędkość końców łopat WN	$V = \omega \times R$	$V_k = 113$ [m/s]	$V_k = 120$ [m/s]
prędkość kątowna	$\omega = (\pi \times n) / 30$		$\omega = 84$ [1/s]
prędkość obrotowa	$n = 4474,3 \times e^{-0,0007xD}$	$n = 680$ [obr/min]	$n = 800$ [obr/min]
moc silnika	$P_S = 0,1623 \times M_{ST}^{0,9979}$	$P_S = 7,16$ [kW]	$P_S = 7$ [kW]

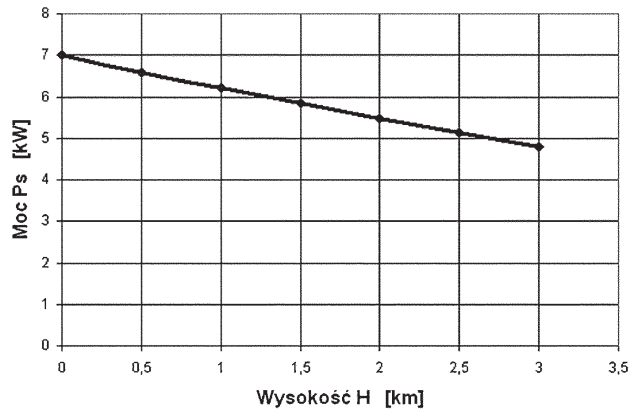
3. ANALIZA AERODYNAMICZNA PROJEKTU

Dla założonej w poprzedniej części pracy konfiguracji parametrów projektowanego modelu śmigłowca zostały obliczone osiągi w zawisie i w locie do przodu. W wyniku tych obliczeń udało się uściślić niektóre z uprzednio wyznaczonych wielkości (tab. 3).

Tab. 3. Zestawienie parametrów uznanych za ostateczne

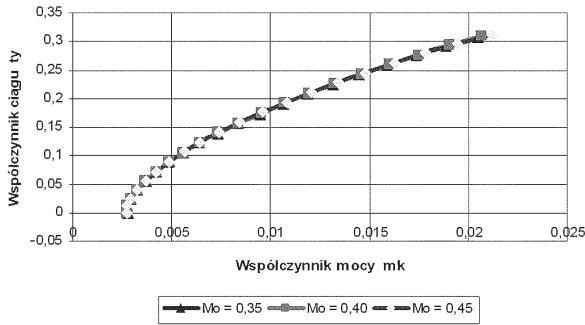
$P_S = 7 \text{ kW}$	$\sigma_{WN} = 0,033$	$R_{WN} = 1,35 \text{ m}$	$C_{WN} = 0,07 \text{ m}$	$V_k = 140 \text{ m/s}$
----------------------	-----------------------	---------------------------	---------------------------	-------------------------

Z uwagi na to, iż doświadczalnej charakterystyki wysokościowej silnika małej mocy nie odnaleziono, konieczne było wyznaczenie tej zależności na drodze obliczeniowej. Charakterystyka wysokościowa dla dobranego silnika tłokowego o mocy $P_S = 7 \text{ kW}$ przedstawiona została na rysunku 9.

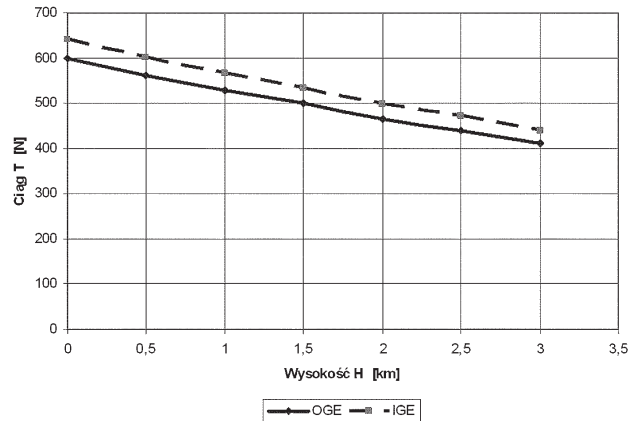


Rys. 9. Charakterystyka wysokościowa silnika o mocy $P_S = 7 \text{ kW}$

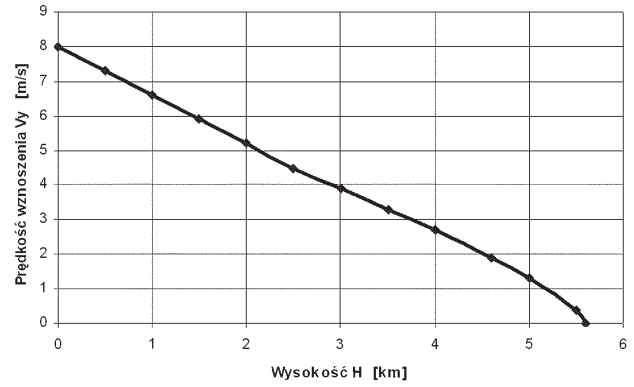
Poniżej znajdują się charakterystyki, na podstawie których można wnioskować o osiąгах projektowanego modelu śmigłowca.



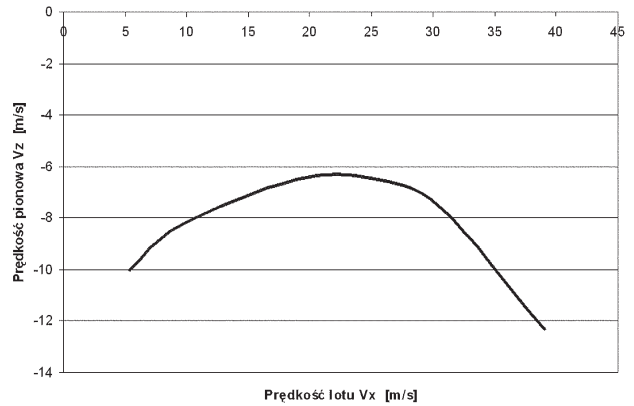
Rys. 10. Biegunowa wirnika nośnika dla zwisu



Rys. 11. Zależność ciągu wirnika od wysokości ciśnieniowej



Rys. 12. Krzywa wznoszenia



Rys. 13. Biegunowa autorotacji

Dla przyjętej konfiguracji parametrów uzyskano następujące osiągi śmigłowca:

- prędkość ekonomiczna [km/h] $V_{ek} = 69,$
- prędkość optymalna [km/h] $V_{opt} = 112,$
- prędkość maksymalna [km/h] $V_{max} = 155,$
- prędkość oderwania [km/h] $V_{ne} = 163,$
- prędkość wznoszenia z V_{ek} [m/s] $V_y = 8,$
- prędkość opadania w autorotacji [m/s] $V_z = 6,3,$
- pułap zawisu OGE [km] $H_{OGE} = 2,45,$
- pułap zawisu IGE [km] $H_{IGE} = 3,$
- pułap praktyczny [km] $H = 5,45,$
- pułap teoretyczny [km] $H = 5,6.$

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Glass A.:** *Samoloty, szybowce, śmigłowce i ...* Młodzieżowa Agencja Wydawnicza. Warszawa 1987.
- [2] **Niewierowski K.:** *Tłokowe silniki spalinowe*. Tom 1. WKiŁ. Warszawa 1983.
- [3] **Nowakowski W.:** *Aerodynamika i mechanika lotu*. WKiŁ. Warszawa 1970.
- [4] **Spunda B.:** *Projektowania i budowa modeli śmigłowców*. WKiŁ. Warszawa 1976
- [5] **Spunda B.:** *Latające modele śmigłowców*. WKiŁ. Warszawa 1984.
- [6] **Szabelski K., Jancelewicz W., Łucjanek W.:** *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. WKiŁ. Warszawa 1995.
- [7] **Witkowski R.:** *Pilotaż i budowa śmigłowców*. WKiŁ. Warszawa 1986.
- [8] *AKLOT*. Aktualności lotnicze. Czasopismo lotnicze – 3/2005.
- [9] *AKLOT*. Aktualności lotnicze. Czasopismo lotnicze – 4/2005.
- [10] **Szabelski K., Łucjanek W.:** *Wiroplaty bezzalogowe*. Artykuł.
- [11] **Ciećko M.:** *Użycie bezpilotowych statków latających na polu walki*. Zeszyty Naukowe WSOWŁąd. Nr 1 (135) 2005.

К. Гжегорчык , Я. Броневич

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЁТА С ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬЮ 15 КГ

Резюме

В работе представлен аэродинамический проект вертолёта, основные параметры которого, были установлены с помощью статистического метода. Далее для принятой конфигурации параметров были вычислены технические параметры вертолёта. Сравнения и анализ проводились на основании данных доступных на рынке вертолётов лёгких и беспилотных, а также моделей вертолётов. Представленная разработка кроме подбора и лётных характеристик, включает общие информации по беспилотным летающим аппаратам, а также их характеристику и большое количество примеров конструкционных решений.

K. Grzegorzczak, J. Bronowicz

AERODYNAMIC PROJECT OF UNMANNED HELICOPTER WITH 15 KG LIFT FORCE

Summary

In the paper the aerodynamic project of the helicopter is submitted, for which the basic parameters were defined with the help of statistic method. Then, for assumed helicopter configuration of parameters the machine performance was estimated. The comparisons and analyzes were led on the basis of the data of light and unmanned helicopters accessible on market and the models of helicopters. This paper beyond parameters selection and performance characteristics contains also general information on the subject of unmanned aircraft, including their characteristics and many examples of design solutions.