

OBCIĄŻENIA BĘDĄCE WYNIKIEM PRACY ZESPOŁU NAPĘDOWEGO BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO KLASY MINI

RYSZARD CHACHURSKI*, MARIUSZ CHOSZCZEWSKI**

Wojskowa Akademia Techniczna*, 32 Baza Lotnictwa Taktycznego**

Streszczenie

Obciążenia zewnętrzne działające na strukturę statku powietrznego stanowią podstawę obliczeń wytrzymałościowych jego płatowca. Powstają one wskutek działania sił aerodynamicznych oraz sił bezwładności i zależą od warunków lotu oraz rozkładu mas. Obliczenia obciążeń zewnętrznych wykonywane są dla każdego załogowego statku powietrznego oraz dużych bezzałogowych statków powietrznych (BSP). W przypadku małych BSP zazwyczaj nie wykonuje się takich obliczeń, bazując przy ich projektowaniu na doświadczeniach modelarstwa lotniczego, co może prowadzić do przewymiarowania konstrukcji lub do jej zniszczenia w trakcie lotu. W artykule przedstawiono wyniki obliczeń obciążeń zewnętrznych dla dwu wersji samolotu bezzałogowego klasy mini.

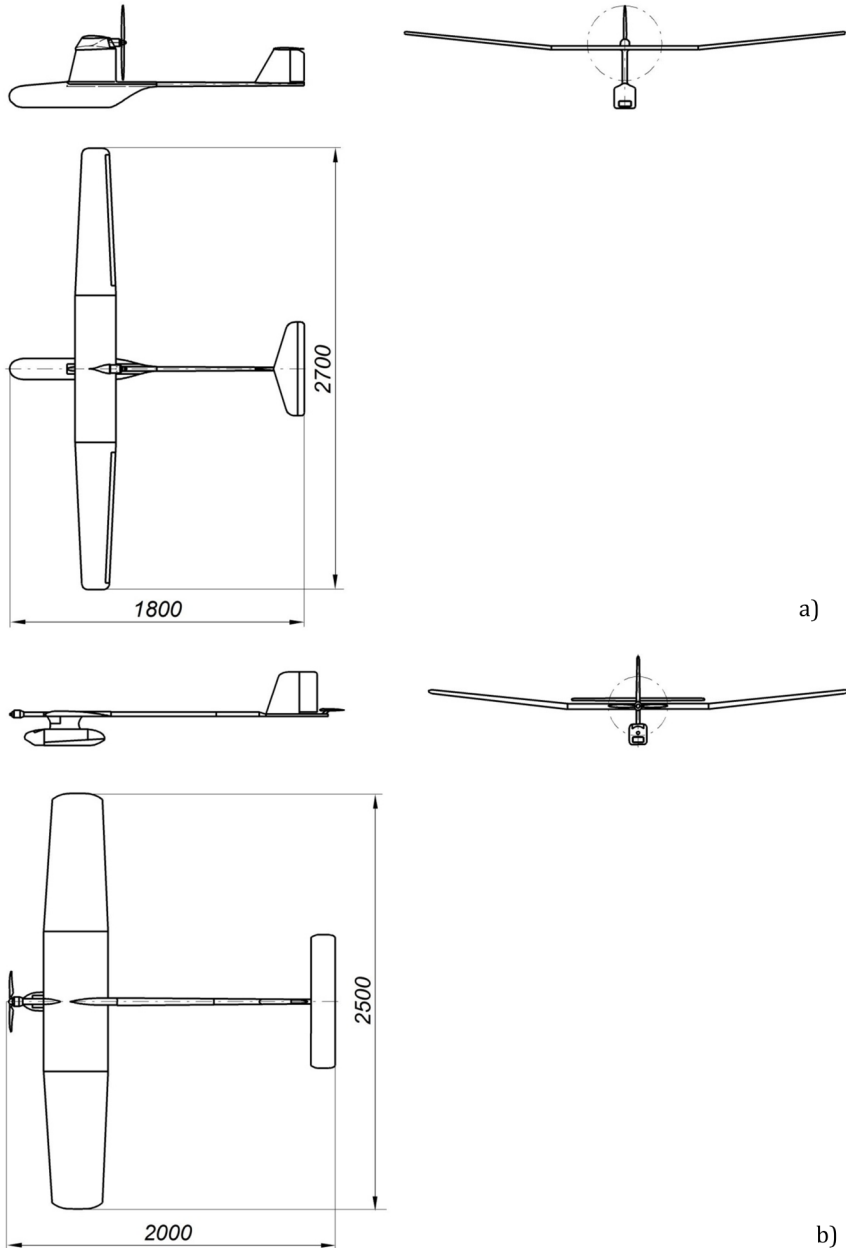
Słowa kluczowe: bezzałogowy statek powietrzny, obciążenia zewnętrzne, przypadki obliczeniowe, krzywa wyrwania

Do klasy mini zaliczane są bezzałogowe statki powietrzne o zasięgu nie przekraczającym 10 km i długości lotu poniżej 2 godzin operujące na wysokościach 150...350 m. Ich masa zawiera się w granicach 3...10 kg. Napędzane są zwykle bezszczotkowymi trójfazowymi silnikami elektrycznymi ze śmigłem ciągnącym lub pchającym. W zastosowaniach wojskowych przeznaczone są do wykonywania (na szczeblu batalionu, kompanii lub plutonu) zadań polegających głównie na prowadzeniu bliskiego rozpoznania i krótkotrwałej obserwacji terenu. Cywilne BSP tej klasy stosowane są do wykonywania zdjęć lotniczych, obserwacji terenów zagrożonych pożarem lub powodzią, zbierania danych o zanieczyszczeniu atmosfery itd.

Wyznaczenie wartości i rozkładu obciążeń zewnętrznych, typowe dla obliczeń załogowych i większych statków powietrznych bezzałogowych są zwykle pomijane w przypadku BSP o najmniejszych wymiarach. W ich przypadku podstawą budowy są doświadczenia wynikające z konstruowania większych lub mniejszych modeli latających. Z tego powodu brak jest w literaturze nawet orientacyjnych wartości takich obciążeń, mimo, że ich wyznaczenie pozwala na optymalizację konstrukcji pod względem wytrzymałościowym i rzutu na osiągi statku powietrznego.

Obliczeniom poddano dwie wersje samolotu bezzałogowego wzorowane odpowiednio na BSP typu Pointer (samolot A) oraz pierwszej wersji samolotu typu Skylark (samolot B), których sylwetki przedstawiono na rys. 1.

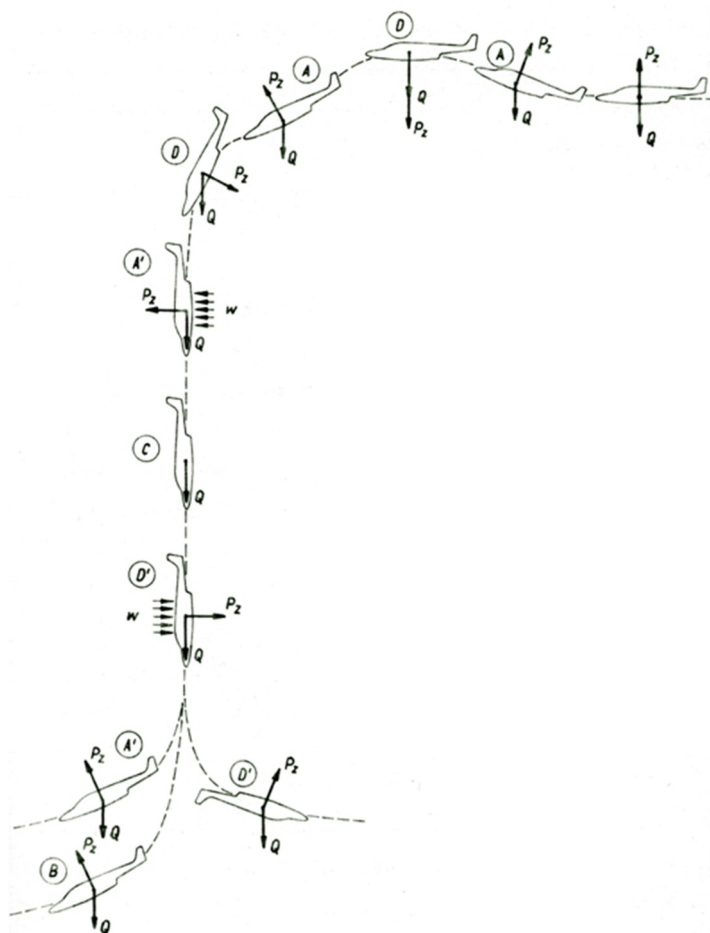
Masa samolotu A wynosi $m=4,3$ kg, a pole powierzchni skrzydła $S=0,6$ m², natomiast dla samolotu B masa $m=5$ kg, pole powierzchni skrzydła $S=0,91$ m². Założono, że w obu przypadkach maksymalna prędkość lotu poziomego wynosi 22 m/s, natomiast minimalna 12 m/s.



Rys. 1. Schematy samolotów bezzałogowych klasy mini w wersji A i w wersji B

PRZYPADKI OBLICZENIOWE

Obciążenia maksymalne poszczególnych podzespołów samolotu bezzałogowego można wyznaczyć podobnie, jak dla obiektów załogowych. Oblicza się je dla określonych faz lotu, stanowiących ujęte w normach tzw. przypadki obliczeniowe (rys. 2).



Rys. 2. Przypadki obliczeniowe dla samolotu (oznaczenia wg krzywej wyrwania)

Przypadki A i A' dotyczą lotu samolotu po torze krzywoliniowym z maksymalnym przeciążeniem eksploatacyjnym $n_e = n_{e \max}$, tj. z maksymalną siłą nośną. Przypadki te mogą mieć miejsce przy wyjściu z lotu nurkowego lub locie w burzliwej atmosferze. Współczynnik bezpieczeństwa dla skrzydła przyjmuje się $f=1,5$. Przypadki A i A' różnią się kątami natarcia skrzydła oraz wielkością ciśnienia dynamicznego. W przypadku A przyjmuje się $C_{z \text{ skrz}} = C_{z \max}$, a w przypadku A' $q = q_{\max \max}$. W obu przypadkach siła nośna skrzydła jest taka sama, lecz jej rozkład wzdłuż cięciwy i rozpiętości jest różny.

Przypadek B zachodzi podczas lotu po torze krzywoliniowym na małych kątach natarcia z wychylonymi lotkami przy $n_e = 0,5 n_{e \max}$, $q = q_{\max \max}$ i $f=2$. W wyniku wychylenia lotek skrzydło obciążone jest znacznym momentem skręcającym.

Przypadek C występuje w trakcie nurkowania z wychylonymi lotkami. Współczynnik siły nośnej samolotu $C_z=0$, $q=q_{\max \max}$ i $f=2$. Przypadek ten może być obliczeniowym na skręcanie.

Przypadki D i D' są charakterystyczne dla lotu po torze krzywoliniowym z ujemnym przeciążeniem równym $n_e=-0,5 n_{e\max}$ i $f=1,5$. W przypadku D lot odbywa się z $C_z=C_{z\min}$, natomiast w przypadku D' z prędkością odpowiadającą ciśnieniu dynamicznemu $q=q_{\max \max}$.

Zakłada się, że zapewnienie wystarczającej wytrzymałości w tych wytypowanych do obliczeń stanach lotu, zapewnia także dostateczną wytrzymałość we wszystkich innych przypadkach.

Normy dotyczące wyznaczania obciążeń zewnętrznych obejmują różnego rodzaju załogowe statki powietrzne oraz bezzałogowe o masie powyżej 50 kg, natomiast nie ma norm dla BSP o mniejszej masie. W związku z tym obliczenia, których wyniki prezentowane są w niniejszej publikacji, przeprowadzono dla warunków określonych normą opracowaną dla bezzałogowych statków powietrznych o masie powyżej 50 kg.

Obszar obciążeń samolotu może być przedstawiony w postaci wykresu $n=f(C_z)$ nazywanego krzywą wyrwania wg Janika lub w postaci zależności $n=f(V)$ obejmującej obciążenia od sterowania i lotu w burzliwej atmosferze.

KRZYWA WYRWANIA WG JANIKA

Krzywa wyrwania wg Janika $n=f(C_z)$ przedstawia obciążenia w postaci wykresu, którego punkty charakterystyczne odpowiadają poszczególnym przypadkom obliczeniowym. Współrzędne punktów charakterystycznych wyznaczono z zależności zestawionych w tab. 1, przy czym

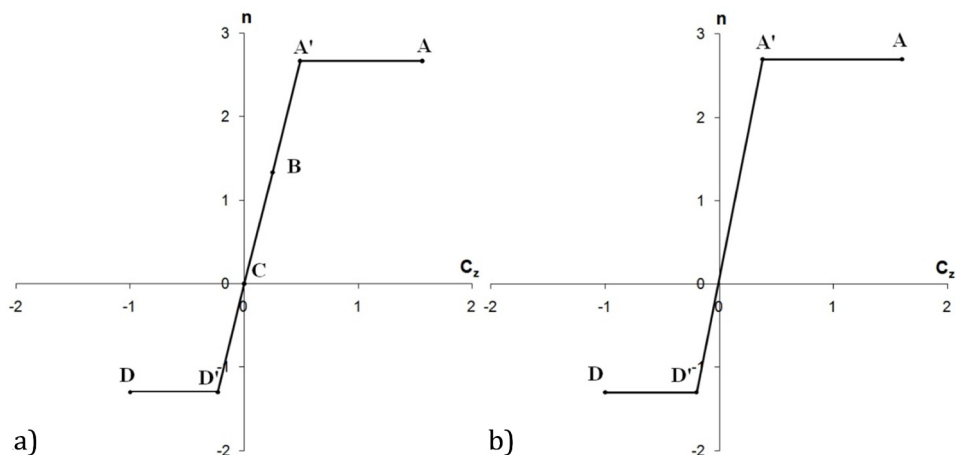
$$q_{\max \max} = \frac{1}{2} \cdot p \cdot V_{\max \max}^2 \quad (1)$$

$$p = \frac{m \cdot g}{s} \quad (2)$$

Tab. 1. Zestawienie zależności niezbędnych do wyznaczenia krzywej wyrwania wg Janika

Przypadek obliczeniowy						
	A	A'	B	C	D'	D
C_z	$C_{z\max}$	$\frac{n_{e\max} \cdot p}{q_{\max \max}}$	$0,5 \cdot \frac{n_{e\max} \cdot p}{q_{\max \max}}$	0	$\frac{n_{emin} \cdot p}{q_{\max \max}}$	$C_{z\min}$
n_e	$n_{e\max}$	$n_{e\max}$	$0,5 \cdot n_{e\max}$	0	n_{emin}	n_{emin}
q	$\frac{n_{e\max} \cdot p}{C_{z\max}}$	$q_{\max \max}$	$q_{\max \max}$	$q_{\max \max}$	$q_{\max \max}$	$\frac{n_{emin} \cdot p}{C_{z\min}}$

Wyniki obliczeń w postaci krzywej wyrwania wg Janika dla obu rozpatrywanych wersji samolotu przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Krzywa wyrwania wg Janika dla samolotu bezzałogowego klasy mini w wersji a i b

OBWIEDNIA OBCIĄŻEŃ DOPUSZCZALNYCH W LOCIE

Obwiednia obciążeń dopuszczalnych w locie $n=f(V)$ stanowi obwiednię krzywej obciążeń od sterowania i krzywej obciążeń podczas lotu w burzliwej atmosferze.

Przeciążenia eksploatacyjne występujące podczas lotu samolotu bezzałogowego przyjmują zgodnie z normą następujące wartości:

- maksymalne przeciążenie dodatnie (normalne)

$$n_1 = 2,7 \tag{3}$$

- minimalne przeciążenie przy maksymalnej prędkości

$$n_2 = 1 - 0,3 \cdot n_1 = 0,19 \tag{4}$$

- maksymalne przeciążenie ujemne

$$n_3 = -0,8 \cdot (n_1 - 1) = -1,36 \tag{5}$$

Prędkości charakterystyczne obliczono po przyjęciu gęstości powietrza $\rho=1,225 \text{ kg}$ odpowiadającej wysokości $H=0 \text{ m}$ z zależności:

- prędkości przeciągnięcia przy maksymalnej masie obliczeniowej w locie poziomym w położeniu normalnym V_{s1} i odwróconym $V_{s1'}$,

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Zmax}}}, \quad V_{s1'} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot |C_{Zmin}|}} \tag{6}$$

- obliczeniowa prędkość manewrowa (od brutalnego sterowania) w locie w położeniu normalnym V_A i odwróconym V_G

$$V_A = V_{s1} \cdot \sqrt{n_1}, \quad V_G = V_{s1'} \cdot \sqrt{|n_3|} \tag{7}$$

- prędkość maksymalna lotu poziomego przy maksymalnej mocy ciągłej

$$V_C \geq 0,9 \cdot V_{max} \tag{8}$$

- maksymalna prędkość obliczeniowa (prędkość lotu nurkowego)

$$V_D = 1,25 \cdot V_C \tag{9}$$

Dla wyznaczenia krzywej obciążeń w burzliwej atmosferze przyjęto, że stanem wyjściowym był ustalony lot prostoliniowy, a współczynnik obciążenia od podmuchu jest liniową funkcją prędkości i może być obliczony z zależności:

$$n = 1 \pm \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S}{m \cdot g} \cdot \eta \cdot \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot W \cdot V \quad (10)$$

w której W jest prędkością pionową podmuchu równą 7,5 m/s lub 15 m/s, V – prędkością lotu, a η – współczynnikiem złagodzenia podmuchu, który można wyznaczyć ze wzoru:

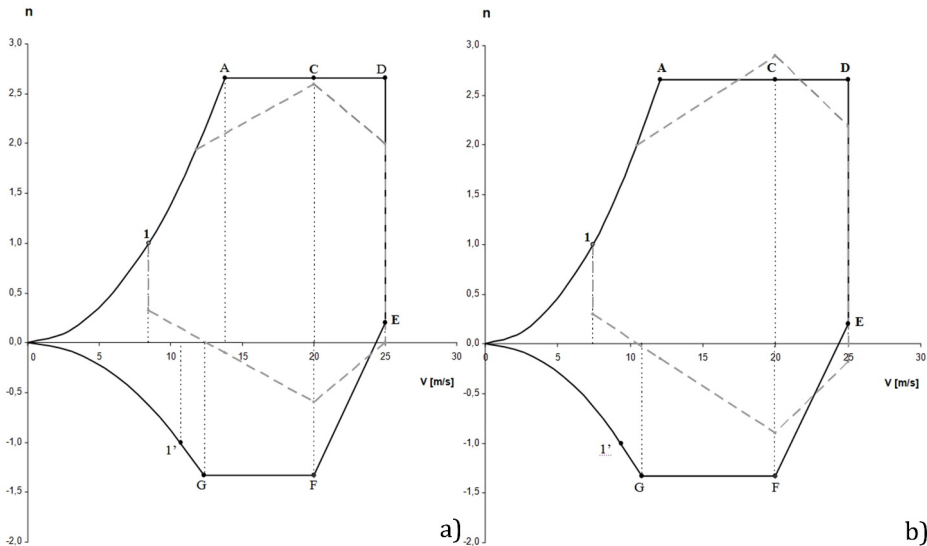
$$\eta = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (11)$$

a występujący w nim współczynnik μ z zależności:

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot b \cdot S \cdot \frac{dC_z}{d\alpha}} \quad (12)$$

gdzie b jest średnią cięciwą aerodynamiczną skrzydła.

Obwiednie te dla obu wersji samolotu przedstawione zostały na rys. 4.



Rys. 4. Obwiednia obciążeń od sterowania i w burzliwej atmosferze dla samolotu bezzałogowego klasy mini w wersji a i b (krzywa obciążeń od sterowania – linie ciągłe, krzywa obciążeń w burzliwej atmosferze – linie przerywane)

Zgodnie z przepisami podmuch o prędkości pionowej $W = \pm 7,5$ m/s rozpatrzono dla prędkości lotu odpowiadającej przypadkowi obliczeniowemu D, natomiast podmuch o prędkości pionowej $W = \pm 15$ m/s dla prędkości lotu odpowiadającej przypadkowi obliczeniowemu C.

OBCIĄŻENIA BĘDĄCE WYNIKIEM PRACY ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Na podstawie przedstawionych powyżej wyników obliczeń można wyznaczyć obciążenia zewnętrzne podstawowych podzespołów samolotu (skrzydło, kadłub, usterzenie pionowe i poziome) od sterowania i podczas lotu w burzliwej atmosferze. Z punktu widzenia specjalistów z zakresu silników lotniczych najciekawsze są jednak obciążenia będące wynikiem pracy zespołu napędowego samolotu.

Przewidziano, że samolot będzie napędzany bezszczotkowym trójfazowym silnikiem elektrycznym z wirującym kadłubem 1 AXI 4120/30 pozwalającym na uzyskanie, w zależności od zastosowanych śmigieł i źródła zasilania, mocy 0,4...1 kW. Rozpatrzono przypadek wykorzystania dwułopatowego śmigła składanego typu Aeronaut CAM Carbon 13x11" pozwalającego na uzyskanie przy prędkości obrotowej 7660 obr/min maksymalnej sprawności elektrycznej wynoszącej 87%.

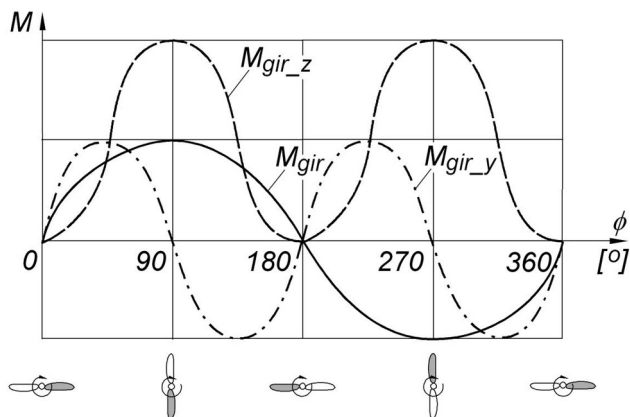
W wyniku pracy śmigłowego zespołu napędowego powstaje moment reakcyjny, który można wyznaczyć z zależności:

$$M_r = 9550 \frac{P}{n} \quad (13)$$

gdzie P – jest mocą silnika [kW], n – prędkością obrotową [obr/min], natomiast współczynnik 9550 wynika z przeliczenia wartości stałych.

Podstawiając wartości właściwe dla rozpatrywanego silnika uzyskano wartość momentu reakcyjnego równą 0,58 Nm. Dla porównania – maksymalna wartość momentu skręcającego tylną część belki ogonowej samolotu w wariantcie A wynosi 1,42 Nm, natomiast dla samolotu w wersji B – 1,90 Nm.

W trakcie lotu po torze krzywoliniowym praca śmigła o dwu łopatach wywołuje moment giroskopowy M_{gir} , którego wartość zmienia się z częstotliwością odpowiadającą prędkości obrotowej śmigła, co powoduje drgania zespołu napędowego (rys. 5).



Rys. 5. Zmienność momentu giroskopowego pochodzącego od śmigła dwułopatowego

Wartość momentu giroskopowego w działającego w płaszczyźnie pionowej można obliczyć z zależności:

$$M_{gir_z} = 2\omega\Omega I_{smo} \sin 2\varphi \quad (14)$$

w której ω jest prędkością kątową wirowania śmigła, Ω – prędkością kątową wykonywania manewru, I_{smo} – masowym biegunowym momentem bezwładności śmigła, a φ – chwilową wartością kąta nachylenia łopaty śmigła w płaszczyźnie jego obrotu.

Wartość momentu giroskopowego w płaszczyźnie poziomej wynosi:

$$M_{gir_y} = \omega\Omega I_{smo} \sin 2\varphi \quad (15)$$

natomiast wartość momentu wypadkowego:

$$M_{gir} = \sqrt{M_{gir_z}^2 + M_{gir_y}^2} \quad (16)$$

Masowy biegunowy moment bezwładności śmigła można obliczyć w przybliżeniu ze wzoru:

$$I_{smo} = \frac{mD^2}{12} \quad (17)$$

zastępując geometrię śmigła modelem pręta o długości D , natomiast wartość kątovej prędkości wykonywania manewru może być wyznaczona z zależności:

$$\Omega = \frac{g \cdot n}{V_H} \quad (18)$$

gdzie: g oznacza wartość przyciągania ziemskiego, n – przeciążenie występujące w trakcie wykonywania manewru, a V_H – prędkość lotu.

Podstawiając odpowiednie wartości obliczono, że maksymalna wartość momentu giroskopowego od śmigła dwułopatowego wynosi w płaszczyźnie pionowej 0,43 Nm, a w płaszczyźnie poziomej 0,215 Nm.

Przybliżoną wartość momentu giroskopowego wywołanego wirowaniem kadłuba silnika można wyznaczyć zastępując jego geometrię modelem walca kołowego drażonego zamkniętego cienką płytą kołową korzystając ze wzoru:

$$M_{gir_k} = -\frac{1}{2} \omega \Omega I_{ko} \quad \text{- dla precesji prostej} \quad (19a)$$

$$M_{gir_k} = \frac{3}{2} \omega \Omega I_{ko} \quad \text{- dla precesji odwrotnej} \quad (19b)$$

gdzie,

$$I_{ko} = \frac{1}{2} m(R_z^2 + R_w^2) \quad (20)$$

Po podstawieniu odpowiednich wartości obliczono, że wartość maksymalna momentu giroskopowego wywołanego wirowaniem kadłuba silnika wynosi -0,023 Nm dla precesji prostej i 0,068 Nm dla precesji odwrotnej.

Obliczone wartości momentów giroskopowych można porównać z wartością maksymalną momentu zginającego działającego na przednią część belki kadłuba samolotu w wariancie B, która wynosi 6,1 Nm dla przypadku obliczeniowego A.

PODSUMOWANIE

Analiza otrzymanych wyników pokazuje, że porównywane bezałogowe statki powietrzne ze względu na ich przeznaczenie charakteryzują stosunkowo niewielkie przeciążenia eksploatacyjne od sterowania oraz w burzliwej atmosferze, mieszczące się w zakresie -1,36...3,0. Dla obydwu układów aerodynamicznych decydujące znaczenie mają obciążenia od sterowania, jedynie w zakresie prędkości lotu 24...25 m/s dla samolotu w wersji A oraz w zakresie prędkości lotu 17...22 m/s i 24...25 m/s dla samolotu w wersji B obciążenia w burzliwej atmosferze mogą przewyższyć obciążenia od sterowania. Dla samolotu w wersji B przeciążenia te w przypadku obliczeniowym C osiągają wartości maksymalne, wyższe od przewidzianych normą.

Obciążenia wywołane pracą zespołu napędowego są znacznie mniejsze od obciążeń wynikających ze sterowania i mogących się pojawić podczas lotu w burzliwej atmosferze. Moment reakcyjny od śmigła jest ok. 3 krotnie mniejszy od momentu skręcającego tylną część belki ogonowej wskutek sterowania. Moment giroskopowy powodujący zginanie belki przedniej kadłuba samolotu w wersji B w płaszczyźnie pionowej jest o rząd wielkości mniejszy od momentu zginającego od sterowania, niemniej jego cykliczna zmienność może mieć w dłuższym czasie znaczenie ze względu na wytrzymałość zmęczeniową. Moment giroskopowy wywołany wirowaniem kadłuba silnika przyjmuje wartości o dwa rzędy mniejsze od momentu zginającego od sterowania.

Otrzymane wyniki zostały wykorzystane do obliczeń obciążeń zewnętrznych działających na podzespoły samolotu bezzałogowego klasy mini, którego prototyp oblatano w roku 2008 w WAT (rys. 6).



Rys. 6. Prototyp samolotu bezzałogowego klasy mini oblatany w WAT w roku 2008

Należy jednak pamiętać, że na etapie projektowania samolotu wyznacza się jedynie obciążenia prawdopodobne, jakim będzie on podlegał. Dokładne określenie ich wielkości, kierunku i charakteru jest możliwe tylko w rzeczywistych warunkach jego eksploatacji. Z praktyki eksploatacyjnej tego rodzaju obiektów oraz modelarskiej wynika, że zazwyczaj decydujące znaczenie mają nie obciążenia występujące podczas lotu tego rodzaju obiektów, ale obciążenia będące wynikiem tzw. brutalnej obsługi oraz pojawiające się w wyniku nieumiejętnego lądowania, zwłaszcza w nieprzygotowanym terenie.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Александров В. Л., Воздушные винты, Государственное Издательство Оборонной Промышленности, Москва, 1951
- [2] Błaszczuk J., Konstrukcja samolotów część pierwsza. Obciążenia zewnętrzne, WAT, Warszawa, 1984
- [3] Błażewicz W., Budowa samolotów. Obciążenia, Warszawa, 1976
- [4] Cichosz E., Obciążenia zewnętrzne samolotu, Warszawa, 1968
- [5] Chachurski R., Analiza obciążeń eksploatacyjnych samolotu akrobacyjnego, praca magisterska, WAT, Warszawa, 1988
- [6] Choszczewski M., Projekt bezzałogowego statku powietrznego klasy mini, praca magisterska, WAT, Warszawa, 2006
- [7] Danilecki S., Konstruowanie samolotów. Wyznaczanie obciążeń, Wrocław, 2004
- [8] Janik F., Wymagana wytrzymałość samolotu, Kraków, 1948
- [9] Kan S., Wytrzymałość samolotu, Warszawa, 1957
- [10] Lekkie samoloty bezzałogowe, Norma obronna NO-15-A206, MON, Warszawa, 2003
- [11] Sołtyk T., Amatorskie projektowanie samolotów, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 1999
- [12] Szulżenko M.N., Mostowoj A.S., Konstrukcja samolotów, Warszawa, 1970

RYSZARD CHACHURSKI, MARIUSZ CHOSZCZEWSKI

LOADS BEING A RESULT OF WORK OF THE POWERPLANT OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE CLASS MINI

Abstract

External loads acting on the aircraft structure are base for strength calculations of the airframe. They are formed by the action of aerodynamic and inertia forces and depend on flight conditions and the distribution of masses. Calculations of external loads are performed for each manned aircraft and large unmanned aerial vehicle (UAV). In the case of small UAV, such calculations are usually not performed. Instead of them only the experience of aviation model making is being used, which can lead to oversizing the structure or lead to its destruction during the flight. The article presents the results of calculations of external loads for the two versions of an unmanned aircraft class mini.

Keywords: unmanned aircraft, external loads, computational cases, manoeuvring envelope