

**SPRAWOZDANIE
Z FABRYCZNO - PAŃSTWOWYCH
PRÓB W LOCIE
MOTOSZYBOWCA J-6 FREGATA
SP-8056**

DOKUMENT NR J-6/SPL/I/06

OPRACOWALI

PILOT DOŚWIADCZALNY I KLASY
MGR INŻ. JERZY KĘDZIERSKI

PILOT DOŚWIADCZALNY I KLASY
DR INŻ MACIEJ LASEK

WARSZAWA, PAŹDZIERNIK 2009

SPIS TREŚCI

A.1	Przedmiot prób.....	5
A.1.1	Podstawowe dane motoszybowca.....	5
A.1.2	Podstawowe ograniczenia warunków użytkowania motoszybowca.....	7
A.1.3	Zmiany konstrukcyjne wprowadzone w czasie prób.	7
A.2	Cel prób.....	8
A.3	Podstawa przeprowadzenia prób.....	8
A.4	Zakres prób.....	8
A.5	Przebieg prób	8
B.	SPRAWOZDANIE Z PRÓB	9
B.1	Próby naziemne	9
B.1.1	Zakres wędrówki środka ciężkości i ograniczenia ciężaru. 22.23 i 22.25	9
B.1.2	Ciężar motoszybowca pustego i odpowiadające mu położenie środka ciężkości.22.29. 10	
B.2	Osiągi.....	11
B.2.1	Prędkość przeciągnięcia. 22.49	11
B.2.2	Start. 22.51	11
B.2.3	Wznoszenie. 22.65	12
B.2.4	Prędkość opadania 22.71.....	13
B.2.5	Nurkowanie przy otwartych hamulcach aerodynamicznych. 22.73.....	14
B.2.6	Skuteczność hamulców aerodynamicznych podczas podejścia do lądowania. 22.75....	14
B.3	Sterowność i manewrowość	14
B.3.1	Sterowność i manewrowość wymagania ogólne. 22.143.....	14
B.3.2	Sterowność podłużna. 22.145	14
B.3.3	Sterowność kierunkowa i poprzeczna. 22.147.....	15
B.3.4	Podejście do lądowania i lądowanie. 22.153	15
B.3.5	Siła do sterowania sterem wysokości w czasie manewru 22.155	15
B.4	Wyważenie Zdolność do wyważania 22.161	16
B.4.1	Wyważenie poprzeczne.....	16
B.4.2	Wyważenie kierunkowe	16
B.4.3	Wyważenie podłużne	16
B.5	Stateczność	17
B.5.1	Stateczność statyczna podłużna 22.173	17
B.5.2	Wykazanie stateczności statycznej podłużnej 22.175.....	17
B.5.3	Stateczność poprzeczna i kierunkowa 22.177.....	17
B.5.4	Stateczność dynamiczna 22.181	17
B.6	Przeciągnięcie.....	18
B.6.1	Przeciągnięcie w locie bez przechyłu. 22.201	18
B.6.2	Przeciągnięcie w zakręcie. 22.203	18
B.6.3	Ostrzeżenie przed przeciągnięciem. 22.207.....	18
B.7	Korkociąg	19
B.7.1	Korkociąg ogólnie. 22.221	19
B.7.2	Charakterystyka spiralnego nurkowania 22.223	19
B.8	Własności na ziemi.....	19
B.8.1	Stateczność i sterowność kierunkowa. 22.233.....	19
B.9	Różne wymagania odnoszące się do lotu	19
B.9.1	Drgania i buffeting 22.251	19
B.9.2	Manewry akrobacyjne 22.255	20

C. Struktura	20
C.1 Dowód wytrzymałości struktury 22.307	20
C.2 Dowód wytrzymałości struktury przy wychylonych hamulcach aerodynamicznych 22.345	20
D. Projekt i budowa	21
D.1 Zabezpieczenie struktury 22.609.....	21
D.2 Dostępy 22.611	21
D.3 Wymagania dotyczące montażu i demontażu 22.612	21
D.4 Flatter. 22.629	21
D.5 Układy sterowania.....	22
D.5.1 Wymagania ogólne. 22.671	22
D.5.2 Układ sterowania wyważaniem. 22.677	22
D.5.3 Elementy układu sterowania. 22.685	22
D.5.4. Urządzenia sprężynowe 22.687.	22
D.5.5 Układy linkowe. 22.689.....	22
D.5.6 Sterowanie hamulcami aerodynamicznymi. 22.697	23
D.6 Projekt kabiny	23
D.6.1 Kabina pilota - ogólnie. 22.771	23
D.6.2 Widoczność z kabiny. 22.773	23
D.6.3 Urządzenia sterownicze w kabinie. 22.777	23
D.6.4 Ruchy i skutki działania organów sterowania w kabinie. 22.779.....	23
D.6.5 Oznakowanie kolorami i rozmieszczenie urządzeń do sterowania w kabinie. 22.780..	24
D.6.6 Fotele i pasy bezpieczeństwa. 22.785	24
D.6.7 Ochrona przed obrażeniami. 22.786 (a).....	24
D.6.8 Wyjście awaryjne. 22.807	24
D.6.9 Wentylacja. 22.831	24
D.6.10 Umasienie elektryczne. 22.857	24
D.6.11 Manewrowanie na ziemi. 22.881	25
D.6.12 Owiewki. 22.885.....	25
E. Zespół napędowy	25
E.1 Zabudowa 22.901 (b).....	25
E.2 Silnik 22.903 (b).....	25
E.3 Prześwity śmigła 22.925.....	25
E.4 Układ paliwowy.....	25
E.4.1 Wydatek paliwa 22.955(b)	25
E.4.2 Niezużywalna ilość paliwa 22.959	26
E.4.3 Zbiorniki paliwa - ogólnie 22.963.....	26
E.4.4 Przestrzeń wolna w zbiorniku paliwa 22.969	26
E.4.5 Odstojnik zbiornika paliwa 22.971	26
E.4.6 Połączenia wlewu paliwa 22.973	26
E.4.7 Odpowietrzenie zbiornika paliwa 22.975	26
E.4.8 Zawór paliwa ze sterowaniem 22.995	27
E.5 Układ olejowy.....	27
E.5.1 Zbiorniki oleju 22.1013(b)	27
E.5.2 Przewody olejowe 22.1017(b).....	27
E.6 Chłodzenie	27
E.6.1 Ogólne 22.1041	27
E.6.2 Procedura próby chłodzenia 22.1047	27
E.7 Układ wlotowy	28

E.7.1 Wlot powietrza 22.1091	28
E.7.2 Zabezpieczenie układu wlotowego przed oblodzeniem 22.1093	28
E.8 Układ wydechowy	28
E.8.1 Wymagania ogólne 22.1121	28
E.8.2 Kolektor wydechowy 22.1125	28
E.9 Urządzenia do sterowania zespołem napędowym i akcesoria	29
E.9.1.Przełączniki zapłonu 22.1145	29
E.9.2 Prędkość obrotowa śmigła 22.1149	29
F. Wyposażenie	29
F.1 Wymagania ogólne	29
F.1.1 Działanie i zabudowa 22.1301	29
F.1.2 Przyrządy pilotażowe i nawigacyjne 22.1303 i zespołu napędowego 22.1305	29
F.2 Przyrządy: zabudowa	30
F.2.1 Rozmieszczenie i widoczność 22.1321	30
F.2.2 Światła ostrzegawcze, zwracające uwagę i sygnalizacyjne 22.1322	30
F.2.3 Układ pomiaru prędkości 22.1323	30
Warunki próby:	30
F.2.4 Układ ciśnienia statycznego 22.1325	32
F.2.5 Busola magnetyczna 22.1327	32
F.3 Wyposażenie i układy elektryczne	32
F.3.1 Projekt i zabudowa akumulatora 22.1353	32
F.3.2 Umieszczenie głównego wyłącznika 22.1361	32
F.4 Wyposażenie różne	32
F.4.1 Wyposażenie pokładowe ATC 22.1431	32
G. Ograniczenia i informacje dotyczące użytkowania	33
G.1 Oznakowania i tabliczki 22.1541 do 22.1561	33
G.2 Dane i procedury użytkowania 22.1585	33
H. Próby dodatkowe	33
H.1 Pomiar zużycia paliwa i prędkości poziomych	33
H.2 Pomiar hałasu zewnętrznego	33
H.3 Inne próby	34
I. Wnioski	34
J. Proponowany zakres użytkowania	34

A. INFORMACJE OGÓLNE

A.1 Przedmiot prób

Przedmiotem prób opisanych w niniejszym sprawozdaniu jest jednomiejscowy motoszybowiec J-6 Fregata (znak rozpoznawczy SP-8056), wykonany całkowicie z kompozytów szklano-epoksydowych. Wolnonośny średniopłat z usterzeniem motylkowym. Podwozie stałe główne jednokołowe i kółko tylne. Zespół napędowy w układzie pchającym. Płat dwudzielny. Skrzydła o obrysie prostokątno-trapezowym wyposażone w płytowe hamulce aerodynamiczne wysuwane z górnych powierzchni. W każdym skrzydle znajduje się integralny zbiornik paliwa. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na bok, wyposażona w urządzenie zrzutu awaryjnego. Mocowanie pedałów stałe, regulowane oparcie pilota. Regulowana wentylacja kabiny. Dźwignia sterowa znajduje się na prawej burcie kabiny. Układy sterowania: lotkami, sterem wysokości i hamulcami aerodynamicznymi - popychaczowy. Sterowanie sterem kierunku: mieszane linkowo-popychaczowe. Układ wyważający sprężynowy, sterowany przełącznikiem elektrycznym. Tablica przyrządów dwuczęściowa. Przyrządy pilotażowe mocowane do ramy osłony kabiny, a przyrządy silnikowe umieszczone w kolumnie mocowanej do podłogi. Silnik AEROHONDA BF 45 A zmodyfikowany przez firmę J&AS AERO DESIGN o mocy startowej 37.5 kW przy 6000 obr/min. Śmigło dwułopatowe o stałym skoku, drewniane.

A.1.1 Podstawowe dane motoszybowca

rozpiętość skrzydeł	12,55 m
długość	5,11 m
wysokość	1,58 m
powierzchnia nośna	9,13 m ²
wydłużenie	17,25
obciążenie powierzchni nośnej	43,8 kg/m ²
średnia cięciwa aerodynamiczna	0,762 m

Skrzydło

układ skrzydeł	średniopłat wolnonośny
lotki	bezszerelinowe
hamulce aerodynamiczne	na górnej powierzchni - płytowe
klapy	brak

Usterzenia

układ usterzeń	Rudlickiego /motylkowy/
usterzenie	jednoczęściowe z podziałem ster - statecznik
stery	kompozytowe, wyważone masowo

Kadłub

Zespół napędowy

Silnik

rzędowy trzycylindrowy bezsprężarkowy silnik tłokowy chłodzony cieczą typu AEROHONDA BF 45 A o mocy max. 37.5 kW (52kM).

Śmigło

J6H pchające dwułopatowe drewniane o stałym skoku
- średnica 1.25 m

Podwozie

- koło główne 350 x 125 ciśnienie nominalne 0,2 MPa
- koło tylne bez pneumatyka
- koła podskrzydłowe bez pneumatyka

Ośłona kabiny

- jednoczęściowa otwierana na bok
- rodzaj spadochronu : plecowy SP-6
- instalacja radiowa : radiostacja komunikacyjna MICROAIR M760 antena prętowa na belce za usterzeniem
- pasy pilota : czteroczęściowe typ J5.00.00
- instalacje:
 - przyrządów pneumatyczna
 - umasienia
 - okablowanie radiostacji
 - elektryczna
 - paliwowa
 - olejowa
 - chłodzenia

Przyrządy pokładowe

pilotażowe

- prędkościomierz PR 250S
- wysokościomierz W-12S
- wariometr PR-03 z naczyniem wyrównawczym

- busola KI-13A
- chyłomierz poprzeczny

silnikowe

- obrotomierz Honda
- wskaźnik temperatury płynu chłodzącego
- wskaźnik temperatury oleju
- lampka sygnalizacji ciśnienia oleju
- wskaźniki ilości paliwa w każdym zbiorniku skrzydłowym
- lampka sygnalizacji rezerwy paliwa

A.1.2 Podstawowe ograniczenia warunków użytkowania motoszybowca

ograniczenia ciężaru

- | | |
|--|-------------|
| – maksymalny ciężar do startu, lotu i lądowania | 400 kG |
| – minimalny ciężar pilota ze spadochronem | 60 kG |
| – ograniczenia współczynnika obciążenia dopuszczalnego | + 5.3/-2.65 |

ograniczenia prędkości lotu (EAS) obliczeniowa prędkość nurkowania

$$V_D=260 \text{ km/h}$$

- | | |
|--|---------------------------|
| – prędkość nigdy nieprzekraczalna | $V_{NE}=234 \text{ km/h}$ |
| – maksymalna demonstrowana prędkość lotu | $V_{DF}=260 \text{ km/h}$ |
| – obliczeniowa prędkość ewolucyjna | $V_A=184 \text{ km/h}$ |

położenie środka ciężkości (obliczeniowe) w procentach od początku SCO

- | | |
|-----------------------|--------|
| – maksymalne przednie | 25.0 % |
| – maksymalne tylne | 41.0 % |

dopuszczalne manewry: górka, głębokie zakręty, przeciągnięcie statyczne;

wykonywanie zamierzonego korkociągu jest niedopuszczone

A.1.3 Zmiany konstrukcyjne wprowadzone w czasie prób.

- przesunięcie dajników ciśnienia statycznego do tyłu
- zmiana kształtu i wymiarów otworu dajnika ciśnienia całkowitego
- wymiana silnika
- zmiana typu radiostacji korespondencyjnej
- zamontowanie tłumika wydechu

A.2 Cel prób

Celem fabryczno-państwowych prób w locie prototypu jednomiejscowego motoszybowca J-6 Fregata było sprawdzenie założeń konstrukcyjnych dotyczących właściwości lotnych, eksploatacyjnych i osiągow oraz spełnienia wybranych wymagań przepisów JAR 22 w zakresie wymaganych do uzyskania Pozwolenia na Wykonywanie Lotów w kategorii Specjalny.

A.3 Podstawa przeprowadzenia prób

Próby zostały przeprowadzone zgodnie z zatwierdzonym przez IKCSP Programem fabryczno - państwowych prób w locie motoszybowca J-6 Fregata. Dokument Nr J-6/PPL/I/2000.

A.4 Zakres prób

Niniejsze sprawozdanie obejmuje próby głównie jakościowe wymagane do uzyskania Pozwolenia na Wykonywanie Lotów w kategorii Specjalny.

A.5 Przebieg prób

Motoszybowiec J-6 Fregata nr fab. 03 znak rozpoznawczy SP-8056 został oblatany w dniu 06.03.2002 r. na lotnisku w Modlinie przez pilota doświadczalnego I kl. mgr inż. Jerzego Kędzińskiego. Po pozytywnej opinii pilota motoszybowiec został przez IKCSP dopuszczony do prób. Następnie próby kontynuowano na lotnisku bazowym w Modlinie do dnia 25.05.2005 r. z przerwami spowodowanymi sprawami organizacyjnymi. Część prób została przeprowadzona na innych lotniskach w większości na lotnisku w Elblągu. Od maja 2005 r. do września 2008 r. nastąpiła przerwa w wykonywaniu prób. W dniu 25.0.2008 r. motoszybowiec po wymianie silnika oblatano w Piotrkowie Trybunalskim. Próby kontynuowano do dnia 14.10.2008 r. W dniu 28.04.2009 r. w Piotrkowie Trybunalskim oblatano motoszybowiec z tłumikiem wydechu silnika. Następnie kontynuowano próby w locie, które zakończono w dniu 28.06.2009 r.

W próbach na motoszybowcu J-6 Fregata (SP-8056) wykonano łącznie 190 lotów w czasie 107 godzin i 39 min.

Próby w locie były realizowane przez następujących pilotów doświadczalnych:

mgr inż. Jerzy Kędziński: 100 lotów w czasie 53 godz. 28 min.

dr inż. Maciej Lasek: 74 loty w czasie 46 godz. 38 min.

Krzysztof Kuźmiński: 16 lotów w czasie 7 godz. 33 min.

Nadzór nad próbami w okresie od 06.03.2002 r. do 25.05.2005 sprawował zespół roboczy w składzie powołanym przez Naczelnika Wydziału Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych pismem ULC/LTT-1/JS/705/2003 z dnia 29.04.2004 r.

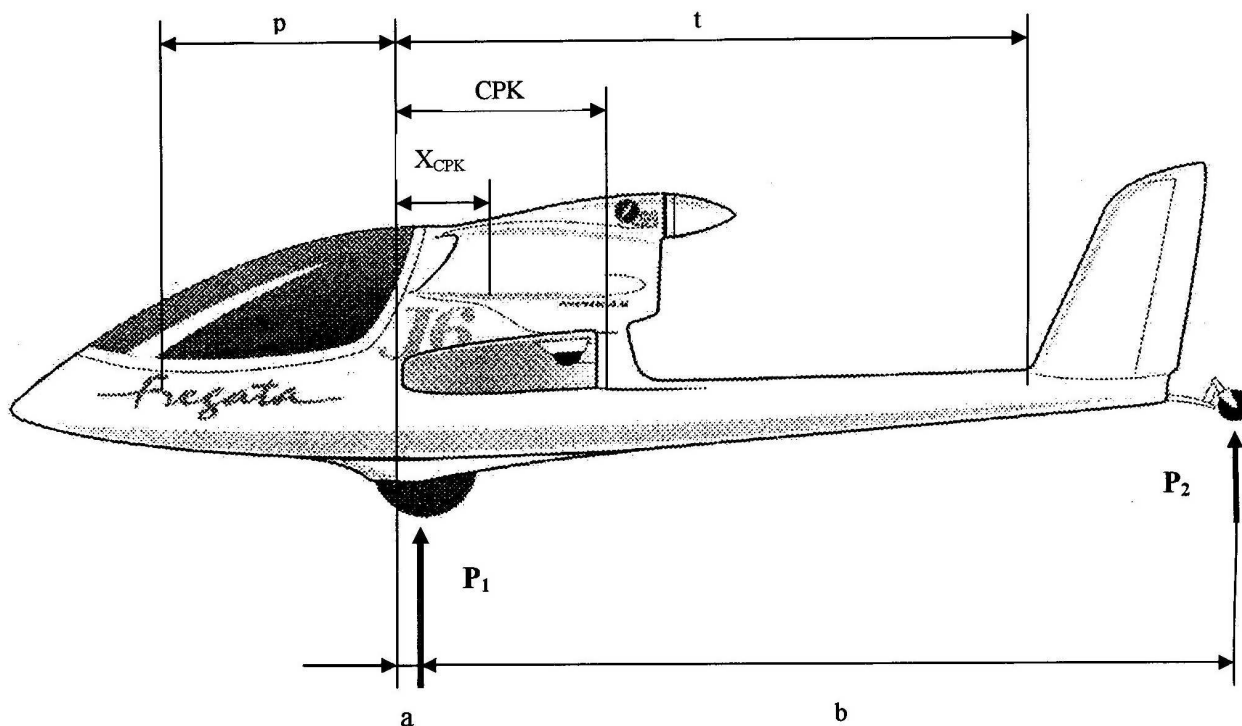
Od dnia 24.09.2008 r. nadzór nad próbami sprawował nowy zespół powołany w tym samym dniu przez Zastępcę Dyrektora Departamentu Techniki Lotniczej pismem ULC-LTT-3/4351-00120/2008-01.

B. SPRAWOZDANIE Z PRÓB

B.1 Próby naziemne

B.1.1 Zakres wędrówki środka ciężkości i ograniczenia ciężaru. 22.23 i 22.25

Sposób ważenia, określania położenia środka ciężkości motoszybowca oraz niezbędnych balastów do realizacji żądanych położen środka ciężkości.



Do ważenia cięciwa przykadłubowa ustawiona w poziomie - punkt niwelacyjny na krawędzi natarcia i krawędzi spływu na jednej wysokości.

X_{CPK} - odległość środka ciężkości od krawędzi natarcia żebra przykadłubowego

$$X_{CPK} = \frac{P_2 \cdot b + P_1 \cdot a}{P_1 + P_2} \quad a = 0,068 \text{ m} \quad b = 3,46 \text{ m}$$

położenie środka ciężkości na średniej cięciwie odniesienia (SCO)

$$X_{SCO} = X_{cpk} - 0,038 \quad \text{CPK - cięciwa przykadłubowa}$$

m

SCO - średnia cięciwa odniesienia

t - odległość środka ciężkości balastu tylnego od krawędzi natarcia cpk

p - odległość środka ciężkości balastu przedniego od krawędzi natarcia cpk

wartość SCO wynosi 0,762 m.

Położenie środka ciężkości na SCO wyrażone w jej %

$$\frac{X_{SCO}}{SCO} \cdot 100\%$$

Wzór do wyliczenia ciężaru balastu tylnego

$$Q_{bt} = \frac{X_t - X}{t - X_t} \cdot Q_c$$

Q_c - ciężar motoszybowca załadowanego
 X - odpowiadające temu załadowaniu położenie środka ciężkości na cpk
 X_t - żądane położenie środka ciężkości

Wzór do wyliczenia ciężaru balastu przedniego

$$Q_{bp} = Q_c \cdot \frac{X - X_p}{p - X_p}$$

Q, X, X_p - odpowiednio jak dla wyznaczania balastu tylnego

Przyjmowane stałe wartości do obliczeń : $t = 2,48 \text{ m}$ $p = 0,98 \text{ m}$

Z przeprowadzonych ważeń wynika, że przyjęty zakres położzeń środków ciężkości od 25 do 41% SCO odpowiada załadowaniu motoszybowca odpowiednio pilotami w kabinie o masach 110 i 60 kg.

Maksymalny ciężar wykazany w próbach wynosi 400 kG.

Ciężar własny motoszybowca 269.4 kG.

Wynikający stąd maksymalny możliwy ciężar ładunku 130.6 kG co przy maksymalnym ciężarze pilota wynoszącym 110 kG umożliwia zabranie 20.6 kG paliwa (ok. 29 litrów).

Motoszybowiec spełnia wymaganie JAR 22.25 (a)

B.1.2 Ciężar motoszybowca pustego i odpowiadające mu położenie środka ciężkości.22.29

Określono ciężar szybowca pustego i odpowiadające mu położenie środka ciężkości zgodnie z JAR 22.29 i w oparciu o sposób określony w B.1.1 (z niezużywaną ilością paliwa i z maksymalną ilością oleju oraz płynu w układzie chłodzenia silnika)

Wynik: ciężar własny $Q_w = 269.4 \text{ kG}$ i położenie środka ciężkości na CPK
 $X_{CPK} = 0.531 \text{ m}$

B.2 Osiągi

B.2.1 Prędkość przeciągnięcia. 22.49

Przy ciężarze maksymalnym $Q_{\max} = 400$ kG oraz przy przednim środku ciężkości wykonano pomiary prędkości przeciągnięcia :

w konfiguracji gładkiej - wynik $V_{S0} = 80$ km/h CAS (80 km/h IAS)

na hamulcach aerodynamicznych w pełni otwartych - wynik $V_{S1} = 88$ km/h CAS (87km/h IAS)

Prędkości te spełniają wymagania JAR 22.49

B.2.2 Start. 22.51

Wykonano pomiar odległości potrzebnej do startu motoszybowca na 15-metrową przeszkodę.

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c = 400$ kg $x_{sc} =$ wynikowe $N = MP,$

Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Wykonano pomiary długości rozbiegu na suchym betonowym pasie metodą określenia miejsca oderwania się motoszybowca od pasa oraz dla porównania na pasie trawiastym z krótko przystrzyżoną trawą

Długość pomiarową podzielono na 25 m odcinki. Tor lotu motoszybowca rejestrowany był za pomocą kamery cyfrowej. Przyjęto wartość średnią z 10 pomiarów.

Przeleciałą odległość od oderwania do osiągnięcia wysokości 15 m obliczono z oszacowania kąta wznoszenia motoszybowca ze stałą prędkością przyrządową.

Warunki atmosferyczne w czasie pomiaru:

- ciśnienie 1013 hPa,
- temperatura 15.5 °C,
- wiatr 1-2 m/s prostopadły do pasa.



Fot.1 Klatki filmu z rejestracji startów motoszybowca

Wznoszenia po starcie realizowano z dwoma prędkościami lotu:

- a) prędkością $V=105$ km/h IAS ($1.3 \cdot V_S$)
- b) prędkością $V=90$ km/h IAS – bezpieczna do utrzymania prędkość zapewniająca największy gradient wznoszenia po starcie.

Wyniki pomiarów przeliczone na warunki atmosfery std podano w poniższej tabeli:

warunki startu	L_{rozbiegu} [m]	L_{startu} [m]	L_{dop} [m]
pas betonowy	220	340	500
pas trawiasty	300	450	500

Długość startu jest mniejsza niż 500 m , wymaganie JAR 22.51 jest spełnione.

Uwagi do techniki startu:

Z powodu słabej skuteczności steru kierunku, w początkowej fazie rozbiegu, zalecane jest wykonywanie rozbiegu z drążkiem całkowicie ściągniętym „na siebie” (zwiększenie skuteczności sterowania kółkiem ogonowym) do momentu oderwania się motoszybowca od ziemi. Jeśli długość drogi startowej na to pozwala, w początkowej fazie rozbiegu należy unikać ustawienia DSS na maksymalną moc startową (zalecane 4500 obr/min ze zwiększeniem do MP po przekroczeniu 50-60 km/h). Oderwanie następuje z dwóch punktów, po osiągnięciu prędkości około 80 km/h IAS. Po oderwaniu należy utrzymywać prędkość lotu około 105 km/h IAS lub, przy krótkich drogach startowych, 90 km/h IAS do momentu uzyskania bezpiecznego przewyższenia nad przeszkodami.

B.2.3 Wznoszenie. 22.65

Wykonano próbne wznoszenia na $H_{SR}=500$ m STD i $H_{SR}=1000$ m STD i wyznaczono prędkość po torze dla największego wznoszenia na $V_Y=110$ km/h [IAS]

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c=400$ kg $x_{sc}=\text{wynikowe}$ $N=MCP,$

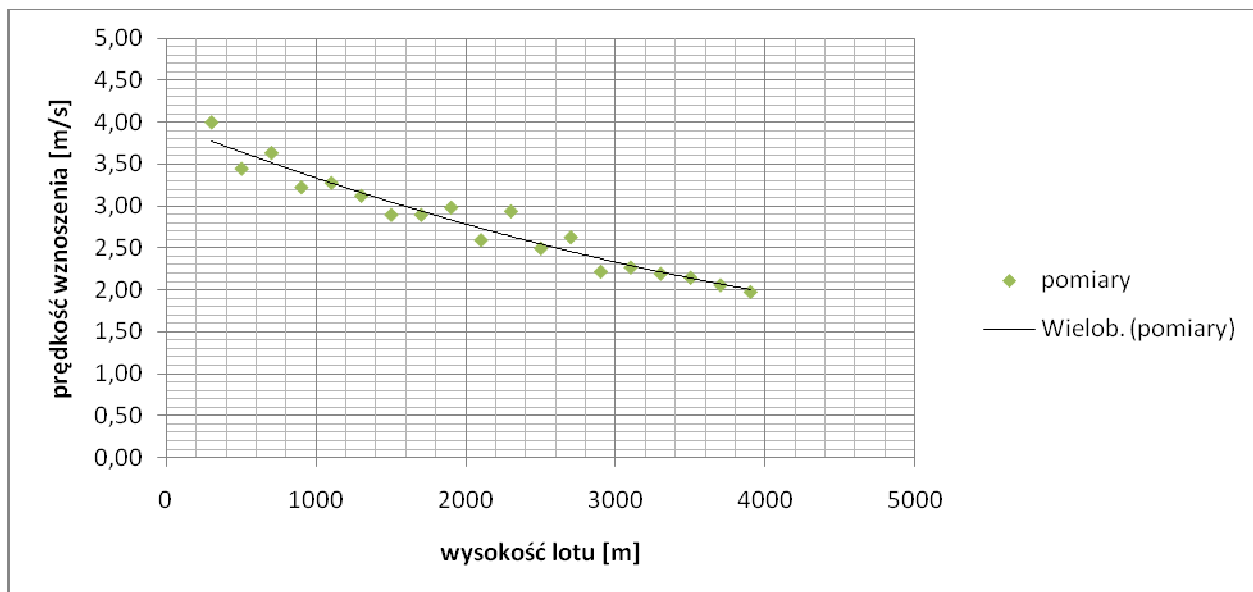
Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Pomiar prędkości wznoszenia wykonano dla prędkości od $V=100$ km/h do $V=120$ km/h co 10 km/h przez pomiar czasu naboru wysokości $\Delta H=200$ m. Wyniki skorygowano o wpływ temperatury.

Wykonano lot główny z pomiarem czasu wznoszenia w funkcji wysokości lotu. Pomiary wykonano co 200 m wg wysokościomierza ustawionego na 1013 hPa notując czas wznoszenia oraz temperaturę zewnętrzną. Pomiar prowadzono od 200 m do 4000 m.

Czas wznoszenia od startu do osiągnięcia wysokości 4000 m STD wyniósł 24 minuty i 36 sekund. Prędkość wznoszenia w przedziale wysokości 200- 1500 m wynosiła 110 km/h IAS. Na wysokości 4000 m prędkość maksymalnego wznoszenia wynosiła 92-94 km/h.

Uzyskane wyniki przeliczono na warunki atmosfery wzorcowej.



Wykonano pomiar czasu wznoszenia motoszybowca do osiągnięcia wysokości 360 m nad poziom startu – $t = 93$ sek. i jest znacznie mniejszy od wymaganego (cztery minuty).
Spełnione jest wymaganie JAR 22.65(a)

B.2.4 Prędkość opadania 22.71

Zmierzono maksymalną prędkość opadania motoszybowca.

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c=400$ kg $x_{sc}=\text{wynikowe}$ $N=BJ,$

Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Próbie wykonano poprzez pomiar czasu opadania w przedziale wysokości $\Delta H=500$ m i H_{SR} w przedziale 2500 do 500 m $_{STD}$, przy różnych prędkościach lotu. Wyniki sprowadzono do wysokości $H=0$ m $_{STD}$. Wykres biegunowej prędkości zamieszczono na wykresie Nr 3 (strona 39)

V_{IAS} [km/h]	V_{CAS} [km/h]	W_{op} [m/s]
90	92	1,1
100	101	1,2
110	111	1,3
120	120,5	1,5
130	131	1,75
140	140	2,3
150	149	2,9
160	158	3,9
170	167	5,4

Maksymalna prędkość opadania dla motoszybowców jednomiejscowych nie może być większa niż 1.0 m/s. Maksymalna prędkość opadania motoszybowca J-6 Fregata wyznaczona przez przybliżenie wyników pomiaru krzywą 2-go stopnia wynosi $w=1.1$ m/s dla prędkości $V=92$ km/h. Wymaganie JAR 22.71 nie jest spełnione.

B.2.5 Nurkowanie przy otwartych hamulcach aerodynamicznych. 22.73

Wykonano pomiar opadania motoszybowca przy w pełni otwartych hamulcach aerodynamicznych na prędkości $V_{NE}=234$ km/h CAS rejestrując czas opadania określonej wysokości przy pomocy wysokościomierza pokładowego i stopera. Po przeliczeniu na warunki atmosfery std kąt toru lotu względem horyzontu wyniósł $41,2^{\circ}$ co przy niedopuszczeniu do lotów chmurowych i do wykonywania akrobacji można uznać za wystarczające.

Wymaganie JAR 22.73 jest spełnione.

B.2.6 Skuteczność hamulców aerodynamicznych podczas podejścia do lądowania. 22.75

Wykonano pomiar opadania przy całkowicie otwartych hamulcach aerodynamicznych i wyłączonym silniku w funkcji prędkości lotu.

L p.	V_{IAS} km/h	V_{CAS} km/h	W m/s	d
1	100	101	5.43	5.04
2	110	111	6.29	4.86
3	120	120,5	7.14	4.67

Jak wynika z powyższej tabeli przy prędkości $1.3 V_{S0}= 104$ km/h motoszybowiec posiada pochylenie toru szybowania nie bardziej płaskie niż jeden do siedmiu.

Wymaganie JAR 22.75 jest spełnione.

B.3 Sterowność i manewrowość

B.3.1 Sterowność i manewrowość wymagania ogólne. 22.143

Podczas wszystkich prób w locie stwierdzono, że jest możliwe wykonanie płynnego przejścia z jednych warunków lotu do innych łącznie z zakrętami i ślizgami bez nadzwyczajnych umiejętności pilotażowych, czujności lub występowania nadmiernych sił, bez niebezpieczeństwa przekraczania dopuszczalnego współczynnika obciążenia. Nie występują niezwykle własności lotne, a deszcz nie powoduje znaczących odchyłeń lub zmian własności lotnych. Zaobserwowano jedynie nieznaczne zwiększenie prędkości przecignięcia. Siły występujące podczas sterowania są bardzo małe z wyjątkiem sterowania poprzecznego (lotki). Nie przeprowadzono pomiarów ilościowych.

B.3.2 Sterowność podłużna. 22.145

W pełnym zakresie położeń środków ciężkości przy hamulcach aerodynamicznych zamkniętych i otwartych oraz przy silniku wyłączonym, na biegu luzem i przy pełnej mocy możliwe jest szybkie osiągnięcie prędkości $1,3V_{S1}$ poprzez pochylenie nosa motoszybowca dla każdej prędkości poniżej $1,3 V_{S1}$.

W całej odpowiedniej obwiedni lotu możliwe jest dokonywanie zmian konfiguracji (położenie hamulców aerodynamicznych, sterowanie mocą silnika) bez nadzwyczajnych umiejętności pilotażowych oraz bez przekraczania sił podanych w JAR 22.143 (c).

Sprawdzono, że jest możliwe, bez nadzwyczajnych umiejętności pilotowania, utrzymanie motoszybowca w ustalonym locie prostoliniowym w przypadku chowania i wypuszczania hamulców aerodynamicznych przy prędkościach pomiędzy $1,1 V_{S1}$ i $1,5 V_{S1}$. (V_{S1} - prędkość przeciągnięcia przy hamulcach aerodynamicznych wysuniętych).

B.3.3 Sterowność kierunkowa i poprzeczna. 22.147

Przy zastosowaniu odpowiedniej kombinacji wychyleń sterów zmierzono czas odwrócenia kierunku krążenia z przechyleniem 45° w stronę przeciwną przy prędkości $1,4 V_{S1}=112$ km/h CAS. Wynik 4.0 sek. (średnia z kilku pomiarów)

B.3.4 Podejście do lądowania i lądowanie. 22.153

Wykonano podejścia do lądowania i lądowania w następujących warunkach i konfiguracjach motoszybowca:

środek ciężkości skrajnie przedni - ciężar całkowity

środek ciężkości tylny - ciężar wynikowy

silnik na biegu luzem

silnik wyłączony

hamulce aerodynamiczne od całkowicie zamkniętych do całkowicie otwartych

Stwierdza się, co następuje:

- a) możliwe jest wykonywanie normalnych podejść do lądowania, aż do zatrzymania motoszybowca, bez nadzwyczajnych umiejętności pilotażowych i bez napotkania jakiegokolwiek niekontrolowanej tendencji do zakręcania na ziemi
- b) po przyziemieniu nie występują nadmierne tendencje do zakręcania, oscylacji podłużnych oraz kapotażu
- c) użycie hamulców aerodynamicznych podczas podejścia nie powoduje nadmiernych zmian sił sterowania lub wychyleń sterów lub oddziaływania na sterowność motoszybowca przy jakiegokolwiek dopuszczalnej prędkości, aż do dolnej granicy, tzn. $1,2 V_{S1}=106$ km/h CAS.

Wykonano podejścia i lądowania przy składowej prostopadłej wiatru do 6 m/s. Sprawdzono zachowanie motoszybowca na nawierzchni trawiastej, asfaltowej i betonowej.

Nie zaleca się przyziemiać na w pełni otwartych hamulcach aerodynamicznych gdyż ze względu na dużą prędkość opadania i mały kąt postojowy następuje ono na kółko ogonowe co nadmiernie je obciąża.

B.3.5 Siła do sterowania sterem wysokości w czasie manewru 22.155

Motoszybowiec charakteryzuje się dobrze wyczuwalnymi siłami w manewrach.

B.4 Wyważenie Zdolność do wyważania 22.161

B.4.1 Wyważenie poprzeczne

Motoszybowiec nie wykazuje tendencji do zakręcania lub przechyłu w locie prostym z silnikiem wyłączonym, przy prędkości 1.4 $V_{S1}=112$ km/h CAS, przy hamulcach aerodynamicznych schowanych, kiedy sterownica lotek jest puszczona, a sterownica steru kierunku znajduje się w położeniu neutralnym.

B.4.2 Wyważenie kierunkowe

Motoszybowiec nie wykazuje tendencji do odchyień w locie prostym z silnikiem wyłączonym, przy prędkości 1.4 $V_{S1}=112$ km/h CAS, przy hamulcach aerodynamicznych schowanych, kiedy sterownica kierunku jest puszczona, a sterownica lotek utrzymywana jest w położeniu neutralnym.

B.4.3 Wyważenie podłużne

a) przy silniku wyłączonym i hamulcach aerodynamicznych schowanych zakres prędkości wyważenia jest następujący:

Położenie środka ciężkości	Prędkość minimalna	Prędkość maksymalna
Tylne	80 km/h	>200 km/h
Przednie	80 km/h	>200 km/h
wymagany zakres wyważenia	1.2 $V_{S1}=106$ km/h	2.0 $V_{S1}=160$ km/h

Zakres wyważenia pomierzony jest szerszy niż wymagany.

b) przy silniku włączonym, podczas wznoszenia na maksymalnej mocy trwałej (brak siły na drążku) przy prędkości $V_Y=110$ km/h można wyważyć motoszybowiec przy przednim i tylnym środku ciężkości. W locie poziomym w zakresie prędkości pomiędzy $V_Y=110$ km/h i $0.9 V_H=180$ km/h można motoszybowiec wyważyć (brak siły na drążku sterowym) przy przednim i tylnym środku ciężkości

Uwagi ogólne:.

Motoszybowiec można wyważyć w całym, użytkowym zakresie prędkości lotu i konfiguracji (położenia środka ciężkości, położenia hamulców aerodynamicznych oraz mocy silnika)

B.5 Stateczność

B.5.1 Stateczność statyczna podłużna 22.173

Motoszybowiec wykazuje właściwą stateczność statyczną podłużną, a także „czucie” sterów w każdych warunkach eksploatacyjnych.

Wykonano następujące pomiary:

Przy prędkości wyważenia $V_w = 95$ km/h przy silniku wyłączonym i hamulcach aerodynamicznych schowanych oraz dla przedniego środka ciężkości zmniejszono prędkość do $V = 80$ km/h i powoli zmniejszono siłę aż do całkowitego zwolnienia sterownicy. Ustalona prędkość wyważenia po tym manewrze wyniosła 94 km/h. Podobny pomiar wykonano przy zwiększeniu prędkości do 115 km/h. Prędkość po manewrze ustaliła się na 96 km/h. Różnica w prędkościach mieści się w dopuszczalnych granicach $\pm 15\% V_w$.

B.5.2 Wykazanie stateczności statycznej podłużnej 22.175

Pomiarów ilościowych, oprócz przypadku przedstawionego w punkcie B.5.1, nie przeprowadzono. Motoszybowiec według oceny jakościowej wykazuje we wszystkich stanach lotu wyraźne nachylenie krzywej siły na drążku w funkcji prędkości lotu.

B.5.3 Stateczność poprzeczna i kierunkowa 22.177

W prostoliniowym locie ustalonym motoszybowiec przy sterownicach lotki i steru kierunku stopniowo wychylanych w kierunkach przeciwnych wykazuje poprawne właściwości, tzn.: każdy wzrost kąta ślizgu odpowiada wzrostowi wychylenia sterownicy poprzecznej.

Nie występują odwrotne siły na sterownicach podczas wykonywania ślizgów przy w pełni wychylonych sterach.

B.5.4 Stateczność dynamiczna 22.181

Dla wszystkich zrealizowanych w locie środków ciężkości nie występują krótkookresowe oscylacje w całym zakresie prędkości (do $V_{DF} = 260$ km/h) przy sterach puszczonej i trzymanyj oraz silniku wyłączonym i pracującym na wszystkich dopuszczalnych mocach

B.6 Przeciągnięcie

B.6.1 Przeciągnięcie w locie bez przechyłu. 22.201

Wykonano przeciągnięcia statyczne motoszybowca w locie prostym w konfiguracji gładkiej i przy hamulcach aerodynamicznych całkowicie wysuniętych poprzez redukcję prędkości w tempie ok. 2 km/h na sekundę do momentu pojawienia się niekontrolowanego natychmiastowo ruchu pochyłającego lub przechylającego. Możliwe jest osiągnięcie przeciągnięcia przy każdym położeniu środka ciężkości. Motoszybowiec posiada następujące właściwości w przeciągnięciu:

- możliwe jest wywołanie i korygowanie przechyłu i odchylenia przez nie odwrotne użycie sterów aż do wystąpienia przeciągnięcia;
- istnieje możliwość przeciwdziałania podczas wyprowadzania przechylaniu większemu niż 30° przez normalne użycie sterów;
- nie istnieje niekontrolowana tendencja wpadnięcia w korkociąg;
- zachowanie się motoszybowca w przeciągnięciu nie jest nadmiernie wrażliwe na ślizg zgodnie z ACM 22.201 (c).

Właściwości motoszybowca w przeciągnięciu w locie bez przechyłu są w pełni bezpieczne.

B.6.2 Przeciągnięcie w zakręcie. 22.203

Wykonano przeciągnięcia w zakręcie z przechyleniem 45° w pełnym zakresie położenia środków ciężkości. Występuje tendencja do przechylenia do wewnątrz zakrętu, której można skutecznie przeciwdziałać poprzez przeciwne wychylenie lotek. Właściwości motoszybowca w przeciągnięciu w zakręcie są w pełni bezpieczne.

B.6.3 Ostrzeżenie przed przeciągnięciem. 22.207

Motoszybowiec w konfiguracji gładkiej przy wyłączonym silniku wyraźnie ostrzega przed przeciągnięciem od około 85 km/h poprzez oderwanie strug z tylnej części osłony silnika. Przy w pełni otwartych hamulcach aerodynamicznych buffeting od płyt hamulca jest o podobnej intensywności jak ostrzeżenie od strug odrywających się od kadłuba. W konfiguracji z pracującym silnikiem ostrzeżenie nie występuje. Spełniony jest jednak wymóg opisany w JAR 22.207 (d).

B.7 Korkociąg

B.7.1 Korkociąg ogólnie. 22.221

Sprawdzono zachowanie motoszybowca w korkociągu w pełnym zakresie położenia środków ciężkości. W tym celu wykonano korkociągi jedno i dwuzwinkowe. Motoszybowiec wykonuje typowy korkociąg a przy przednich środkach ciężkości jest on stromy. Opóźnienie przy wyprowadzeniu nie przekracza jednej zwitki. Podczas wyprowadzania z korkociągu nie przekracza się dopuszczalnego współczynnika obciążenia ani dopuszczalnej prędkości. Właściwości motoszybowca w korkociągu są bezpieczne.

B.7.2 Charakterystyka spiralnego nurkowania 22.223

Po wprowadzeniu w korkociąg przy przednich środkach ciężkości oraz przy przeciwnym wychyleniu lotek i steru kierunku motoszybowiec przechodzi w spiralne nurkowanie, z którego można szybko i bezpiecznie, poprzez normalne użycie sterów, bez przekraczania dopuszczalnych prędkości i współczynnika obciążenia wyprowadzić do lotu poziomego bez użycia hamulców aerodynamicznych.

B.8 Własności na ziemi

B.8.1 Stateczność i sterowność kierunkowa. 22.233

Podczas prób w locie w pełnym zakresie położenia środków ciężkości stwierdzono, że nie występuje niekontrolowana tendencja do zakręcania na ziemi przy składowej wiatru bocznego do 6 m/s (21.6 km/h) przy użytkowych prędkościach motoszybowca łącznie ze startem i lądowaniem.

Motoszybowiec posiada wystarczającą sterowność kierunkową podczas kołowania.

B.9 Różne wymagania odnoszące się do lotu

B.9.1 Drgania i buffeting 22.251

Na podstawie przeprowadzonych prób stwierdza się, że motoszybowiec i każda jego część jest wolna od nadmiernych drgań na wszystkich prędkościach aż do $V_{DF} = 260$ km/h przy silniku wyłączonym oraz pracującym na wszystkich dopuszczalnych mocach. Występujący buffeting przy otwartych hamulcach aerodynamicznych nie przeszkadza w sterowaniu motoszybowcem ani nie powoduje zmęczenia lub uszkodzeń strukturalnych.

B.9.2 Manewry akrobacyjne 22.255

Wykonano próby manewrów akrobacyjnych w tym korkociąg, pętlę normalną i przewrót. W manewrach związanych z zakrzywieniem toru lotu (np. pętla, przewrót) następuje szybkie wytracenie prędkości, co powoduje konieczność rozpoczynania manewru przy większej prędkości i odpowiednie sterowanie. Mając na uwadze opisaną właściwość motoszybowca jak również niespełnienie warunku kąta nurkowania na hamulcach (JAR 22.73) zrezygnowano z dopuszczenia motoszybowca do wykonywania manewrów akrobacyjnych.

C. Struktura

C.1 Dowód wytrzymałości struktury 22.307

Zrealizowano w locie dopuszczalny współczynnik obciążenia $n_{max} = 5,7$ metodą zacieśnionej spirali oraz metodą kolejnych wyrwań z narastającą prędkością. Uzyskano $n=5,7$ z prędkości $V= 220$ km/h ASIR. Obciążenia ujemne zrealizowano tylko do wartości ok. 0.5. Po próbach dokładnie sprawdzono motoszybowiec. Żadnych uszkodzeń ani odkształceń trwałych nie stwierdzono.

C.2 Dowód wytrzymałości struktury przy wychylonych hamulcach aerodynamicznych 22.345

Zrealizowano w locie współczynnik obciążenia $n=3.5$ metodą zacieśnionej spirali przy hamulcach całkowicie otwartych przy prędkości ok. 180 km/h. Po próbach dokładnie sprawdzono motoszybowiec. Żadnych uszkodzeń ani odkształceń trwałych nie stwierdzono.

D. Projekt i budowa

D.1 Zabezpieczenie struktury 22.609

W czasie trwania prób nie stwierdzono, żeby jakikolwiek element struktury był nieodpowiednio zabezpieczony od utraty własności albo utraty wytrzymałości podczas użytkowania, łącznie z wpływem warunków atmosferycznych, korozją i ścieraniem. Stwierdza się, że zastosowano odpowiednie środki zapewniające wentylację i drenaż konstrukcji.

D.2 Dostępny 22.611

Podczas całego okresu prób stwierdzono, że są zapewnione środki dla umożliwienia:

- inspekcji zasadniczych elementów strukturalnych oraz układów sterowania;
- wymiany części, które normalnie wymagają wymiany;
- regulacji i smarowania potrzebnych dla zapewnienia ciągłej zdadności do lotu.

W celu przeprowadzenia inspekcji wyższego rzędu istnieje konieczność demontażu podstawowych elementów motoszybowca w tym usterzenia. Należy tę konieczność opisać w Instrukcji Obsługi Technicznej.

D.3 Wymagania dotyczące montażu i demontażu 22.612

Po przeprowadzeniu wielokrotnych montażu i demontażu stwierdza się, że podczas składania i rozkładania motoszybowca, przez osobę nieposiadającą specjalnych umiejętności, prawdopodobieństwo uszkodzenia lub powstania trwałych odkształceń trudnych od zauważenia jest skrajnie odległe.

Jest możliwe łatwe dokonanie sprawdzenia poprawności montażu motoszybowca.

D.4 Flatter. 22.629

Sprawdzono podczas systematycznych prób w locie, że szybowiec jest wolny od flatteru, rozbieżności skrętnej skrzydła oraz odwrotnego działania sterów do prędkości $V_{DF} = 260 \text{ km/h}$ CAS. Stwierdza się, że istnieje właściwe tłumienie przy każdej odpowiedniej prędkości takie, aby drgania aeroelastyczne zanikały szybko.

Wzbudzenie drgań realizowano sterownicami oscylacyjnie i impulsowo oraz poprzez otwieranie i zamykanie hamulców aerodynamicznych.

Po próbach wykonano przegląd struktury-żadnych uszkodzeń ani trwałych odkształceń nie stwierdzono.

D.5 Układy sterowania.

D.5.1 Wymagania ogólne. 22.671

Stwierdza się, że wszystkie układy sterowania odpowiednio do zastosowanej konstrukcji działają łatwo i gładko spełniając we właściwy sposób swoje zadanie.

D.5.2 Układ sterowania wyważaniem. 22.677

Sprawdzono, że jest właściwe zabezpieczenie zapobiegające niezamierzonemu, niewłaściwemu lub gwałtownemu przestawieniu urządzenia wyważającego. W pobliżu organu sterowania urządzeniem wyważającym są środki wskazujące pilotowi kierunek ruchu organu sterowania w stosunku do ruchu motoszybowca.

Stwierdza się, że jest oznakowanie zapewniające właściwe wskazywanie pilotowi położenia urządzenia wyważającego w odniesieniu do jego zakresu przestawienia. Oznakowanie to jest dobrze widoczne dla pilota i zaprojektowane w sposób zapobiegający pomyłkom.

D.5.3 Elementy układu sterowania. 22.685

Podczas prób funkcjonalnych napędów oraz w czasie prób w locie nie zaobserwowano żadnych przypadków niepoprawnego działania układów sterowania. Stwierdza się również, że układy sterowania są zabezpieczone przed zablokowaniem.

D.5.4. Urządzenia sprężynowe 22.687.

Wykonano próby w locie symulując pęknięcie sprężyn zastosowanych w urządzeniu wyważającym.

Pęknięcie każdej z dwóch sprężyn lub ich brak nie wywołuje flatteru lub innych niebezpiecznych właściwości lotnych.

D.5.5 Układy linkowe. 22.689

Wszystkie linki ich łączenia i zamocowania oraz ściągacze śrubowe spełniają odpowiednie wymagania techniczne. W całym zakresie sterowania nie występują niebezpieczne zmiany napięcia linek. Zmiany temperatury mają znikomy wpływ na napięcie linek.

D.5.6 Sterowanie hamulcami aerodynamicznymi. 22.697

Sprawdzono działanie mechanizmu otwierania i zamykania hamulców aerodynamicznych. Stwierdza się, że jest możliwe wysunięcie hamulców aerodynamicznych do prędkości $1,05 V_{NE} = 245,7 \text{ km/h}$ CAS bez powodowania uszkodzeń strukturalnych oraz, że jest możliwe schowanie hamulców aerodynamicznych przy każdej prędkości do $V_A = 184 \text{ km/h}$ CAS. Pomiarów ilościowych sił i czasów otwarcia i zamknięcia nie wykonano.

D.6 Projekt kabiny

D.6.1 Kabina pilota - ogólnie. 22.771

Kabina i jej wyposażenie umożliwia pilotowi wykonywanie czynności bez nadmiernego skupienia lub zmęczenia. Umieszczenie krótkiego drążka sterowego po prawej stronie kabiny jest wygodne i nie powoduje żadnych trudności w sterowaniu (wszyscy piloci doświadczalni wykonujący loty na motoszybowcu byli praworęczni).

D.6.2 Widoczność z kabiny. 22.773

Stwierdza się, że jest zapewnione odpowiednio szerokie i wolne od zniekształceń pole wyraźnego widzenia, bez efektów świetlnych i odbłasków, zapewniające możliwość bezpiecznego użytkowania motoszybowca. Wiatrochron wyposażony jest w otwór umożliwiający obserwację w przypadku opadu deszczu i oblodzenia.

D.6.3 Urządzenia sterownicze w kabinie. 22.777

Na podstawie obserwacji z lotów wykonywanych w różnych warunkach (wiosna, lato, jesień, zima) stwierdza się, że są spełnione wymagania bieżącego punktu.

D.6.4 Ruchy i skutki działania organów sterowania w kabinie. 22.779

Ruchy i skutki działania organów sterowania w kabinie są zgodne z określonymi w tabeli w punkcie 22.779 przepisów JAR-22.

D.6.5 Oznakowanie kolorami i rozmieszczenie urządzeń do sterowania w kabinie. 22.780

Rozmieszczenie i oznakowanie urządzeń do sterowania w kabinie nie budzi zastrzeżeń.

D.6.6 Fotele i pasy bezpieczeństwa. 22.785

Motoszybowiec wyposażony jest w fotel z regulowanym i wyjmowanym oparciem. Możliwe jest wykonywanie lotów ze spadochronem. Zastosowano czteroczęściowe pasy bezpieczeństwa typu J5.00.00 zamocowane w sposób spełniający warunki bezpiecznego przytrzymywania siedzącego w przypadku wystąpienia obciążeń.

D.6.7 Ochrona przed obrażeniami. 22.786 (a)

Pilot, prawidłowo przypięty pasami, nie wchodzi w kontakt ze sztywnymi elementami struktury w warunkach niewielkiego rozbicia.

D.6.8 Wyjście awaryjne. 22.807

Kabina pilota jest zaprojektowana tak, że jest możliwe szybkie jej opuszczenie w sytuacjach awaryjnych podczas lotu i na ziemi przez osoby z nałożonymi spadochronami. Zmierzone czas awaryjnego opuszczenia kabin przez pilota. Wynik: 6s.

Wykonano pomiary siły uruchomienia organów sterowania służących do zrzucania kabiny. Kabina strona lewa: 5 kG, strona prawa: 7 kG.

D.6.9 Wentylacja. 22.831

Na podstawie lotów przeprowadzanych w różnych porach roku stwierdza się, że kabina zapewnia odpowiednią wentylację w normalnych warunkach lotu.

Pomiarów zawartości tlenu węgla w kabinie nie wykonano.

D.6.10 Umasienie elektryczne. 22.857

Stwierdza się, że jest zapewnione połączenie elektryczne dla zapobieżenia występowaniu różnicy potencjałów elektrycznych pomiędzy elementami składowymi zespołu napędowego włącznie z instalacją paliwową oraz między ważnymi częściami motoszybowca, które przewodzą elektryczność.

D.6.11 Manewrowanie na ziemi. 22.881

Konstrukcja motoszybowca umożliwia bezpieczne jego podnoszenie i przenoszenie podczas montażu i demontażu, hangarowania i przetaczania.

D.6.12 Owiewki. 22.885

Wszystkie demontowalne owiewki łącznie z omaskowaniem silnika są w wystarczająco pewny sposób mocowane do struktury.

E. Zespół napędowy

E.1 Zabudowa 22.901 (b)

Na podstawie przeprowadzonych prób stwierdza się, że zespół napędowy jest zbudowany, umieszczony i zabudowany w sposób umożliwiający jego poprawną pracę. Całkowicie zdejmowane omaskowanie silnika zapewnia doskonały dostęp do potrzebnych przeglądów i obsługi.

E.2 Silnik 22.903 (b)

Silnik w locie uruchamiano około 50 razy. Nie jest możliwe uruchomienie silnika poprzez wiatrakowanie śmigła.

E.3 Prześwity śmigła 22.925

Stwierdza się, że wymagania dotyczące odległości śmigła od części motoszybowca określone w 22.925 (b) są spełnione.

E.4 Układ paliwowy

E.4.1 Wydatek paliwa 22.955(b)

Instalacja paliwowa motoszybowca zapewnia wydatek kilkukrotnie przewyższający wymagany.

E.4.2 Niezużywalna ilość paliwa 22.959

Układ paliwowy jest tak zaprojektowany, że warunki startu, wznoszenia, podejścia i lądowania nie mają wpływu na wielkość niezużywalnego paliwa. Niezużywalną ilością paliwa jest paliwo pozostające w zbiorniku opadowym w ilości ok. 1 dcm³. (paliwo pobierane jest przez filtr siatkowy z poziomu ok.50 mm nad dnem zbiornika opadowego)

E.4.3 Zbiorniki paliwa - ogólnie 22.963

Sprawdzono całkowicie napełnione paliwem zbiorniki przy maksymalnym współczynniku obciążenia w locie - wynik próby pozytywny. Całkowita użyteczna pojemność instalacji paliwa wynosi 61.5 dcm³.

E.4.4 Przestrzeń wolna w zbiorniku paliwa 22.969

Zbiorniki posiadają wolne przestrzenie o wielkości ok. 0.6 dcm³ podłączone do odpowietrzenia. Sprawdzono, że w normalnym położeniu motoszybowca (skrzydła w poziomie) zapełnienie tych przestrzeni nie jest możliwe.

E.4.5 Odstojnik zbiornika paliwa 22.971

Układ paliwowy nie ma wyodrębnionego odstojnika paliwa. Jego rolę spełnia dolna część zbiornika opadowego, która posiada pojemność ok. 1 dcm³. Jest to rozwiązanie wymagające wyjmowania jego i czyszczenia co określony czas, który należy wyznaczyć eksperymentalnie.

E.4.6 Połączenia wlewu paliwa 22.973

Wlewy paliwa znajdują się na górnych powierzchniach skrzydeł daleko poza kabiną pilota. Przestrzenie wokół wlewów są uszczelnione.(zbiorniki są integralne)

E.4.7 Odpowietrzenie zbiornika paliwa 22.975

Zbiorniki posiadają odpowietrzenia spełniające wymagania 22.975.

E.4.8 Zawór paliwa ze sterowaniem 22.995

Instalacja paliwowa wyposażona jest w zawór paliwa posiadający ograniczniki ruchu w położenie zamkniętym i otwartym. Położony on jest przed przegrodą ogniową patrząc z przodu motoszybowca (układ pchający).

E.5 Układ olejowy

E.5.1 Zbiorniki oleju 22.1013(b)

Zbiornik oleju zabudowany jest wewnątrz kadłuba. Dostęp do sprawdzenia poziomu oleju uzyskuje się po otwarciu owiewki limuzyny.

E.5.2 Przewody olejowe 22.1017(b)

Przewód odpowietrzający zbiornik oleju umieszczony jest w sposób spełniający wymagania tego punktu.

E.6 Chłodzenie

E.6.1 Ogólne 22.1041

W warunkach atmosferycznych, które wystąpiły podczas prób układ chłodzenia silnika zapewnia utrzymywanie elementów składowych zespołu napędowego i cieczy w silniku w granicach temperatur ustanowionych przez wytwórcę.

E.6.2 Procedura próby chłodzenia 22.1047

Wykonano sprawdzenie warunków chłodzenia silnika i agregatów.

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c=400$ kg $x_{sc}=\text{wynikowe}$

Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Wykonano lot pomiarowy w następujących warunkach: temperatura zewnętrzna przy ziemi +30° C, powietrze bez widocznej wilgoci (wilgotność względna powietrza ok. 40%), paliwo bezołowiowe o liczbie oktanowej 95, wzbogacenie mieszanki wyłączzone.

Przebieg lotu: start, wznoszenie do wysokości 40 m AGL, pięciominutowy lot poziomy przy ok. 75% mocy (5500 obr/min) do ustalenia temperatury cieczy, wznoszenie przy w pełni otwartej przepustnicy na prędkości $V_Y = 110$ km/h CAS w czasie jednej minuty, osiągnięcie wysokości 400

m AGL temperatura oleju 220° F (104° C) temperatura cieczy chłodzącej 220° F (104° C), kontynuowanie wznoszenia na mocy trwałej (5500 obr/min). Na wysokości 800 m AGL zaobserwowano najwyższe temperatury, które wyniosły: temperatura oleju 230° F (110° C) temperatura cieczy chłodzącej 230° F (110° C). Następnie kontynuowano wznoszenie przez pięć minut. Po skorygowaniu wg procedury określonej w 22.1047 (d) temperatury wynoszą odpowiednio: olej 118° C i płyn chłodzący 118° C. Maksymalna dopuszczalna temperatura dla oleju i płynu wynosi 120° C.

Spełnione jest wymaganie JAR 22.1047

E.7 Układ wlotowy

E.7.1 Wlot powietrza 22.1091

Stwierdza się, że układ wlotu powietrza do silnika dostarcza wymaganą jego ilość we wszystkich warunkach użytkowania.

E.7.2 Zabezpieczenie układu wlotowego przed oblodzeniem 22.1093

Powietrze do gaźników pobierane jest bezpośrednio z wlotu umieszczonego z prawej strony osłony silnika i nie jest podgrzewane. Podczas całych prób w locie w skrajnych warunkach pogodowych np. w marcu i listopadzie oraz na dużych wysokościach do 4000 m std nie zauważono nieprawidłowego działania silnika z powodu obmarzania gaźników. W jednym przypadku nastąpiło obmarznięcie wlotu powietrza do gaźników (narośnięcie lodu na siatce zabezpieczającej wlot).

E.8 Układ wydechowy

E.8.1 Wymagania ogólne 22.1121

Stwierdza się spełnianie wymagań zawartych w JAR 22.1121 (a), (b), (c), (d), (e) i (f).

E.8.2 Kolektor wydechowy 22.1125

Stwierdza się, że spełnione są wymagania zawarte w JAR 22.1125 (a), (b), (c).

E.9 Urządzenia do sterowania zespołem napędowym i akcesoria

E.9.1. Przełączniki zapłonu 22.1145

Pojedynczy układ zapłonowy silnika posiada jeden niezależny wyłącznik umieszczony w tablicy przyrządów (w stacyjce).

E.9.2 Prędkość obrotowa śmigła 22.1149

Na motoszybowcu zabudowane jest śmigło nieprzestawialne (o stałym skoku). Maksymalne dopuszczalne obroty silnika AEROHONDA BF 45 A wynoszą $n=6000$ obr/min.

Pomierzona wartość prędkości obrotowej silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy podczas startu i ustalonego wznoszenia z prędkością $V_y = 110$ km/h wynosi $n=5700$ obrotów / min i nie przekracza maksymalnej dopuszczalnej przy mocy startowej - 6000 obr / min. Podczas lotu nurkowego przy prędkości $V_{NE} = 234$ km/h przy zamkniętej przepustnicy silnik osiąga prędkość obrotową ok. 4500 obr/min, co nie przekracza określonych w przepisach ($1,1 \times 6000$ obr/min = 6600 obr / min).

F. Wyposażenie

F.1 Wymagania ogólne

F.1.1 Działanie i zabudowa 22.1301

Stwierdza się, że zabudowane przyrządy nawigacyjno-pilotażowe, silnikowe oraz pozostałe wyposażenie działa poprawnie również z uwzględnieniem wpływu deszczu i wysokiej wilgotności. Prób w oblodzeniu nie przeprowadzono. Stwierdza się również, że przyrządy i inne wyposażenie nie stanowią zagrożenia dla bezpiecznego użytkownika motoszybowca.

F.1.2 Przyrządy pilotażowe i nawigacyjne 22.1303 i zespołu napędowego 22.1305

Motoszybowiec wyposażony jest w wymagane przyrządy: pilotażowo - nawigacyjne, tj. prędkościomierz, wysokościomierz i busolę magnetyczną, przyrządy zespołu napędowego, tj. obrotomierz, wskaźniki ilości paliwa, wskaźnik temperatury oleju, urządzenie ostrzegające (lampka) ciśnienia oleju, wskaźnik temperatury płynu chłodzącego, wskaźnik czasu pracy, wskaźnik ilości oleju (bagnet).

F.2 Przyrządy: zabudowa

F.2.1 Rozmieszczenie i widoczność 22.1321

Przyrządy pilotażowe i nawigacyjne są przejrzyste rozmieszczone i wystarczająco widoczne dla pilota.

F.2.2 Światła ostrzegawcze, zwracające uwagę i sygnalizacyjne 22.1322

W kabinie motoszybowca na tablicy przyrządów jest jedna lampka koloru czerwonego sygnalizująca brak ładowania akumulatora (alternator nie wywarza odpowiedniego napięcia), jedna lampka koloru zielonego, której świecenie ciągle oznacza właściwe ciśnienie oleju oraz jedna lampka świecąca naprzemiennie światłem czerwonym i zielonym w momencie, kiedy pozostała rezerwa paliwa. Lampki te spełniają wymagania tego punktu.

F.2.3 Układ pomiaru prędkości 22.1323

Wykonano lot na pomiar poprawek aerodynamicznych układu pomiaru prędkości lotu.

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c = 395 \text{ kg}$ $x_{sc} = \text{wynikowe}$

Warunki próby:

silnik wyłączony, hamulce aerodynamiczne zamknięte

Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Do skalowania układu pomiaru prędkości użyto prędkościomierza wzorcowego z dajnikiem w postaci rurki Pitota zamocowanej na lancy przed końcówką skrzydła w odległości równej około pięciu cięciwom końcowym skrzydła.

Dajnik zawieszono przegubowo tak, że kąt napływu strug jest zawsze równoległy do osi dajnika.

Wyniki pomiarów po uwzględnieniu błędu laboratoryjnego prędkościomierza wzorcowego i pokładowego przedstawiono w poniższej tabeli. Dodatkowo na stronie 36 zamieszczono wykres nr 1 - prędkość V_{ASIR} w funkcji prędkości V_{CAS} a na stronie 37 zamieszczono wykres nr 2 - wartość poprawki aerodynamicznej układu pomiaru prędkości w funkcji prędkości V_{IAS}

Poprawki układu pomiaru prędkości w zaokrągleniu do 0,5 km/h.

V_{IAS} [km/h]	δV_a [km/h]	V_{CAS} [km/h]
80	0	80
90	2	92
100	1	101
110	1	111
120	0,5	120,5
130	0,5	130,5
140	-0,5	139,5
150	-1	149
160	-2	158
170	-3	167
180	-2	178
190	-2	188
200	-2	198
210	-2	208
220	-2	218
230	-2,5	227,5
240	-3	237
250	-1	249
260	3	263
270	7	277

Wyniki pomiarów wskazują, że dla całego zakresu prędkości użytkowych, w każdej badanej konfiguracji lotu, błąd układu pomiaru prędkości lotu jest mniejszy niż ± 8 km/h lub $\pm 5\%$. Wymaganie JAR 22.1323 jest spełnione.

F.2.4 Układ ciśnienia statycznego 22.1325

W czasie prób nie zauważono znacznego wpływu zmian prędkości, wilgotności itp. na dokładność wskazań przyrządów podłączonych do instalacji ciśnienia statycznego.

F.2.5 Busola magnetyczna 22.1327

Sposób i miejsce zabudowy busoli magnetycznej zapewnia jej dokładność, nie jest pod nadmiernym wpływem drgań i pól magnetycznych. Dewiacja skompensowanej busoli w locie nie przekracza przy pracującym silniku wartości 15°.

F.3 Wyposażenie i układy elektryczne

F.3.1 Projekt i zabudowa akumulatora 22.1353

Zabudowany kwasowy akumulator typu motocyklowego posiada szczelną obudowę i drenaż wprowadzony na zewnątrz motoszybowca.

F.3.2 Umieszczenie głównego wyłącznika 22.1361

Stwierdza się spełnienie wymagań niniejszego punktu.

F.4 Wyposażenie różne

F.4.1 Wyposażenie pokładowe ATC 22.1431

Motoszybowiec wyposażony jest w radiostację korespondencyjną typu MICROAIR M 760. Sprawdzono zasięg działania radiostacji poprzez nawiązanie dwustronnej łączności z zatwierdzoną stacją naziemną podczas lotu na wysokości 200 m nad poziomem ziemi i z odległości 37 km (20 mil morskich).

G. Ograniczenia i informacje dotyczące użytkowania

G.1 Oznakowania i tabliczki 22.1541 do 22.1561

Motoszybowiec posiada wymagane oznakowania i tabliczki.

G.2 Dane i procedury użytkowania 22.1585

Niezbędne dane oraz procedury użytkowania zostały określone w próbach i zostaną umieszczone w Instrukcji Użytkowania w Locie.

H. Próby dodatkowe

H.1 Pomiar zużycia paliwa i prędkości poziomych

Wykonano loty na pomiar zużycia paliwa w funkcji otwarcia przepustnicy silnika.

Załadowanie motoszybowca:

$Q_c=400$ kg $x_{sc}=\text{wynikowe}$ dla $n=4000, 4500, 5000, 5500$ i 6000 obr/min

Realizacja próby i wyniki pomiarów:

Próbę zrealizowano poprzez pomiar ilości paliwa zużytego w czasie lotu przy stałym otwarciu przepustnicy.

n [obr/min]	q [l/h]	V _{IAS} [km/h]	V _{CAS} [km/h]	V _{ASIR} [km/h]	Długość lotu bez rezerwy paliwa [godziny]	Zużycie paliwa na 100 km	Obliczeniowy zasięg z rezerwą paliwa na 0,5 godz. lotu [km]	Obliczeniowy zasięg bez rezerwy paliwa [km]
4000	4,28	120	120	118	14,37	3,57	1652	1722
4500	5,45	140	139	140	11,28	3,92	1505	1569
5000	6,76	162	160	162	9,10	4,225	1396	1455
5500	8,51	185	184	180	7,23	4,625	1276	1330
6000	11,5	197	195	195	5,35	5,90	1000	1042

H.2 Pomiar hałasu zewnętrznego

Pomiarów hałasu nie przeprowadzono.

H.3 Inne próby

Na bezpiecznej wysokości wykonano próbę wznoszenia na w pełni otwartych hamulcach aerodynamicznych. Uzyskano dodatnie wznoszenie. Na podstawie osiągniętych wyników wykonano próbę startu.

Wykonano start z całkowicie wysuniętymi hamulcami aerodynamicznymi przy ciężarze całkowitym ok. 385 kG. Start przebiegał bez trudności a prędkość wznoszenia po oderwaniu wynosiła ok. 1,5 m/s.

I. Wnioski

1. W zbadanym zakresie motoszybowiec J-6 Fregata (SP-8056) posiada bezpieczne właściwości i może być dopuszczony do użytkowania zgodnie z warunkami opisanymi w części J.
2. W wyniku przeprowadzonych prób wnioskuje się o wykonanie następujących poprawek i uzupełnień:
 - rozważenie możliwości wprowadzenia podgrzewu powietrza zasysanego przez gaźnik,
 - w celu zwiększenia walorów użytkowych motoszybowca proponuje się wprowadzenie komory bagażnika za fotelem pilota,
 - w celu uniemożliwienia przelewania się paliwa z jednego zbiornika do drugiego proponuje się zastosowanie zaworków jednokierunkowych na przewodach poboru paliwa ze zbiorników skrzydłowych
 - zastosowanie oddzielnego odstoju z możliwością spuszczenia paliwa

J. Proponowany zakres użytkowania

Po wykonaniu prób w locie, opisanych w niniejszym sprawozdaniu proponuje się następujący zakres użytkowania motoszybowca J-6 Fregata SP-8056:

maksymalny ciężar do startu, lotu i lądowania	$Q_{MAX}=400$ kG
minimalny ciężar pilota ze spadochronem	60 kG
skrajnie przednie położenie środka ciężkości	25% SCO
skrajnie tylne położenie środka ciężkości	41% SCO
dopuszczalne współczynniki obciążeń sterowanych	+5.3 / -2.65
maksymalna dopuszczalna prędkość	$V_{NE}=234$ km/h
maksymalna prędkość w burzliwej atmosferze	$V_{RA}=184$ km/h
prędkość manewrowa	$V_A=184$ km/h
min. zalecana prędkość podejścia do lądowania przy ciężarze całkowitym	100 km/h

motoszybowiec dopuszczony do:

lotów VFR w dzień

następujących manewrów: górka, głębokie zakręty, przeciągnięcie statyczne

motoszybowiec niedopuszczony do:

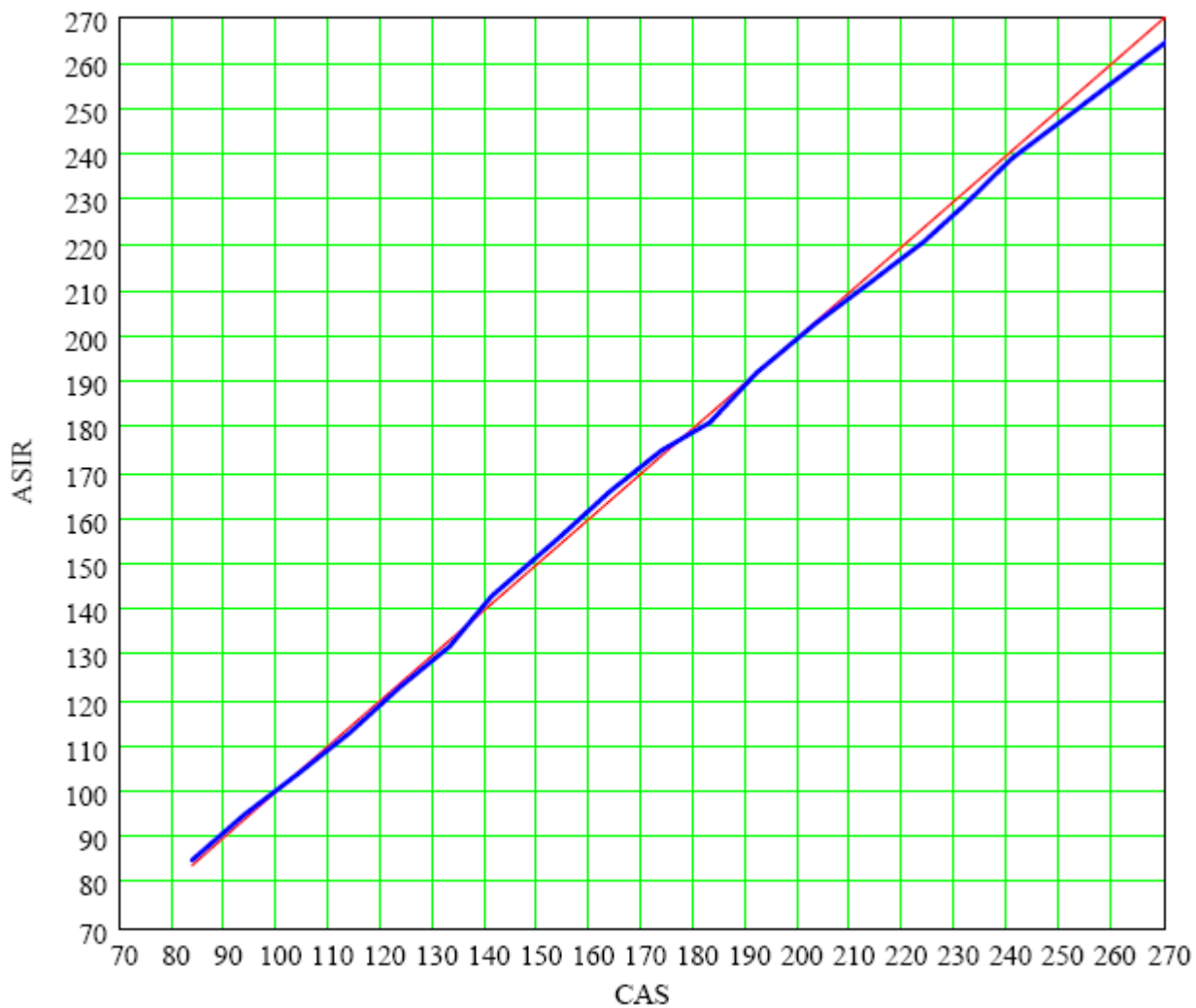
lotów w nocy

lotów w chmurach

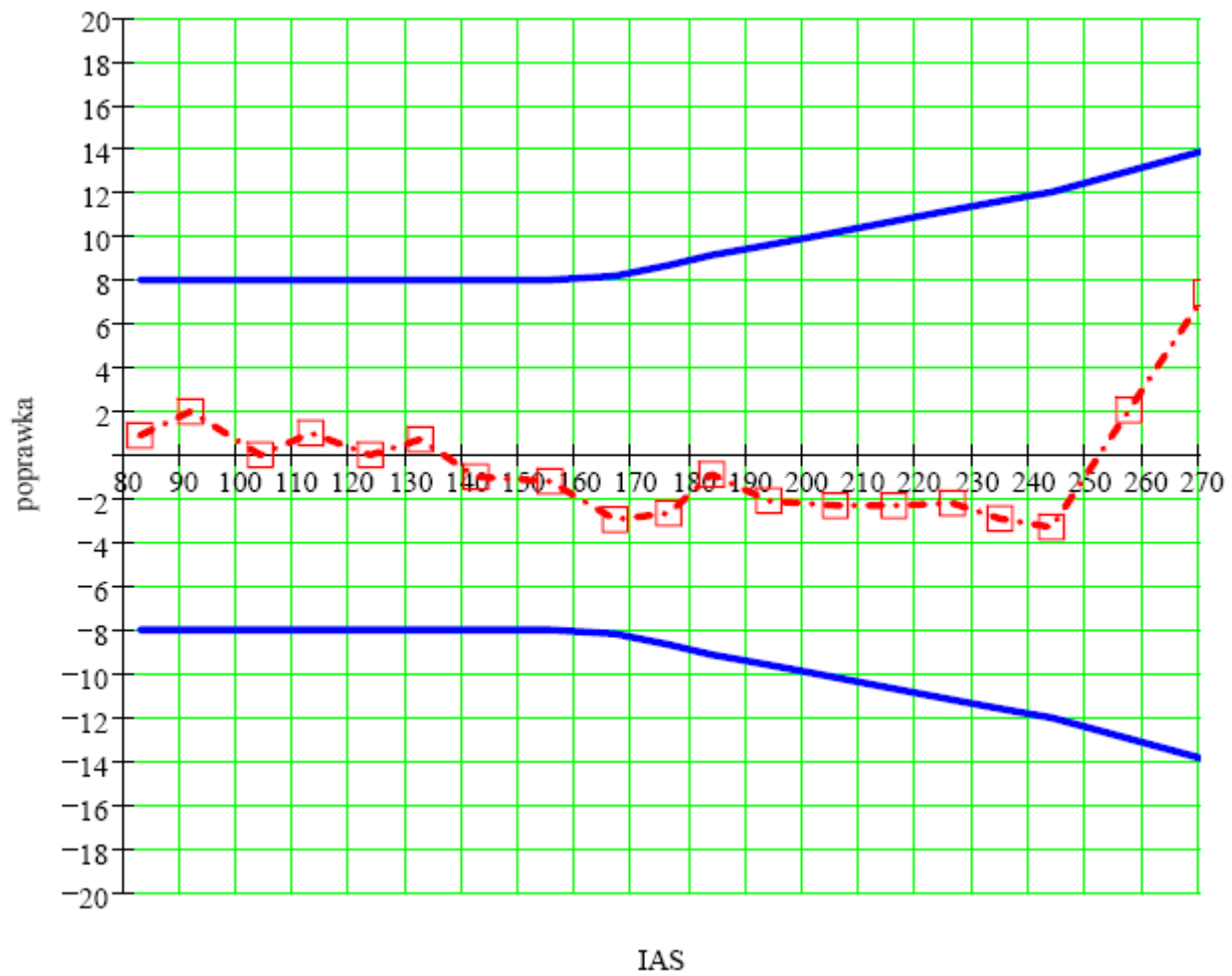
wykonywania akrobacji oprócz manewrów wyżej wymienionych

wykonywania zamierzonego korkociągu

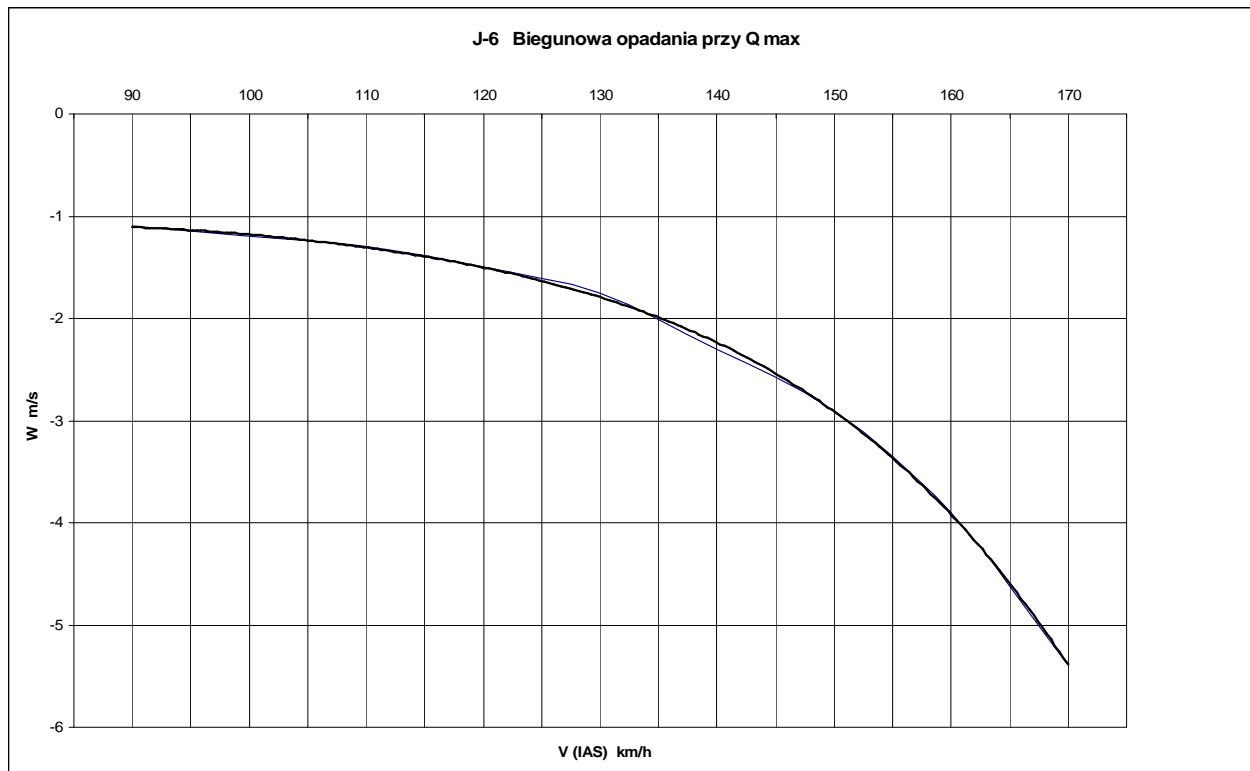
lotów w warunkach oblodzenia



Wykres Nr 1. Prędkość V_{ASIR} w funkcji prędkości V_{CAS}



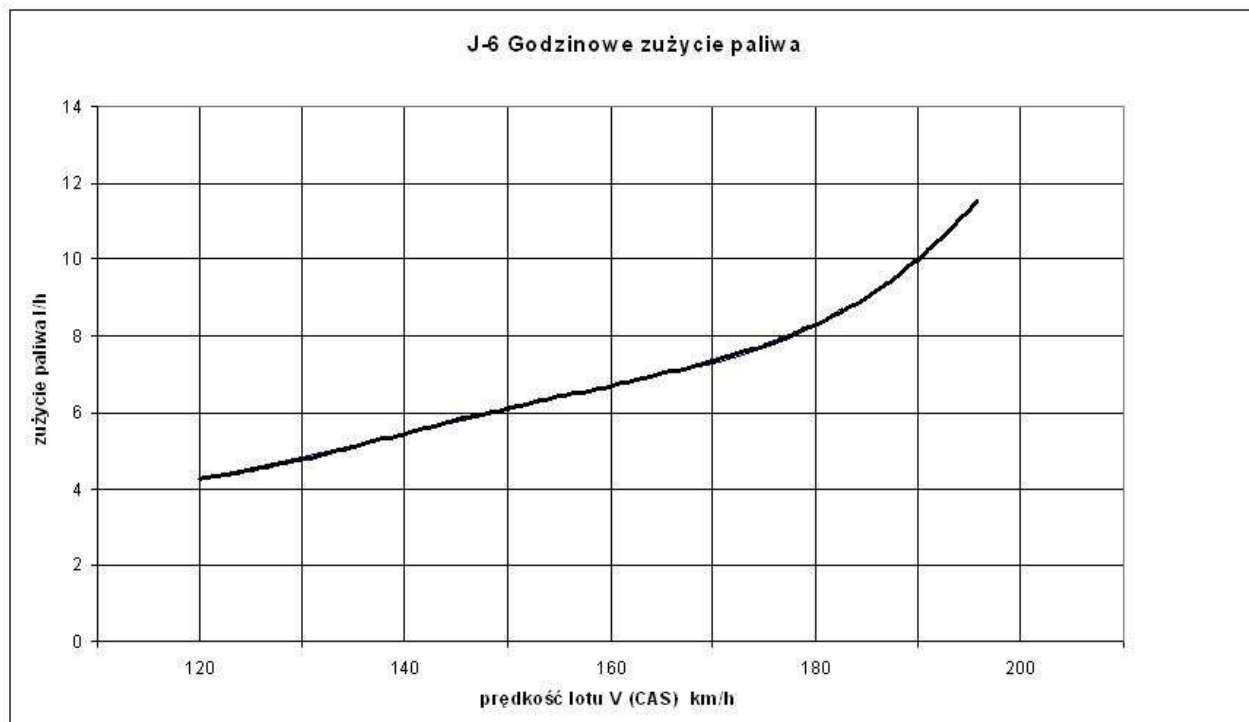
Wykres Nr 2. Wartość poprawki aerodynamicznej układu pomiaru prędkości w funkcji prędkości V_{IAS}



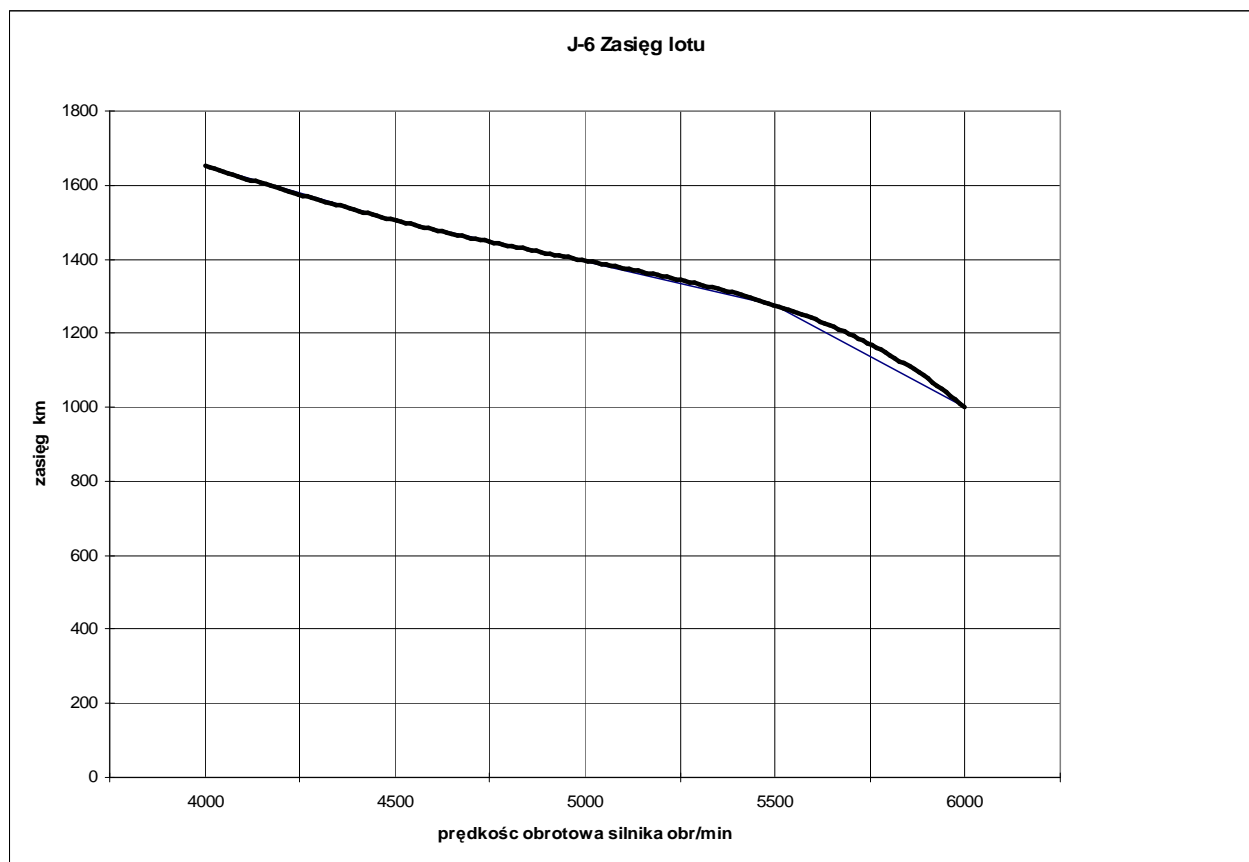
Wykres Nr 3. Prędkość opadania motoszybowca w funkcji prędkości lotu po torze.



Wykres Nr 4. Godzinowe zużycie paliwa w funkcji prędkości obrotowej silnika.



Wykres Nr 5. Godzinowe zużycie paliwa w funkcji prędkości lotu.



Wykres Nr 6. Zasięg motoszybowca w funkcji prędkości obrotowej silnika z rezerwą paliwa na 0,5 godziny lotu.