

Dokumentacja Techniczna Bezzałogowego Systemu Latającego BSL-X1

Koło Naukowe EUROAVIA Rzeszów
2012-09-20

Spis treści:

1. Wprowadzenie	3
1. Geneza projektu.....	3
2. Skład drużyny.....	3
3. Prace dyplomowe zrealizowane w ramach projektu.....	3
2. Projekt koncepcyjny systemu	3
1. Założenia projektowe.....	4
2. Opis sposobu realizacji misji.....	4
3. Wybór układu i podziałów płatowca.....	4
4. Główne parametry geometryczne i masowe płatowca.....	4
3. Nasiemna stacja kontroli lotu	5
1. Nasiemna stacja kontroli lotu.....	5
2. Planowanie i analiza misji.....	5
3. Zobrazowanie danych.....	6
4. Łączność obiektu z nasiemną stacją kontroli lotów.....	6
4. Systemy pokładowe	7
1. System obserwacyjny.....	7
2. System nawigacyjny.....	8
3. Układy pomiarowe.....	9
5. Urządzenie startowe	10
6. System odzysku	10
7. Projekt wstępny płatowca BSP	14
1. Obliczenia charakterystyk aerodynamicznych.....	14
2. Zespół napędowy.....	16
3. Obciążenia w locie.....	17
8. Projekt konstrukcyjny płatowca BSP	17
1. Opis struktury i podział płatowca.....	18
2. Opis zabudowy systemów pokładowych w BSP.....	19
3. Wyważenie.....	19
4. Dokumentacja rysunkowa.....	19
5. Obliczenia głównych elementów i węzłów.....	20
9. Opis budowy	23

1. Wprowadzenie

1. Geneza projektu

Koncepcja stworzenia projektu powstała po uczestnictwie w międzynarodowym sympozjum „Flying Wing Symposium” poświęconego projektowaniu bezzałogowych aparatów latających w konfiguracji latającego skrzydła, które odbyło się w dniach 25-31 Marca 2012 w Oostende, Belgia. Zainspirowani tym wydarzeniem postanowiliśmy zdobytą wiedzę wykorzystać w praktyce i rozpoczęliśmy pracę nad Bezzałogowym Systemem Latającym BSL-X1 w ramach działalności w Kole Naukowym EUROAVIA Rzeszów, działającym na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa, przy Katedrze Awioniki i Sterowania.

2. Skład drużyny

1. Michał Wrzachał (IV rok inż., spec. płatowce) – projekt wstępny i techniczny płatowca, budowa płatowca, zarządzanie projektem. W zespole od czasu jego utworzenia w marcu 2012. (michal.wrzachal@gmail.com)
2. Jakub Rogóż (IV rok inż., spec. awionika, III rok, spec. pilotaż) – technolog, projekt wyposażenia, budowa płatowca, pilot. W zespole od czasu jego utworzenia w marcu 2012. (jakub.rogoz@gmail.com)
3. Adam Sawicki (II rok mgr., spec. awionika) – instalacja i strojenie autopilota. W zespole od maja 2012. (adamsawicki89@gmail.com)
4. Michał Częczek (II rok mgr., spec. awionika) – instalacja i strojenie autopilota. W zespole od maja 2012. (michalczczek@gmail.com)
5. Mateusz Lubas (III rok inż., spec. płatowce) – antena śledząca, przesył danych. W zespole od maja 2012. (lubo_90_90@o2.pl)
6. mgr. inż. Jakub Lubas - antena śledząca, przesył danych. (jakub.lubas@gmail.com)
7. Karol Wieczorek (III rok inż., spec awionika) - antena śledząca, przesył danych. W zespole od maja 2012.(kalus3@o2.pl)
8. Rafał Partyka (III rok inż., spec. pilotaż) – projekt systemu ratunkowego i katapulty. W zespole od maja 2012. (partys.rp@gmail.com)
9. Marcin Skowronek (III rok inż., spec. pilotaż) – projekt katapulty. W zespole od września 2012.
10. Inż. Krzysztof Pietraszek (II rok mgr. spec. awionika) – projekt czujnika kąta natarcia i ślizgu. W zespole od maja 2012. (k_pietraszek@o2.pl)

3. Prace dyplomowe zrealizowane w ramach projektu

Czujnik kąta natarcia i ślizgu – Krzysztof Pietraszek

2. Projekt koncepcyjny systemu

1. Założenia projektowe

Od samego początku założenia projektowe wykraczają poza wymagania konkursu na Bezzałogowy Statek Powietrzny, gdyż jednym z głównych założeń było stworzenie systemu bezzałogowego mogącego konkurować z komercyjnymi systemami tej klasy, odznaczającego się innowacyjnymi rozwiązaniami. Niemniej jednak wymiary i możliwość

doboru masy startowej zostały dostosowane pod regulamin zawodów. Wymagania do pod jakie został wykonany projekt to:

- Długość lotu: 2 godziny
- Maksymalny zasięg: 150 km
- Maksymalna masa startowa: <10 kg (na potrzeby zawodów <5 kg)
- Wymiary samolotu dobrane tak aby płatowiec mieścił się w skrzyni transportowej o wymiarach: 1000 x 300 x 350 mm

2. Opis sposobu realizacji misji

Zadanie wykonywane będzie w obszarze zawartym do 1500 m od miejsca startu. Polegało będzie na wykonaniu rozpoznania i dostarczenie raportu obszaru o promieniu 100 metrów wokół punktu wskazanego przez organizatora za pomocą współrzędnych geograficznych. Przy czym punktów do udokumentowania może być nie więcej niż sześć.

Do wykonania opisanej misji samolot będzie posiadał dwie kamery z których obraz będzie przesyłany w czasie rzeczywistym, z możliwością rejestracji zdjęć. Przy czym jedna z kamer z możliwością powiększania obrazu, zamontowana jest na ruchomej głowicy w celu wykonania dokładnej dokumentacji. Ponadto dane pozyskane z odbiornika GPS posłużą do lokalizacji obserwowanego celu.

3. Wybór układu i podział płatowca

Po analizie wymagań stawianych projektowi (ze szczególnym uwzględnieniem osiągnięć), uznano iż najbardziej obiecującym pod względem ich spełnienia oraz innowacyjności będzie układ latającego skrzydła. Jako zalety uznano mały opór aerodynamiczny, lekkość konstrukcji i małe wymiary. Wytypowano również aspekty układy, na które należało zwrócić szczególną uwagę – wyważenie i właściwy dobór parametrów geometrycznych dla zapewnienia stateczności.

Płatowiec został zbudowany w dużej części z materiałów kompozytowych. Dla umożliwienia załadunku do skrzyni transportowej, został podzielony na: kadłub (konstrukcja przekładkowa, z aramidowym rdzeniem ulowym oraz laminatem szklano-węglowo-epoksydowym), szydło podzielone na cztery części (konstrukcja oparta o rdzeń ze styroduru i pokrycie laminatowe szklano-epoksydowe, z sosnowymi dźwigarami, wzmocnionymi rowingiem węglowym), przewidziano końcówki skrzydeł ze sterami kierunku, lecz na dzień startu w konkursie ich nie wykonano.

4. Główne parametry geometryczne i masowe płatowca

Parametry geometryczne płatowca otrzymano z przeprowadzonej optymalizacji, gdzie z powodu układu latającego skrzydła, głównym wyznacznikiem były względy stateczności i sterowności. Celem optymalizacji było otrzymanie kształtu skrzydła oraz wartości zwichrzenia geometrycznego, zapewniającego zadowalającą sterowność, a ponadto najlepsze właściwości aerodynamiczne (jak minimalny opór indukcyjny lub należyte charakterystyki w przeciągnięciu). Algorytm o jaki oparto optymalizację był wynikiem badań literaturowych, w której to głównym źródłem wiedzy były badania statystyczne i empiryczne. Parametry masowe zostały określone w sposób przybliżony na podstawie właściwości materiałów użytych do budowy oraz elementów wyposażenia. Poniżej przedstawiono zestawienie właściwości geometrycznych i masowych:

prędkość powietrzna oraz podróżna, kurs, odległość od stacji naziemnej oraz kurs powrotny. Po wykonanym locie można odtworzyć zapis lotu i poddać go analizie.

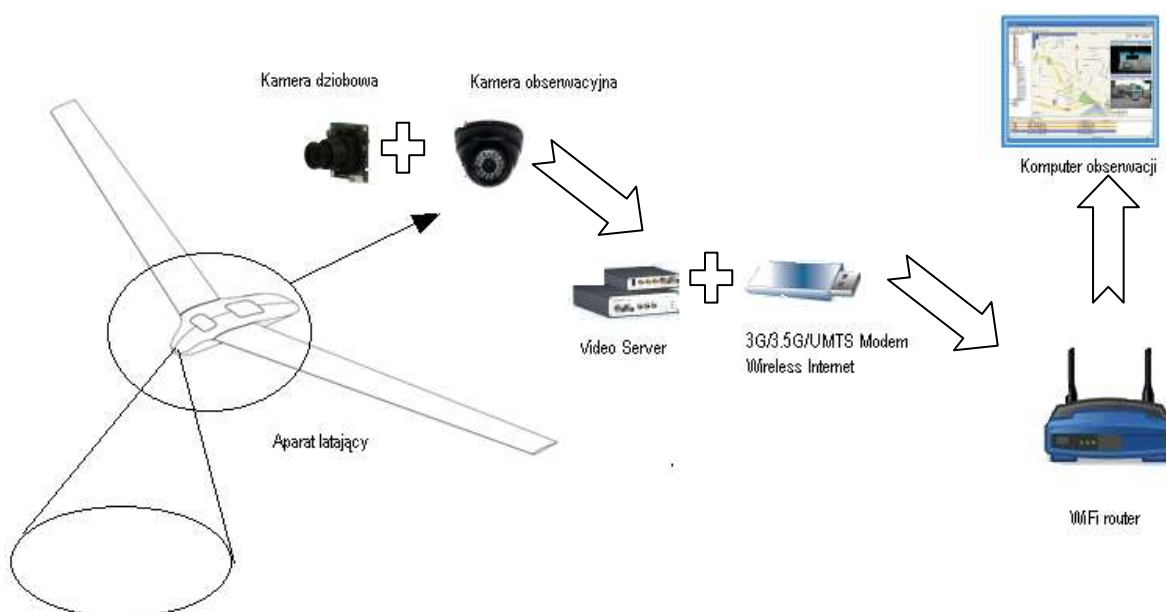
3. Zobrazowanie danych

Obrazy z obydwu kamer (obserwacyjnej i dziobowej) przesyłane są jednocześnie w czasie rzeczywistym do komputera obserwacji. Kontrolę nad głowicą kamery obserwacyjnej sprawuje pilot przy pomocy aparatury RC, natomiast nad wielkością przybliżenia obserwator za pomocą odpowiedniego oprogramowania. Obserwator ma również podgląd na obraz z kamery dziobowej, na której dzięki układowi „On-Screen-Vision”, prezentowane są informacje nawigacyjne i położenie przestrzenne, to jakie parametry są prezentowane jest programowalne.

4. Łączność obiektu z naziemną stacją kontroli lotów

W przypadku łączności samolotu z komputerem planowania i nadzoru, połączenie jest realizowane przez moduł ZigBee pracujący na częstotliwości 2,4GHz, pozwala na przesyłanie danych z autopilota i ich odbiór, jak również wysyłanie do niego danych, np. zmienioną trasę lotu.

Przesył obrazu wideo, odbywa się za pośrednictwem wideo serwera, który współpracuje z modułem nadawczo-odbiorczym WiFi. Komputer obserwacji podłączony jest do routera WiFi, który odbiera oraz wysyła sygnały do wideo serwera. Poza przesyłem obrazu, drogą tą realizowane jest sterowanie powiększeniem kamery obserwacyjnej.



4. Systemy pokładowe

1. System obserwacyjny

W jego skład wchodzi przede wszystkim kamera analogowa CC-4227X o rozdzielczości 420TVL z 27-krotnym powiększeniem optycznym firmy Pixel Henderson. Została ona zamontowana na głowicy pozwalającej na obrót w płaszczyźnie horyzontalnej. Najważniejsze jej parametry zostały przedstawione poniżej:



Przetwornik:	1/4" CCD SONY
Obiektyw:	MOTOZOOM (3.9 ... 105.3 mm)
Czułość:	0.5 Lux
Liczba linii:	420 TVL
Kąt widzenia:	50° ... 2°
Zoom optyczny:	x27

Kamera dziobowa, typu płytkowego firmy Konig, jest również analogowa. Pomimo swoich niewielkich rozmiarów, zapewnia obraz o bardzo dobrej jakości. Dzięki szerokiemu kątowi widzenia, znacznie powiększa zakres obserwowanego obszaru. Jej znikoma waga, czyni ją idealną do tego typu zastosowania. Jej charakterystyka przedstawiona jest poniżej:



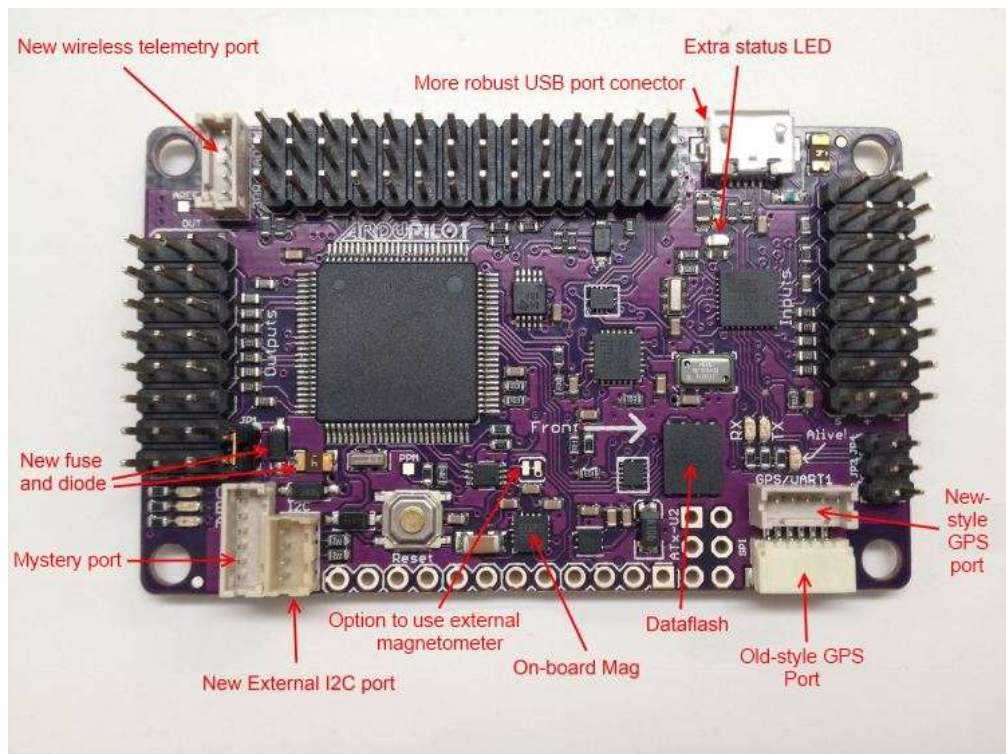
Przetwornik:	1/3" SONY SUPER HAD CCD II
Obiektyw:	3.6mm/F2.0
Czułość:	0,001 Lux
Liczba linii:	600 TVL
Kąt widzenia:	72°
Zoom optyczny:	brak

Kopułka kamery, która wykorzystano na dziobie posłużyła jako osłona kamery obserwacyjnej. Rysunek poniżej przedstawia schemat zamocowania obydwu kamer.



2. System nawigacyjny

Sercem systemu nawigacyjnego jest Ardupilot 2.5, składa się z płytki IMU mierzącej położenie przestrzenne samolotu dzięki wbudowanym czujnikom żyroskopowym i przyspieszeniomierzom. Obliczenia wykonywane są na mikroprocesorze atmega 2560. Ardupilot zawiera wbudowany magnetometr. Do systemu dołączany jest także odbiornik GPS, czujnik prędkości powietrza oraz moduł komunikacji radiowej Xbee odpowiadający za telemetrie.

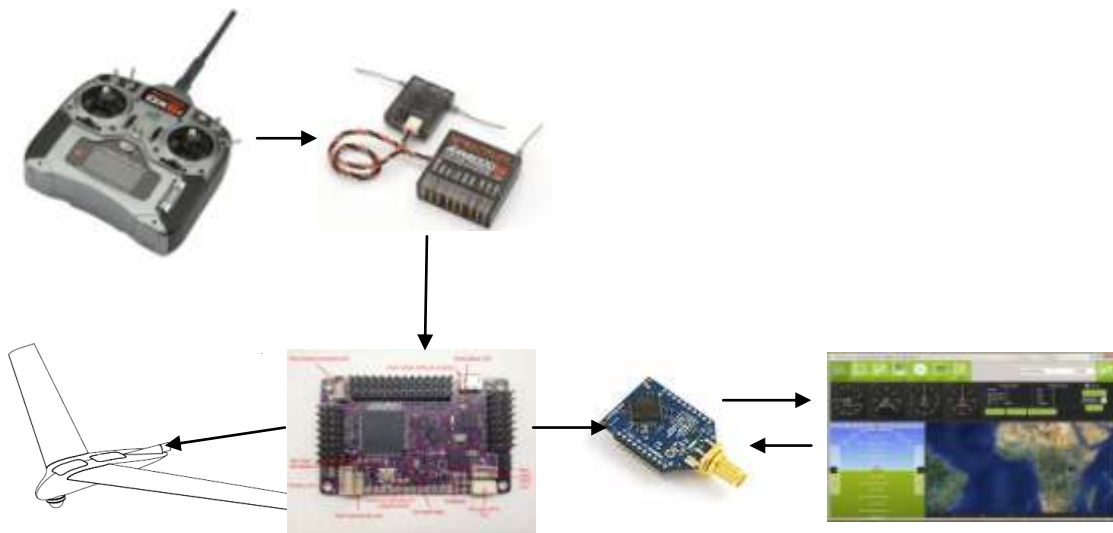


Nawigacja jest realizowana za pomocą autopilota który wykorzystuje programowe regulatory PID. Autopilot posiada następujące tryby pracy:

- Manual – sterowanie jedynie za pomocą nadajnika RC
- Stabilize – stabilizacji lotu

- RTL – powrót do miejsca startu i wykonywanie krążenia
- Auto – podążanie za wyznaczoną trasą GPS
- Circle – wykonywanie krążenia w danym miejscu
- FBW-A – utrzymywanie kąta pochylecia i przechylecia zadanego przez wychylenie drążków sterowych nadajnika RC. Ciąg sterowany ręcznie
- FBW-B – utrzymywanie kąta przechylecia oraz wysokości lotu. Ciąg sterowany jest automatycznie
- Takeoff – automatyczny start
- Land – autoamtyczne lądowanie

Schemat łączności autopilota jest następujący:



3. Układy pomiarowe



- Układ pomiarowy prędkości powietrznej oparty jest na różnicowym przetworniku ciśnienia MPXV7002DP, podłączonym do rurki pitota.



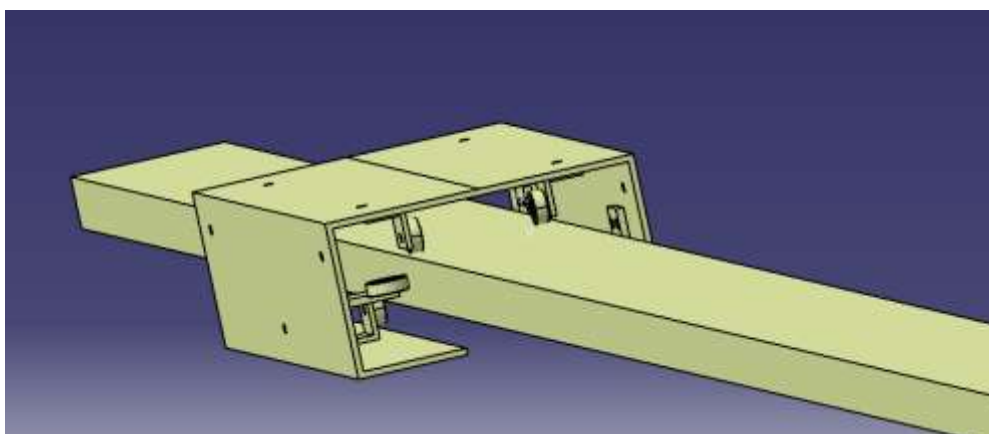
- Moduł GPS MediaTek
- Wbudowane czujniki żyroskopowe oraz przyspieszeniomierze mierzące w 3 osiach



- Wbudowany magnetometr
- Telemetria oparta na module Xbee

5. Urządzenie startowe

Przy ustalaniu koncepcji katapulty, kierowano się przede wszystkim prostotą konstrukcji, zachowaniem małej liczby półfabrykatów i jak największą niezawodnością. Przeanalizowano dwa rozwiązania, przy czym w pierwszym z nich katapulta była podłączona do skrzydeł, a w drugim do kadłuba. Z układu sił, wynikało, iż rozwiązaniem bardziej korzystnym jest podłączenie w kadłubie. Koncepcja zakładała użycie dwóch zamkniętych profili aluminiowych jako półfabrykatów, a do napędu wózka zastosowano gumy. Takie rozwiązania spełniały założenia projektowe. Projektu katapulty znajdują się obecnie na etapie wstępnym. Poniżej widok modelu 3D wygenerowanego w programie Catia V5.



6. System odzysku

Założenia do projektowania systemu odzysku:

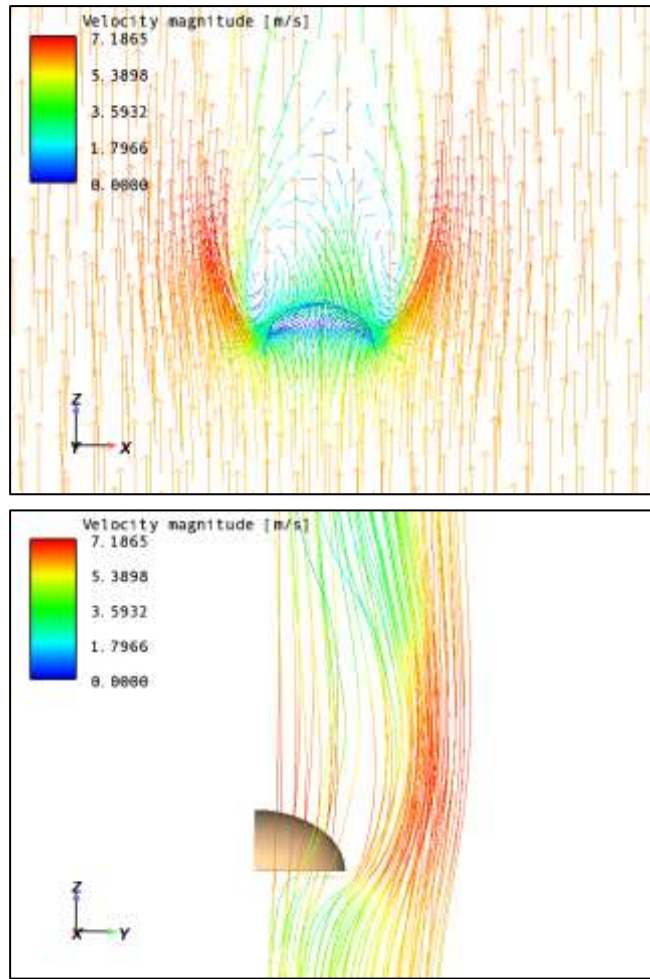
- system jest przeznaczony do normalnego lądowania BSL
- wszystkie elementy systemu będą używane wielokrotnie
- BSL nie będzie wykonywać zadań nad wodą
- BSL nie będzie latać w deszczu
- minimalna masa do lotu BSLa: 5 [kg]
- maksymalna masa do lotu: 9 [kg]
- zakres opadania na spadochronie 4,47 m/s (min TOW) – 6 m/s (MTOW)
- maksymalna prędkość otwarcia spadochronu: 22 m/s
- typowa prędkość przed lądowaniem: 11 m/s

1. Wyznaczanie kształtu czaszy spadochronu

Kształt czaszy spadochronu rozrysowano w programie Catia. Przy modelowaniu wykorzystano dwa parametry: k – stosunek wysokości czaszy do jej promienia, r – stosunek promienia otworu do promienia czaszy pomnożony przez 100.

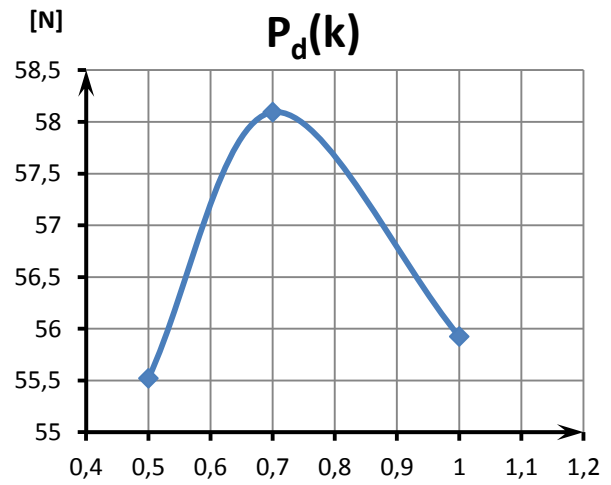
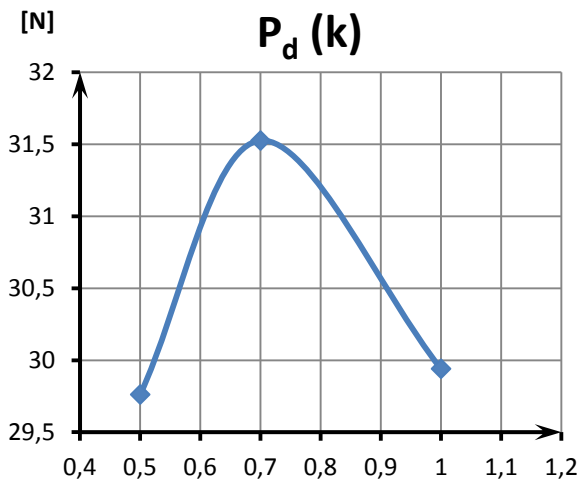
Przygotowano trzy modele o parametrach: $k_1 = 1$, $k_2 = 0.7$, $k_3 = 0.5$ i $r = 0$. Otrzymane modele poddano symulacji CFD w programie Flowizard przy standardowych parametrach ośrodka (wg ISA) dla dwóch prędkości przepływu: $V_{p1} = 6$ i $V_{p2} = 4.47$ [m/s] które odpowiadają granicom zakresu projektowych prędkości opadania.

Przykładowe wizualizacje z symulacji czaszy $k = 0.7$, $r = 0$



Wyniki zaprezentowano na poniższych wykresach:

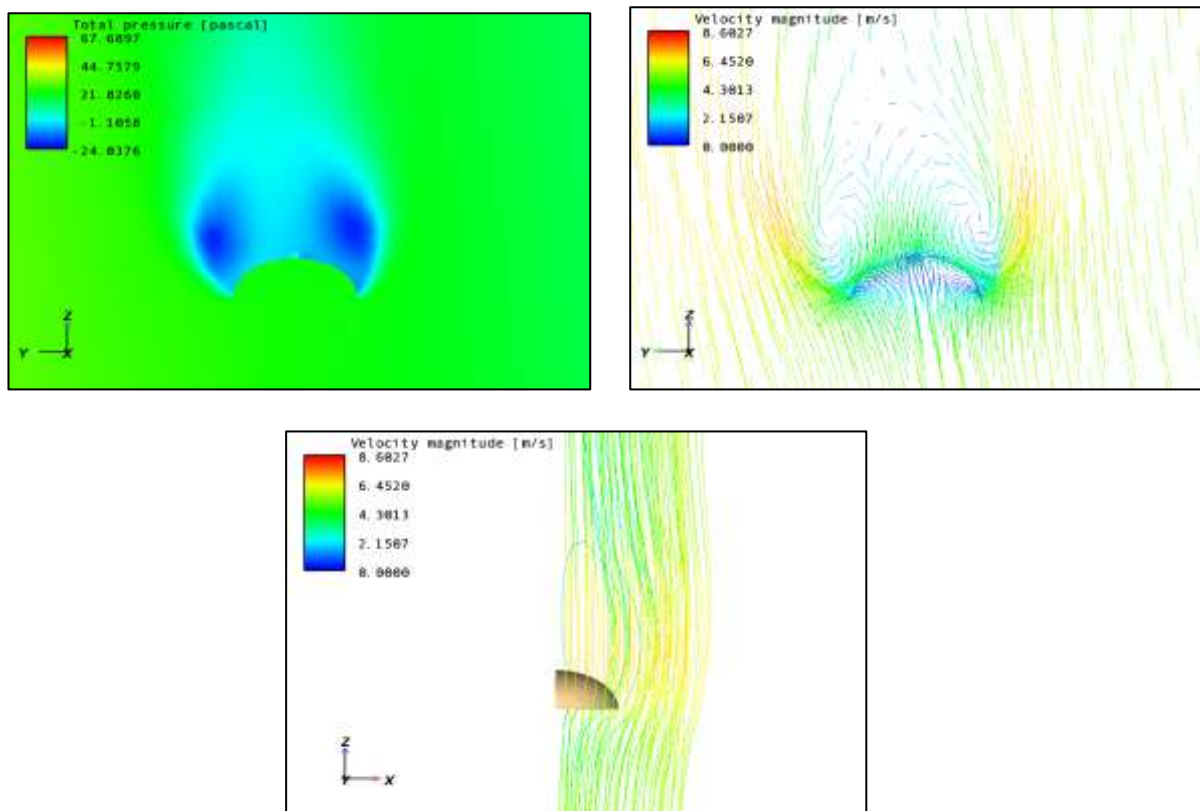
Poniżej zaprezentowano zależność wartości siły oporu (P_d) od parametru k wyliczone podczas symulacji:



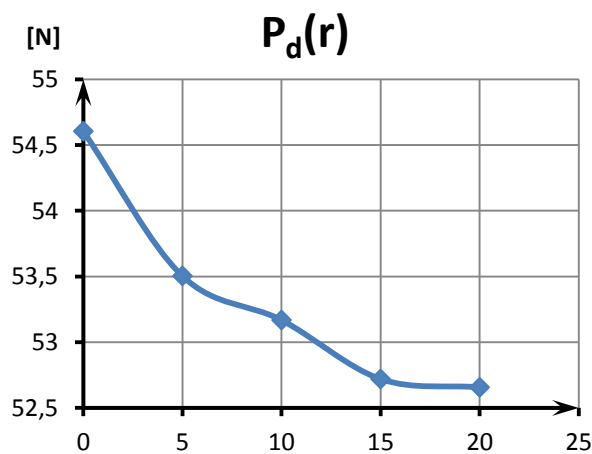
Wykres 1 Wartości siły oporu dla prędkości $V_p=4.47$ [m/s] Wykres 2 Wartości siły oporu dla prędkości $V_p=6$ [m/s]

Na podstawie wyników do kolejnych symulacji wykorzystano modele o współczynniku $k = 0.7$. Przygotowano pięć kolejnych modeli o parametrach: $k = 0,7$ i $r_1 = 0, r_2 = 5, r_3 = 10, r_4 = 15, r_5 = 20$. Modele poddano symulacji CFD w programie Flowizard przy standardowych parametrach ośrodka (wg ISA) dla prędkości przepływu: $V_p = 6$ [m/s] o wektorze odchylnym o -8° od osi symetrii czaszy (współrzędne wektora: $[1,0,3]$).

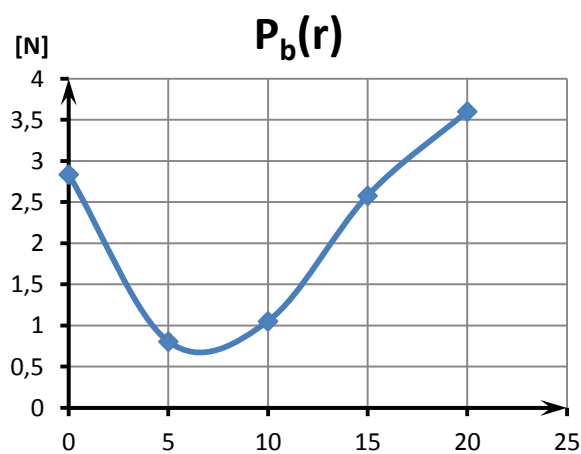
Przykładowe wizualizacje z symulacji dla czaszy o parametrach $k = 0.7, r = 5$



Poniżej zaprezentowano zależność wartości składowej pionowej (P_d) oraz wartości składowej poziomej oporu od parametru k wyliczone podczas symulacji:



Wykres 3 Wartości składowej pionowej dla $V_p=6$ [m/s]



Wykres 4 Wartości składowej poziomej dla $V_p=6$ [m/s]

Wybrano dwa modele o potencjalnie największej stabilności opadania na podstawie najmniejszych wartości składowych poziomych. Następnie wykonano modele o parametrach: $k_1 = 0.7$, $r_1 = 5$, $k_2 = 0.7$, $r_2 = 5$ i średnicy czaszy 0.4 [m]. Wykonano testy podczas których zweryfikowano wyniki symulacji. Podczas testów modele obciążono tak aby obciążenie wynosiło 1,38[kg/m²] (metodę wyznaczenia zalecanego obciążenia zaprezentowano poniżej).

2. Wyznaczanie powierzchni i obciążenia powierzchni czaszy

Do wyznaczenia zalecanego obciążenia wykorzystano metodę zaprezentowaną w dokumencie: Recovery System Qualification – Manley C. Butler, Roberto Montanez. Dla zaprezentowanych poprzednio założeń wyliczono obciążenie powierzchni. Dane i wyniki zamieszczono w poniższej tabeli:

Zakres wagi	5-9	[kg]
Zakres opadania	4,7 - 6,33	[m/s]
Wyznaczony zakres obciążenia	1,38 - 2,5	[kg/m ²]

Do systemu ratunkowego przyjęto średnicę czaszy spadochronu D = 2,2 [m], dla której powyższe parametry przyjmują następujące wartości:

Powierzchnia czaszy	3,80	[m ²]
Zakres wagi	5 - 9	[kg]
Zakres obciążenia powierzchni	1,32 - 2,37	[kg/m ²]
Zakres prędkości opadania	4,588 - 6,155	[m/s]
Wyliczony współczynnik oporu	1,35	[-]

3. Wyznaczenie wagi systemu odzysku

Do wyznaczenia wagi systemu wykorzystam parametr $C_{eff} = 0,02$ [lb/ft²] = 0,097649 [kg/m²] z dokumentu: Recovery System Qualification – Manley C. Butler, Roberto Montanez, określający wagę 1m² powierzchni gotowej czaszy. Przewidywana waga czaszy wynosi zatem:

$$S * C_{eff} = 3,8 \text{ [m}^2\text{]} * 0,097649 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 0,371 \text{ [kg]}$$

Do obliczonej wagi należy dodać wagę linek oraz ew. pokrowiec spowolniający otworzenie.

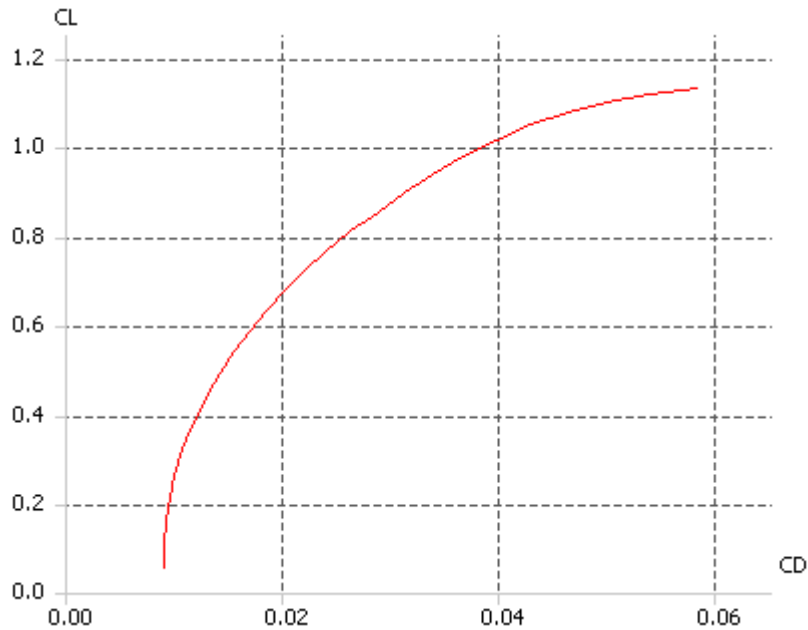
4. Wyznaczenie maksymalnych sił podczas otwarcia spadochronu

Maksymalna wartość sił podczas otwarcia spadochronu została wyznaczona wg. metody Pflanzaprezentowanej w książce Knacke T. W. Parachute Recovery Systems Design Manual. Korzystając z następujących danych:(wartości współczynników zostały odczytane: C_x z tabeli 5-1; X_1 z grafu 5-51). Wyliczona maksymalna wartość sił podczas otwarcia spadochronu wynosi: 97,3 [N]

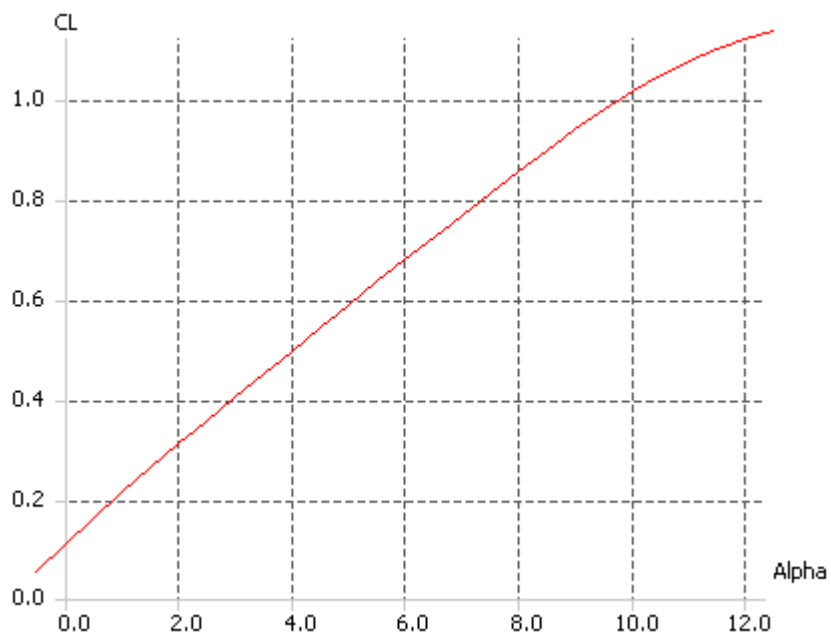
7. Projekt wstępny płatowca

1. Obliczenia charakterystyk aerodynamicznych

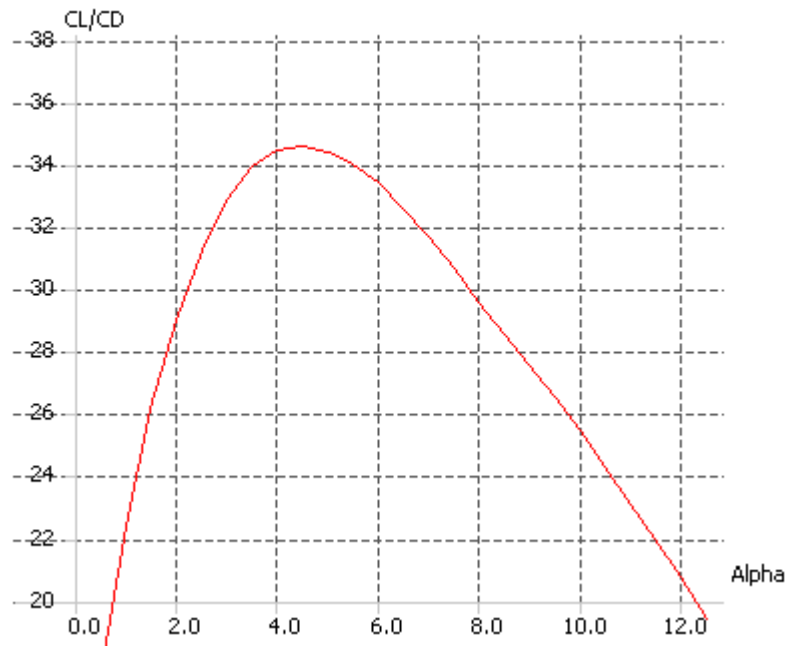
Do obliczeń posłużyła geometria płata otrzymana z optymalizacji, nie uwzględniono jednak kadłuba, zatem są to charakterystyki przybliżone. Obliczenia charakterystyk aerodynamicznych zostały wykonane metodą panelową przy użyciu programu XFLR. Wyniki analiz przedstawiono poniżej.



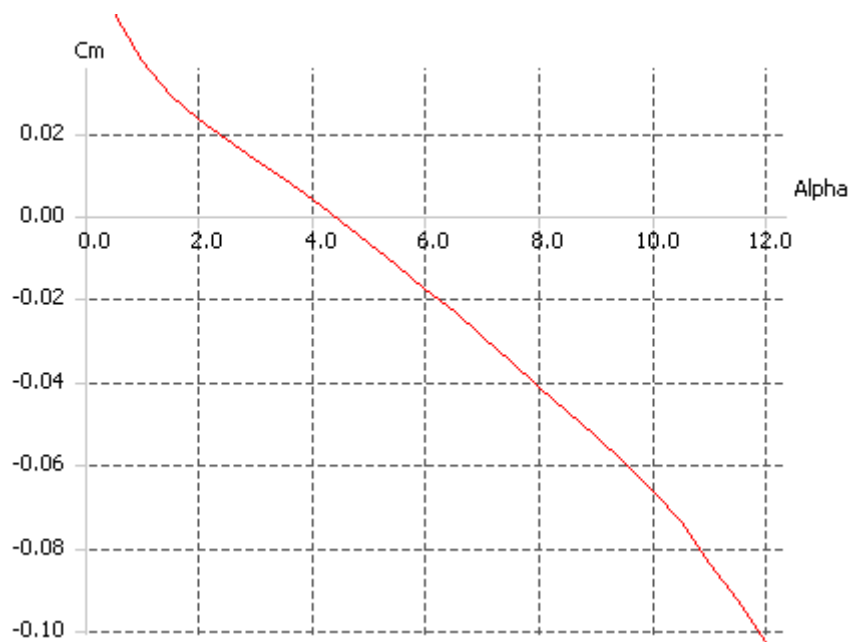
Biegunowa samolotu



Charakterystyka $Cl(\alpha)$



Krzywa doskonałości



Wykres momentu

Z przeprowadzonych analiz wynika, iż uzyskano zadowalające i miarodajne charakterystyki aerodynamiczne, jak również odpowiednią stateczność statyczną.

Przy masie startowej 5,5kg:

- prędkość minimalna: 7.75 m/s
- prędkość optymalna: 10 m/s

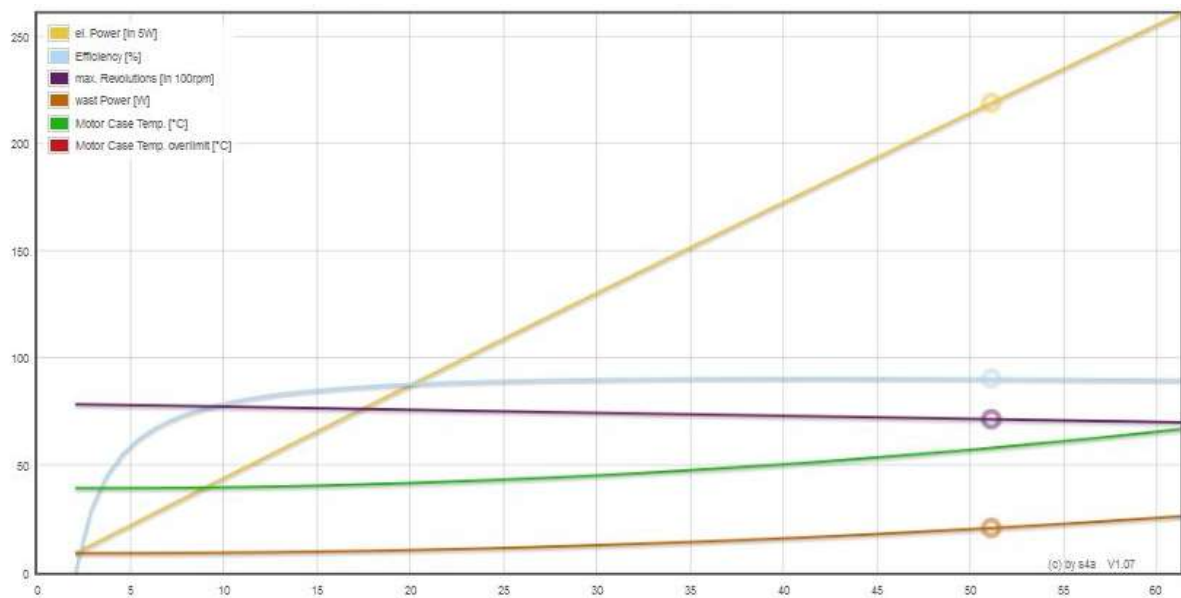
2. Zespół napędowy

Charakterystyka zespołu napędowego

- silnik: Dualsky XM5060EA-8
- śmigło: Graupner
- akumulatory: Dualsky 22,2 V 5000mAh
- regulator: DualskyXC8018BA

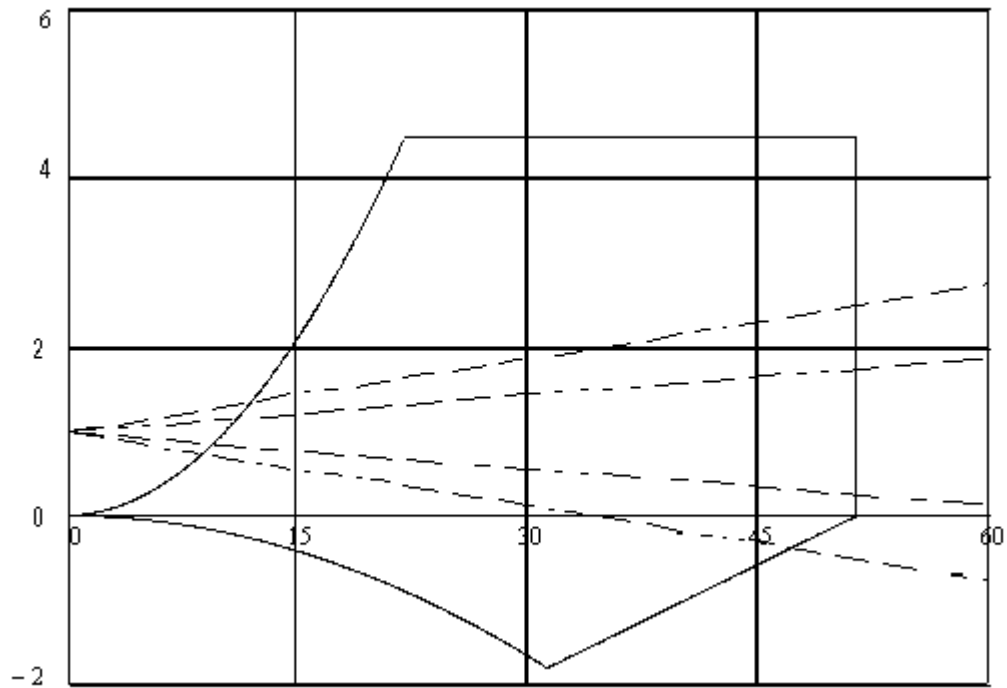
Osiągi zespołu napędowego:

- ciąg statyczny: 5,5 [kg]
- obroty: 7120 [obr/min]
- maks. prąd: 58 A



3. Obciążenia w locie

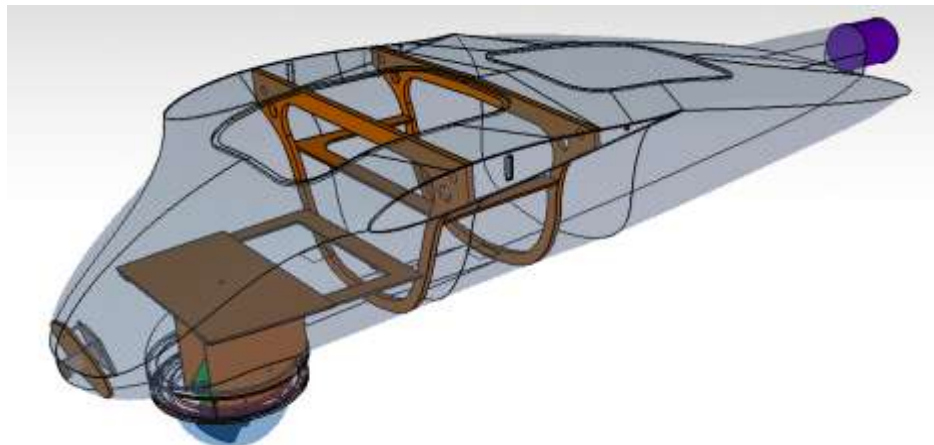
Krzywą obciążeń w locie wykonano wg. przepisów CS-23



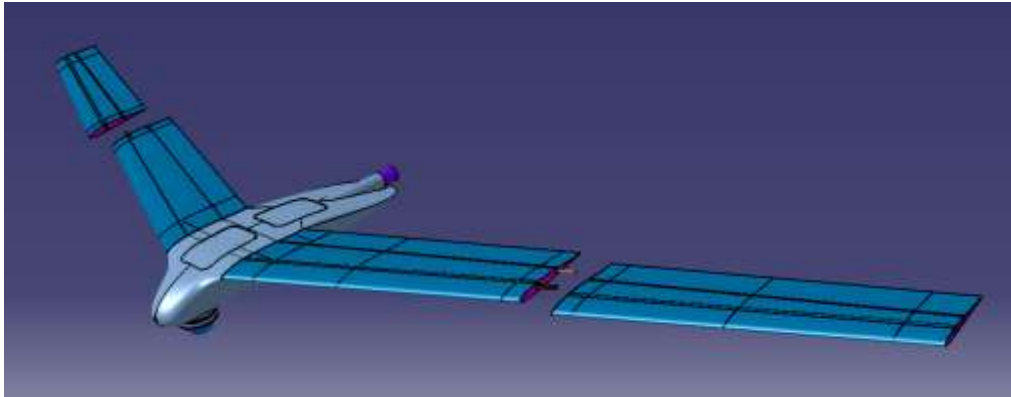
8. Projekt konstrukcyjny płatowca

1. Opis struktury i podział płatowca

Płatowiec jest podzielony na kadłub oraz płatek, składany z czterech części. Kadłub jest konstrukcją skorupową, znajdują się w nim dwie wręgi do których przymocowane są skrzydła. Pokrycie wykonano z przekładki węglowo/szklano-epoksydowej z rdzeniem ulowym, które zapewnia bardzo dużą sztywność i wytrzymałość.



Skrzydła są konstrukcją pół-skorupową. Pokrycie z laminatu szklano-epoksydowego okala rdzeń ze styroduru, który nadaje kształt. W skrzydłach znajdują się dźwigary, z sosny wzmocnionej rowkiem węglowym. Części skrzydeł połączone są za pomocą bagnetów. Płat łączy się z kadłubem w czterech przegubach, natomiast prawa i lewa strona płata połączone są za pomocą bagnetu głównego, który przechodząc swobodnie przez kadłub, przenosi obciążenia, dzięki temu konstrukcja kadłuba nie jest nimi obciążona.

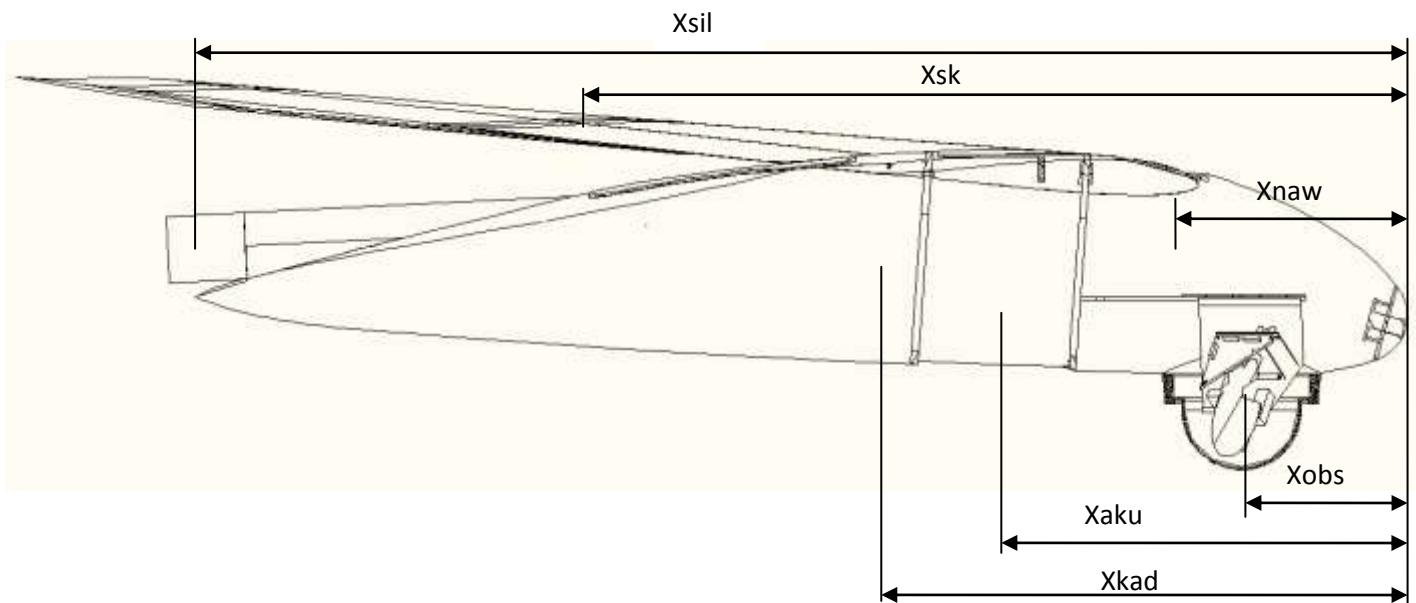


2. Opis zabudowy systemów pokładowych

Praktycznie całe wyposażenie znajduje się w kadłubie, wraz z akumulatorami. Zostało ono zabudowane przy pomocy „pólek”, które są bezpośrednio przytwierdzone do konstrukcji kadłuba, co widać na wizualizacji powyżej w sekcji. Do instalacji wszystkich systemów zostały przewidziane włazy, przedni dla dostępu do systemu obserwacyjnego, nawigacyjnego, a tylni dla systemu odzysku. Akumulatory znajdują się w sekcji środkowej kadłuba, pomiędzy wręgami.

3. Wyważenie

Poniżej przedstawiono rysunek użyty do kalkulacji wyważenia:



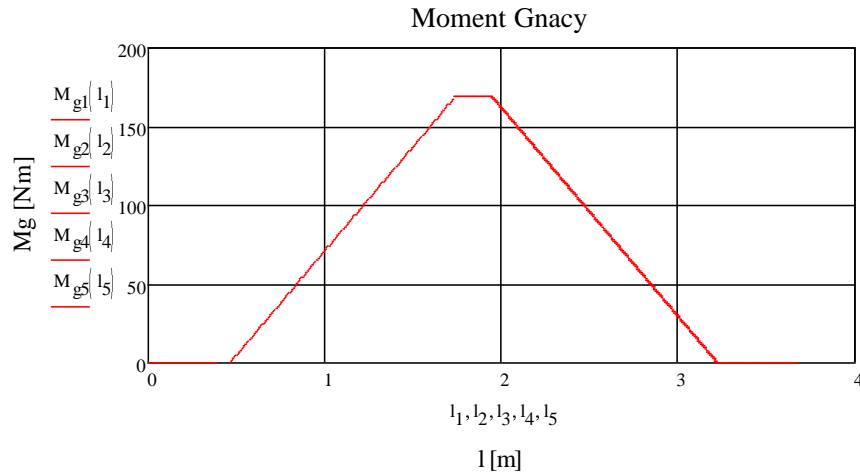
	Nazwa	Odległość [m]	Masa [kg]	Moment
1	System obserwacyjny - X_{obs}	0.12	0.30	0.04
2	System nawigacyjny - X_{naw}	0.20	0.05	0.01
5	Akumulatory - X_{aku}	0.30	2.05	0.62
6	Silnik - X_{sil}	0.92	0.50	0.45
7	Skrzydło - X_{sk}	0.48	1.74	0.84
8	Kadłub - X_{kad}	0.41	0.46	0.19
		Suma	5.09	2.14
	Polozenie CG	0.42		

4. Dokumentacja rysunkowa

5. Obliczenia głównych elementów i węzłów

1. Obliczenia wytrzymałościowe bagnetu głównego

Wykres momentu gnącego generowanego przez obciążenia w locie, działającego na skrzydła i łączący je bagnet



Obliczenia przekroju krytycznego:

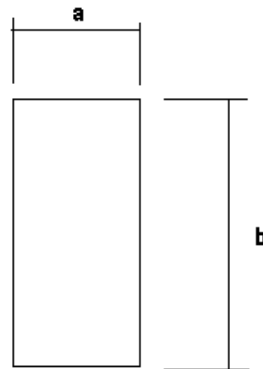
Wariant I

Dane:

$$a := 0.005 \quad [\text{m}]$$

$$b := 0.017 \quad [\text{m}]$$

$$M_{g\max} := 168.85 \quad [\text{Nm}]$$



Moment bezwładności przekroju:

$$I_x := \frac{a \cdot b^3}{12} = 2.047 \times 10^{-9}$$

Maks. promień gięcia:

$$Z_{\max} := \frac{b}{2} = 8.5 \times 10^{-3}$$

wytrzymałość na zginanie sklejki sosnowej:

$$R_m := 87 \cdot 10^6 \quad [\text{N/m}^2]$$

Wyznacznik główny przekroju

$$W_z := \frac{I_x}{Z_{\max}} = 2.408 \times 10^{-7}$$

Obliczenie parametru b przekroju:

$$\sigma := \frac{M_{g\max}}{W_z} = 7.011 \times 10^8 \quad [\text{N/m}^2]$$

$$b := \sqrt{\frac{M_{g\max} \cdot 6}{a \cdot R_m}} = 0.048 \quad [\text{m}]$$

Wariant II

Dane:

$$a := 0.003 \quad [\text{m}]$$

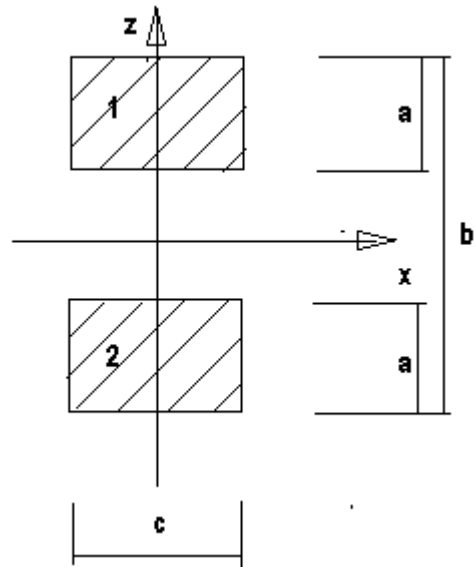
$$b := 0.017 \quad [\text{m}]$$

$$c := 0.005 \quad [\text{m}]$$

$$M_{g\max} := 168.85 \quad [\text{Nm}]$$

Wytrzymałość na zginanie kompozytu z rwc węglowego (dane wg. dealera Havel Comp. włókno STS40-F13-1600TEX firmy TohoTen:

$$R_m := 18 \cdot 10^8 \quad [\text{N/m}^2]$$



Moment bezwładności przekroju:

$$Z_{SC} := 0 \quad Z_{SC1} := \frac{b-a}{2} = 7 \times 10^{-3} \quad Z_{SC2} := \frac{a-b}{2} = -7 \times 10^{-3}$$

$$I_x := \left(\frac{c \cdot a^3}{12} \right) + \left[(a \cdot c) \cdot (Z_{SC1} - Z_{SC})^2 \right] + \left[\left(\frac{c \cdot a^3}{12} \right) + \left[(a \cdot c) \cdot (Z_{SC2} - Z_{SC})^2 \right] \right] = 1.493 \times 10^{-9}$$

Maks. promień gięcia:

$$Z_{\max} := \frac{b}{2} = 8.5 \times 10^{-3}$$

Wyznacznik główny przekroju

$$W_z := \frac{I_x}{Z_{\max}} = 1.756 \times 10^{-7}$$

Naprężenia w przekroju:

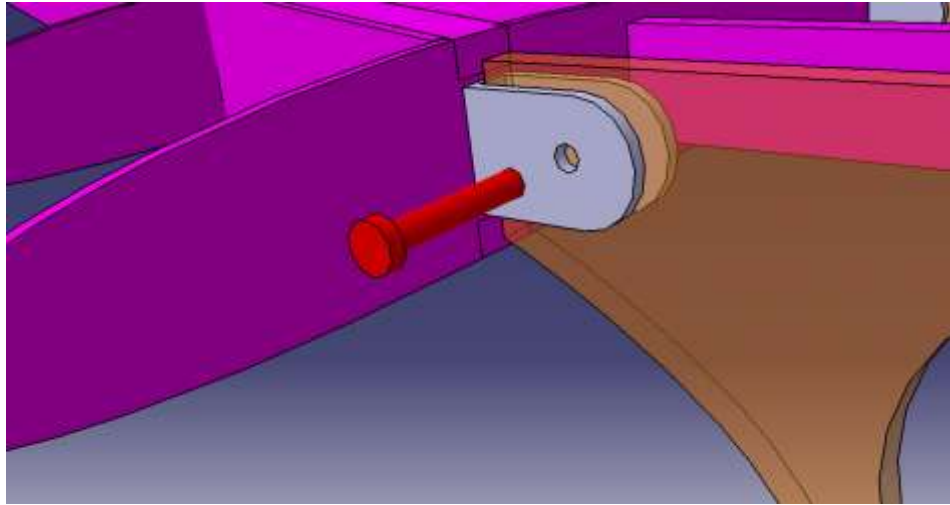
$$\sigma := \frac{M_{g\max}}{W_z} = 9.616 \times 10^8 \quad [\text{N/m}^2]$$

Obliczenie zapasu wytrzymałości:

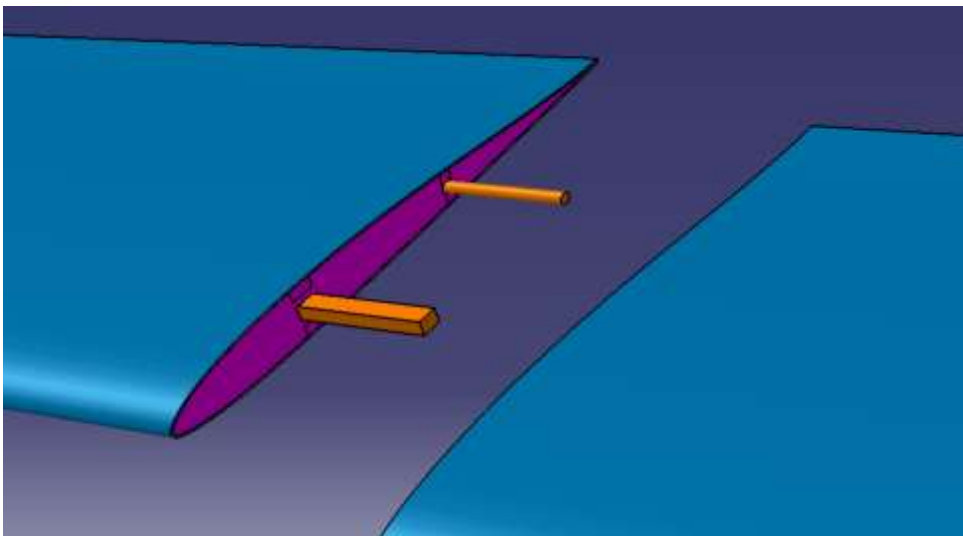
$$MS := -1 + \frac{R_m}{\sigma} = 0.872$$

2. Rozwiązania konstrukcyjne, krytycznych elementów

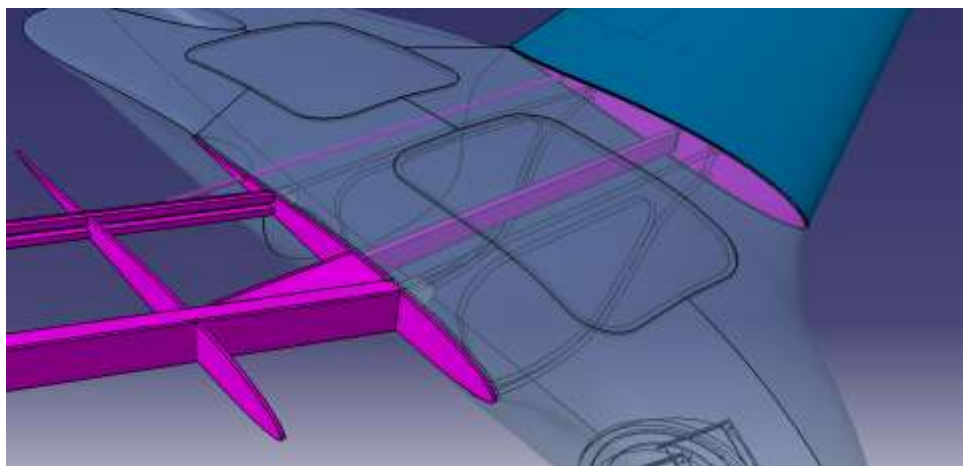
Połączenie skrzydeł i kadłuba za pomocą przegubów.



Połączenie skrzydeł



Połączenie i lokalizacja bagnetu głównego



9. Opis budowy

1. Skrzydła

Pierwszym etapem budowy skrzydeł było wycięcie rdzeni ze styroduru na ploterze termicznym. Następnie tak wycięte rdzenie pocięto w miejscach żeber i je wklejono. Po wklejeniu żeber, wklejono pasy dźwigara w postaci listewek sosnowych i wzmocniono rowingiem węglowym. Kolejną fazą budowy było wklejenie półek montażowych, szuflad pod bagnety łączące połówki skrzydeł oraz przewodów do serw. W ten sposób przygotowane rdzenie pokryto płótnem szklanym przesączonym żywicą i zamknęliśmy w worku próżniowym. Po wyjęciu z worka próżniowego odcięto klapy oraz lotki. Klapy oraz lotki zostały zamontowane w skrzydłach za pomocą silikonu, co pozwoliło uzyskać elastyczne i bez szczelinowe połączenie. Mając już powierzchnie sterowe przystąpiono do montowania serw, dźwigienek oraz popychaczy. Bagnety łączące końcówki skrzydeł wykonano ze sklejki. Główny bagnet wykonano z dwóch ścianek włókna węglowego pomiędzy które wklejono przekładkę sklejkową, natomiast pasami bagnetu jest rowing węglowy. W ostatniej fazie budowy skrzydeł do żeber przylegających do kadłuba wklejono aluminiowe okucia na których montowany jest kadłub.

2. Kadłub

Kadłub wykonany jest z kompozytu węglowo szklanego z wypełnieniem aramidowym. W pierwszej fazie na frezarce CNC wykonano dwie formy – górną formę oraz dolną formę z materiału PROLAB. Po przygotowaniu powierzchni form (przyklejenie wosku kalibrowanego nadającego kształt „włazom”, nacieranie wypełniaczem porów oraz woskiem (rozdzielaczem)) przystąpiono do laminowania. Na pierwszą warstwę (najbardziej zewnętrzną) zastosowano tkanina szklana. Na tkaninę szklaną nałożono tkaninę węglową i przesycono. Na tkaninę węglową na żywicy zagęszczonej aerosilem osadzono wypełnienie aramidowe a następnie całość zamknięto przesyconą tkaniną szklaną. Całość zamknięto w worku próżniowym i pozostawiono do pełnego utwardzenia. Po wyjęciu z form obu części kadłuba przystąpiono do obróbki krawędzi łączących obie połowy. Następnie połówki kadłuba przy pomocy zagęszczonej żywicy aerosilem sklejono w formach w jedną całość. W ten sposób uzyskaną skorupę kadłuba przystosowano do montażu awioniki: wklejono wręgę silnikową, głowicę do kamery oraz półki mocujące-akumulatory, wideoserwer, autopilota oraz odbiornik.