

Projekt samolotu bezzałogowego – materiały pomocnicze do przedmiotu Samoloty Bezzałogowe – opracował Z.Goraj (20.02.2024)

**Terminy oddania projektów: (1) 12.03; (2) 26.03; (3) 16.04; (4) 07.05; (5)
21.05; (6) 4.06**

(0) Uwagi organizacyjne do projektu zespołowego „Samoloty Bezzałogowe”

1. Numer grupy projektowej jest tożsamy z numerem zespołu i misji zdefiniowanej w dokumencie: Samoloty bezzałogowe - Projekty do wyboru;
2. Typowa grupa projektowa składa się z czterech studentów. W przypadku wyboru misji nietypowej, o znacznym obciążeniu czasowym grupy projektowej, liczebność grupy może zostać zwiększona do pięciu studentów w uzgodnieniu z prowadzącym. Przykładem takiego projektu o zwiększonym obciążeniu może być temat: "High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial System (UAS) for Missile Defense with Directed Energy (DE) Laser Weapon", opisany w załączniku nr_1 do niniejszego dokumentu pt: AIAA Graduate Student Design Competition;
3. Każda grupa projektowa powinna przedstawić tzw. „opracowanie harmonogramu projektu oraz podziału odpowiedzialności”. W tym dokumencie powinno być opisane, kto wykonuje który projekt, kto powinien go sprawdzać, kto koordynuje prace całego zespołu i kto referuje prowadzącemu zajęcia wyniki pracy. Powinna być też opisana procedura „ratunkowa” – czyli jak zespół postępuje w przypadku zdarzeń losowych (np. choroby jednego z członków zespołu) i w jaki sposób zabezpiecza się przez niezręcznością jednego z członków zespołu. Powinny być też opisane wzajemne kontakty (telefony lub adresy e_mailowe). Wszystkie te elementy te powinny być zawarte w projekcie nr 1 i ich ocena wpłynie na ocenę projektu nr 1;
4. Wszystkie oficjalne dokumenty, w tym ocenione wcześniej projekty powinny być umieszczone w teczce kartonowej (unikając plastikowej bo to utrudnia dokonywanie wpisów na okładce teczki przez prowadzącego zajęcia). Na zewnętrznej okładce teczki należy nakleić stronę tytułową nr_1, zaś każdy z projektów powinien zaczynać się od strony tytułowej nr_2 (wzorce w załączniku nr_2 do niniejszego dokumentu);
5. Ocena z projektu jest średnią ocen wszystkich sześciu projektów częściowych i do jej uzyskania wymagane jest zaliczenie wszystkich sześciu projektów częściowych. Opóźnienie w oddaniu i zaliczeniu projektu o jeden tydzień w stosunku do zapowiedzianego w harmonogramie dnia zaliczenia może skutkować obniżeniem oceny o jeden punkt. Opóźnienie o więcej niż 3 tygodnie w praktyce uniemożliwia zaliczenie projektu.

(1) Dobór sensorów, anten, systemu nawigacji, data link, częstotliwości

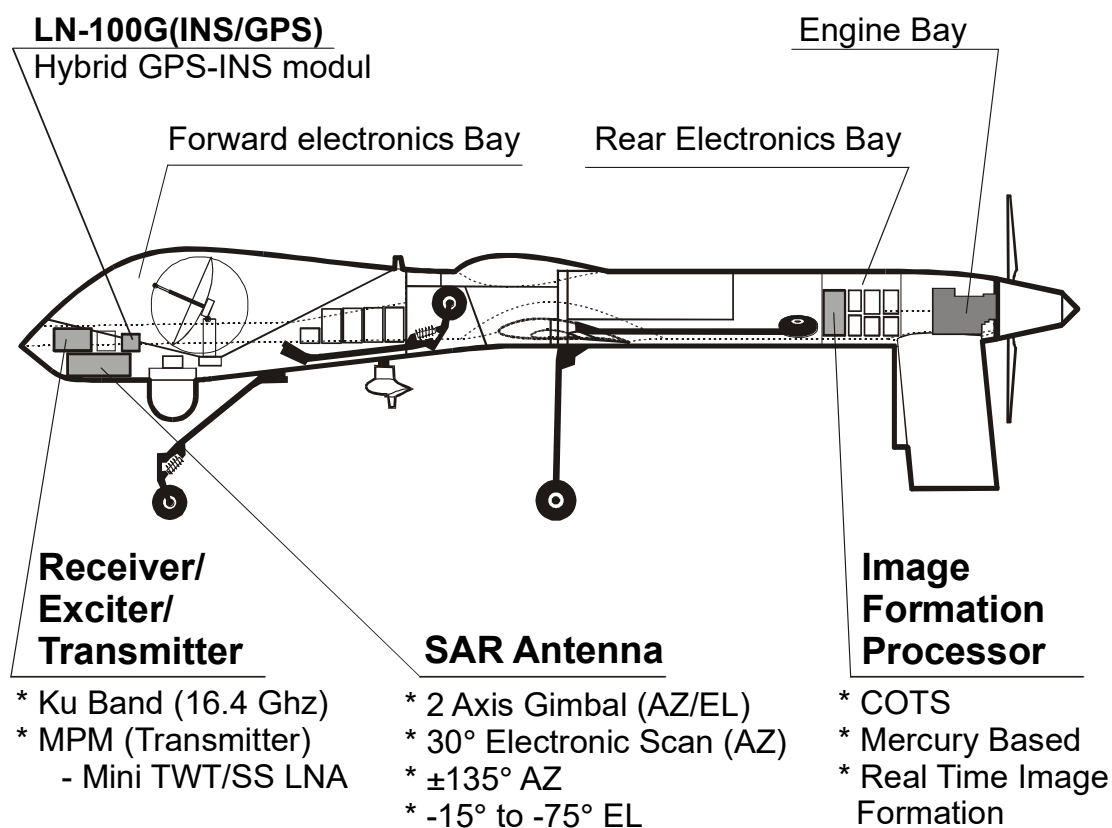
Wybór kamery, data link, anteny itp.

Opis podstawowych parametrów: masy, wymiary, rozdzielczość, zasięg, pobór mocy

Źródła: Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets (Biblioteka MEiL), str.681-745;

Internet

Przykład:



Contemporary MALE UAV – a typical SAR mission presented

(2) Wyznaczenie głównych parametrów geometrycznych i masowych samolotu

Szkic samolotu: perspektywa + 3 rzuty konfiguracji wyjściowej

Wyznaczenie najważniejszych parametrów:

Powierzchnia odniesienia

Powierzchnia omywana

Rozpiętość płata głównego

Wydłużenie geometryczne

Wydłużenie omywane

SCA

Zbieżność płata

Grubość profilu t/c

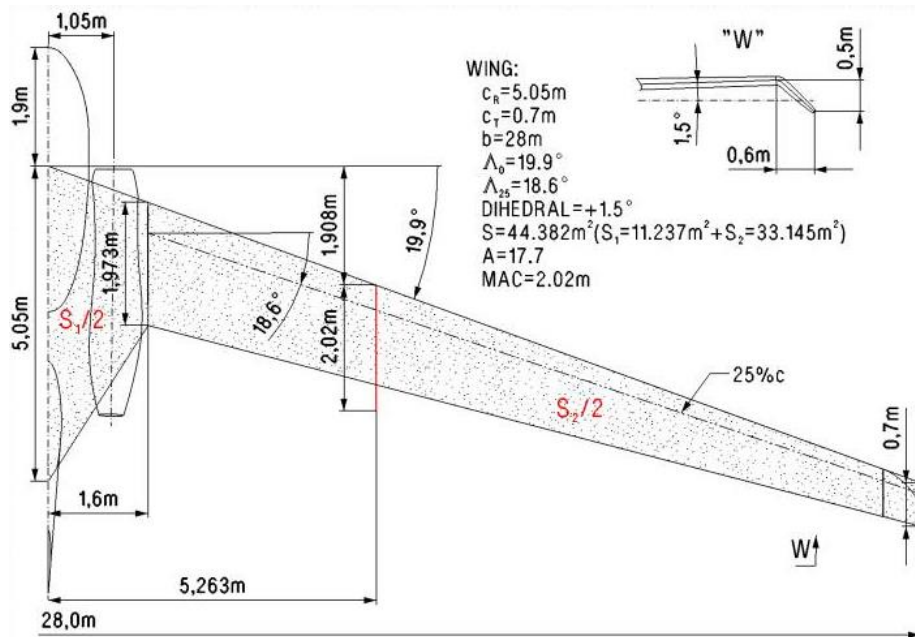
Długość kadłuba

Wybór silnika (typ, moc lub ciąg, producent, seria,)

Ciąg lub moc zespołu napędowego

Obciążenie powierzchni -W/S

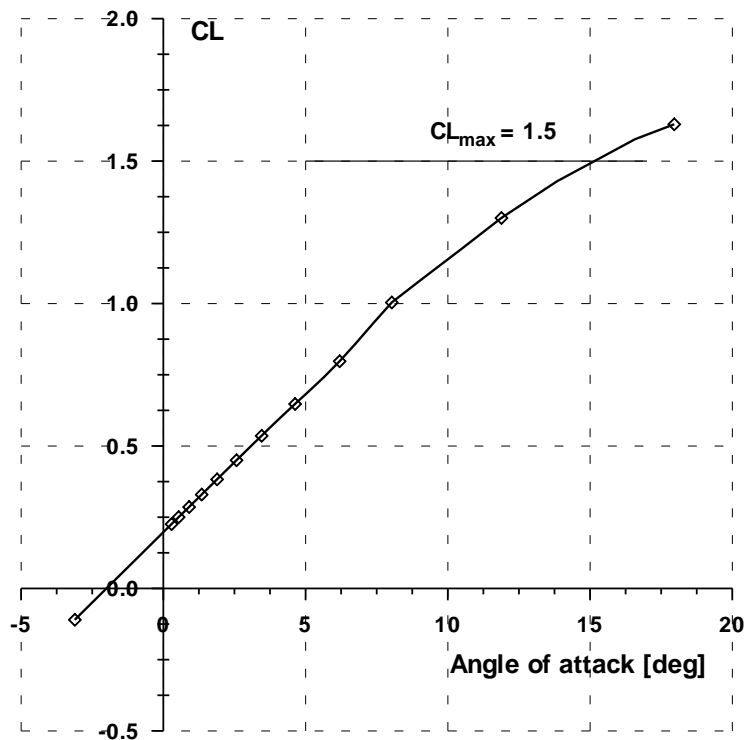
Obciążenie ciągu T/W lub mocy W/HP



Przykład wymiarowania geometrii płata i kadłuba

(3) Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych

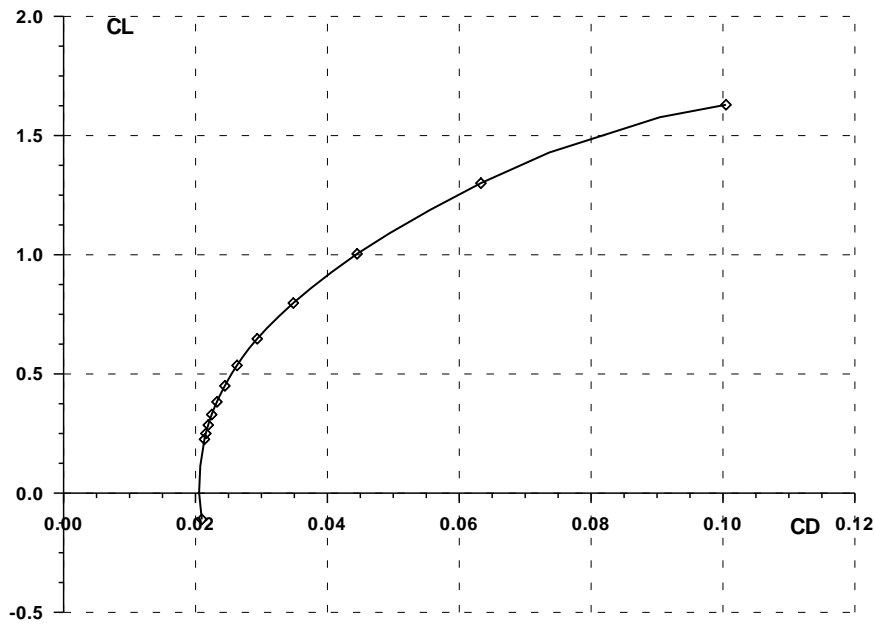
$$C_L=f(\alpha)$$



$C_{L_{max}}$ clean

$C_{L_{max}}$ with flaps for takeoff and landing

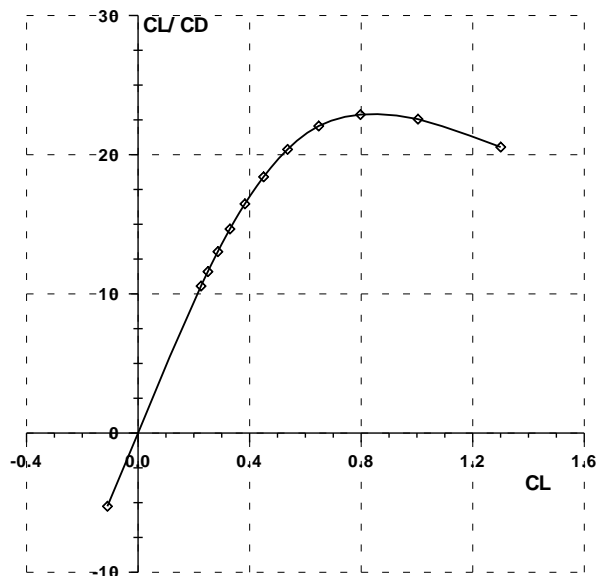
$$C_D=f(C_L)$$



CD₀ breakdown

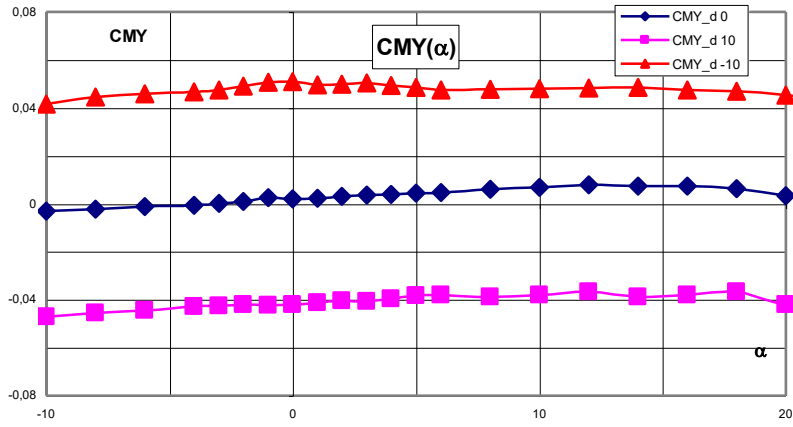
Parasite drag	C _D	S _i (reference area)	C _{Di} * S _i / S
Wing	0,0065	10,22	0,0065
Fuselage	0,08	1.35	0,010568
2 beams	0,06	0.2	0,001174
Empenage	0,006	2,1	0,001233
Total parasite drag	0,01948	10,22	0,01948

CL/CD=f(CL)

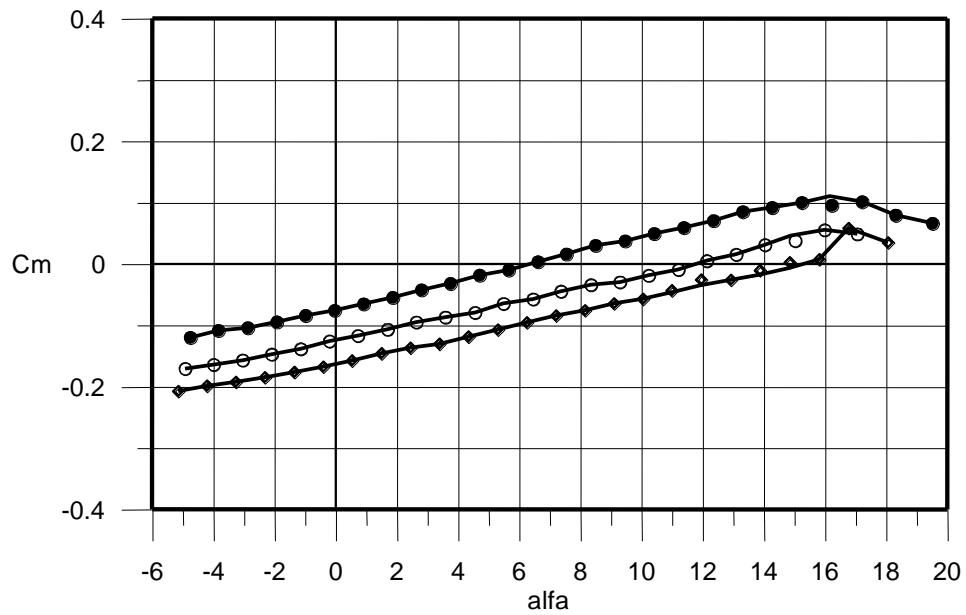


Współczynnik momentu pochylającego, najlepiej w **rozbiciu na płat z kadłubem (C_{mbh} i (oddzielnie) usterzenie C_{mh}** w postaci dwóch współczynników: . C_{mh0} (alfa=delta_h=0) oraz

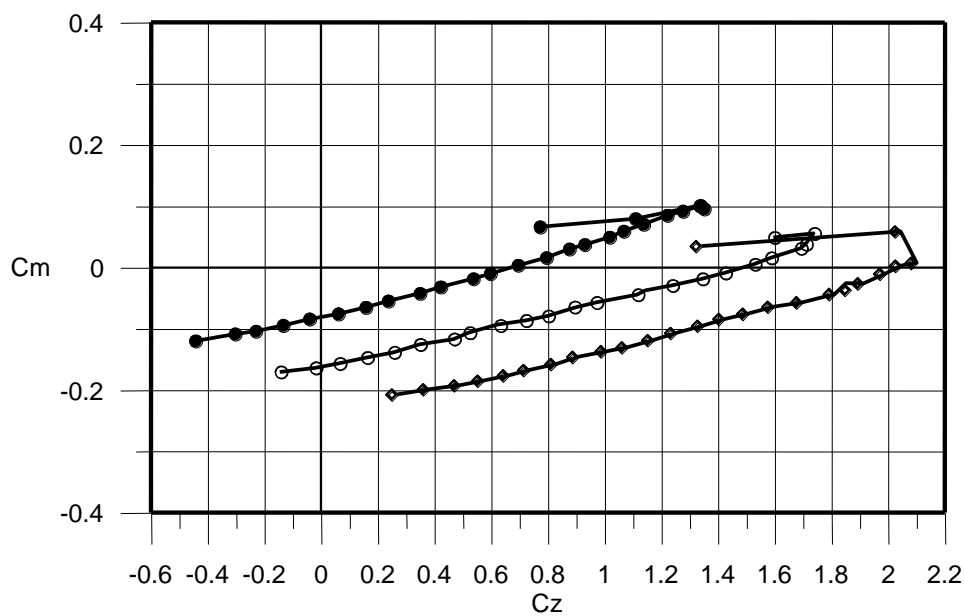
$$a_1 = \frac{\partial C_{ZH}}{\partial \alpha} \text{ oraz } a_2 = \frac{\partial C_{ZH}}{\partial \delta_H} \text{ (przy założeniu że są stałe, niezależne od } \alpha, \delta_H, Ma \text{).}$$



Pitching moment coefficient (tailplane is not included) computed about a quarter point of MAC versus angle of attack for clean configuration ($d=0$), flap-tabs deflected down ($d=10$) and flap-tabs deflected up ($d=-10$); $Ma=0.5$, $Re=28 \text{ mln}$



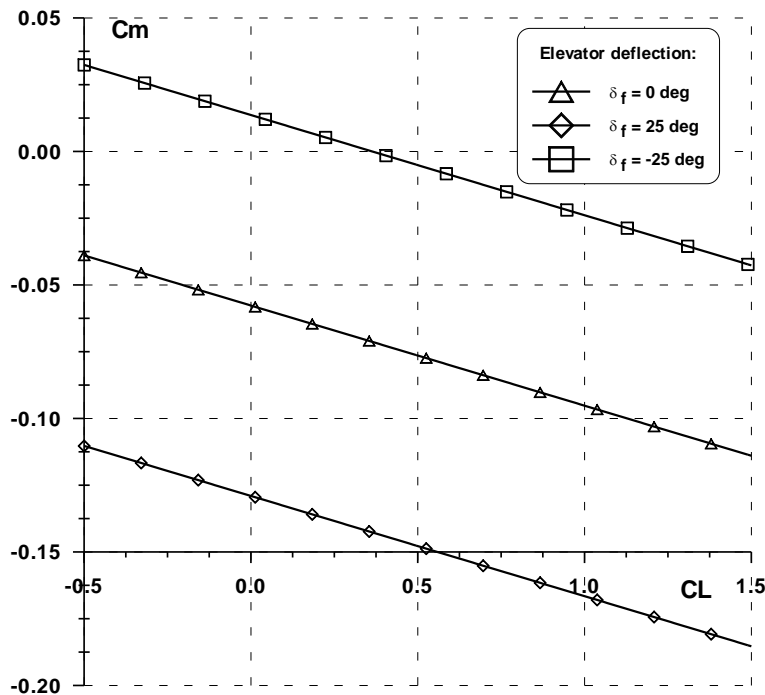
MODEL SAMOLOTU FAMILY-JET							
Run	β	δ_F	δ_e	δ_r	δ_{al}	δ_{ar}	v [m/s]
●—● 772	0°	0°	0°	0°	0°	0°	40 bu
○—○ 773	0°	20°	0°	0°	0°	0°	40 bu
◇—◇ 774	0°	60°	0°	0°	0°	0°	40 bu



Przykładowe charakterystyki $C_{mbh} = f(\alpha)$ i $C_m = f(C_z)$ dla różnych kątów wychylenia klap (bez usterzenia)

W pewnych sytuacjach celowe jest przedstawienie dodatkowo pełnego momentu pochylającego dla 3 typowych wychyleń sterów (lub sterolotek, gdy projektujemy latające skrzydło), np.:

$C_m = f(CL)$ for REFERENCE C.G. - for $\delta_e = 0$, $\delta_e = -25^\circ$, $\delta_e = 25^\circ$



Warto zauważyć, że moment pochylający samolotu można w najprostszej postaci zapisać jako

$$C_{mA} = C_{mbh,A} - \frac{l_H S_H}{c_a S} \left[\alpha \left\{ \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \alpha_{zH} \right\} a_1 + \delta_H a_2 \right],$$

gdzie

$C_{mbh,A}$ - współczynnik momentu pochylającego płata i kadłuba względem $1/4$ SCA;

a_1, a_2 - gradienty współczynników siły nośnej usterzenia względem kąta natarcia i wychylenia steru usterzenia,

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ - gradient kąta odchylenia strug na usterzenia względem kąta natarcia,

α_{zH} - kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem średniej cięciwy aerodynamicznej płata głównego,

$$\kappa_H = \frac{l_H S_H}{c_a S} - \text{cecha objętościowa usterzenia wysokości.}$$

(4) Projekt struktury wewnętrznej + Analiza masowa samolotu

1. Wykonanie projektu dźwigara
2. Wykonanie projektu kadłuba
3. Wykonanie projektu połączenia dźwigara z kadłubem
4. Przykładowe obliczenie np. dźwigara (na zginanie)

$$\sigma = \frac{M_g}{W}; \text{ gdzie } W = \frac{I_y}{z_{\max}}$$

przy czym:

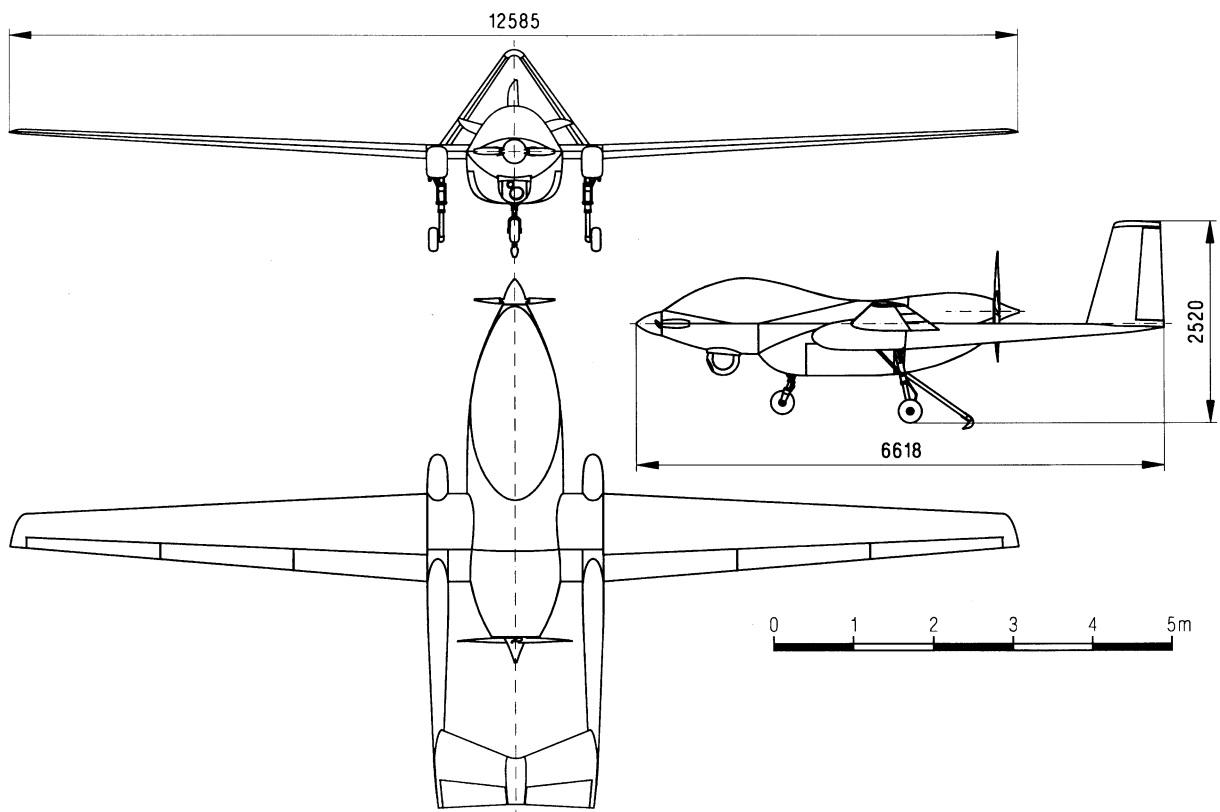
M_g – moment gnący, zmienny wzdłuż rozpiętości dźwigara [N * m];

W - wskaźnik wytrzymałości przekroju [m³]

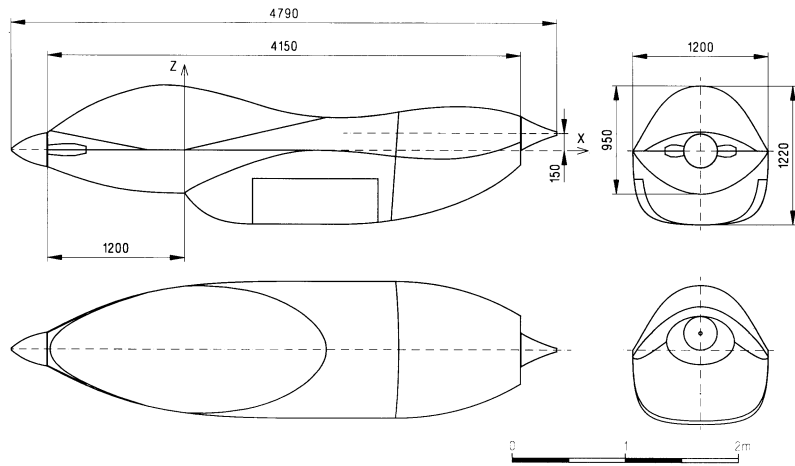
I_y - moment bezwładności przekroju dźwigara [m⁴];

z_{\max} – odległość pasa dźwigara od jego osi y (osi obojętnej) [m].

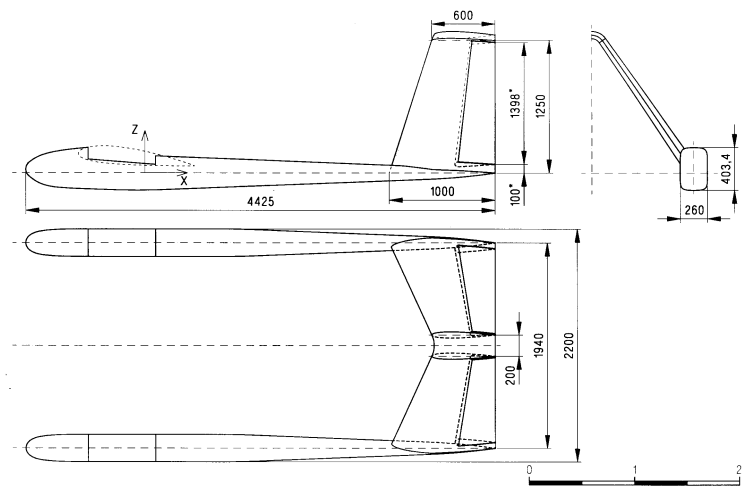
σ - naprężenia dopuszczalne w pasach dźwigara [M Pa].



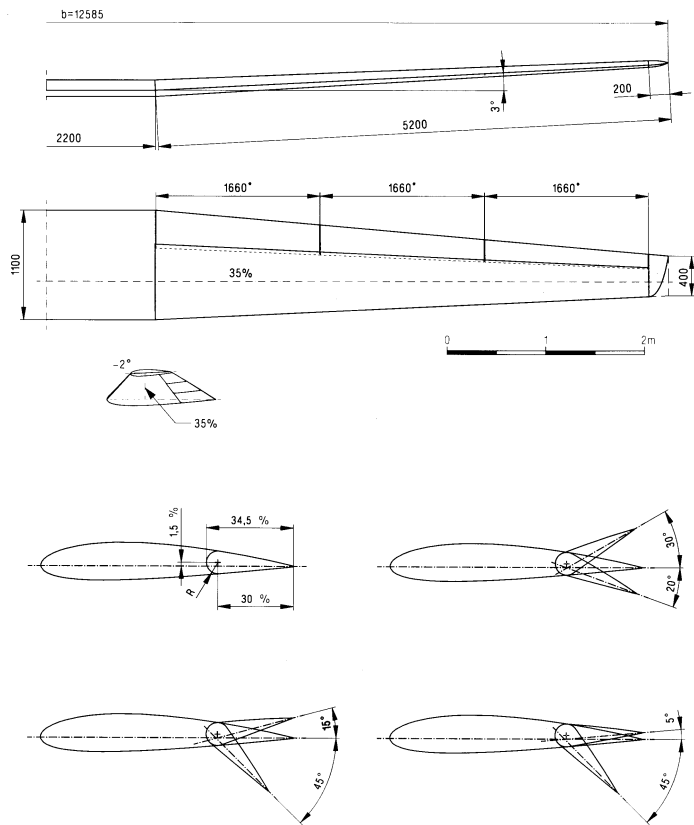
Fuselage dimensions



- Wing planform dimensions
- Horizontal tail planform dimensions
- Vertical tail planform dimensions
- Nacelle dimensions
- Tail-boom dimensions (where applicable)

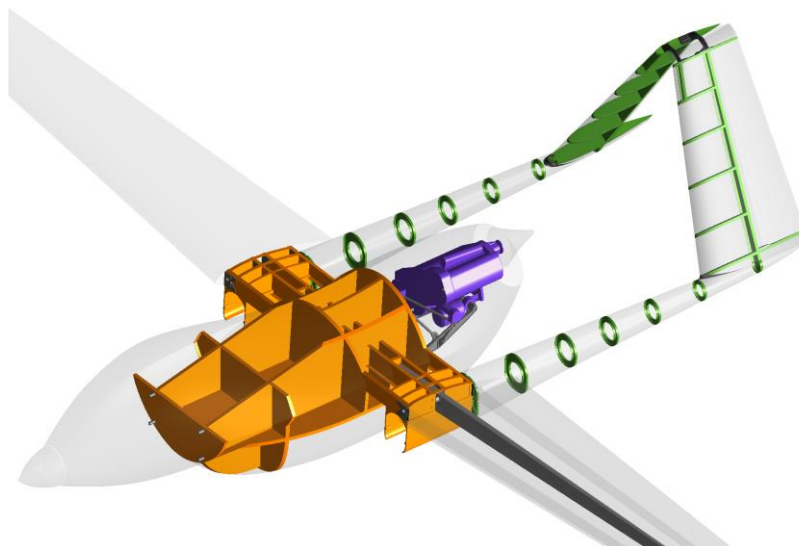


- Wing airfoil definition NACA 2415
- Tail airfoil definition NACA 0012
- Flaps, ailerons, elevator and rudder definition (including angular travel)

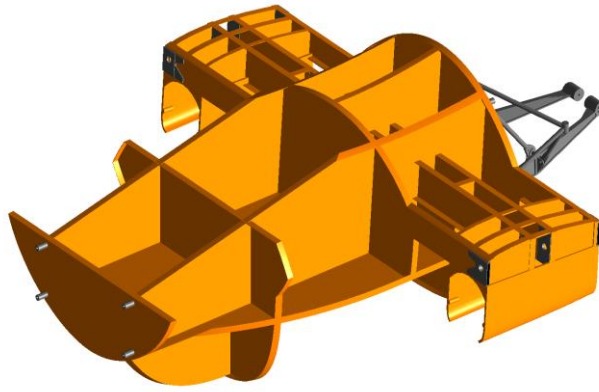


From left to right and from top to bottom: (1) undeflected flap, flaperon and aileron; (2) aileron; (3) flaperon and (4) flap

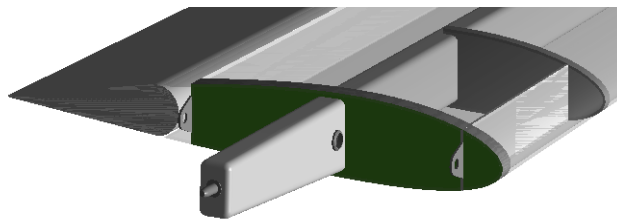
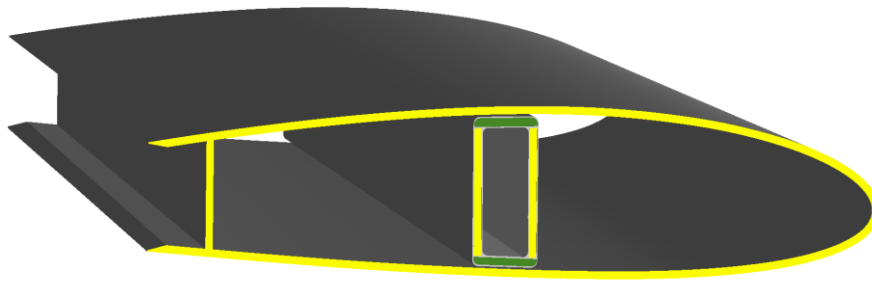
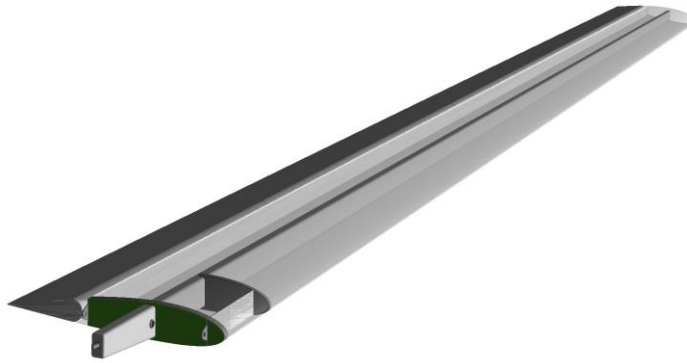
Main structural elements

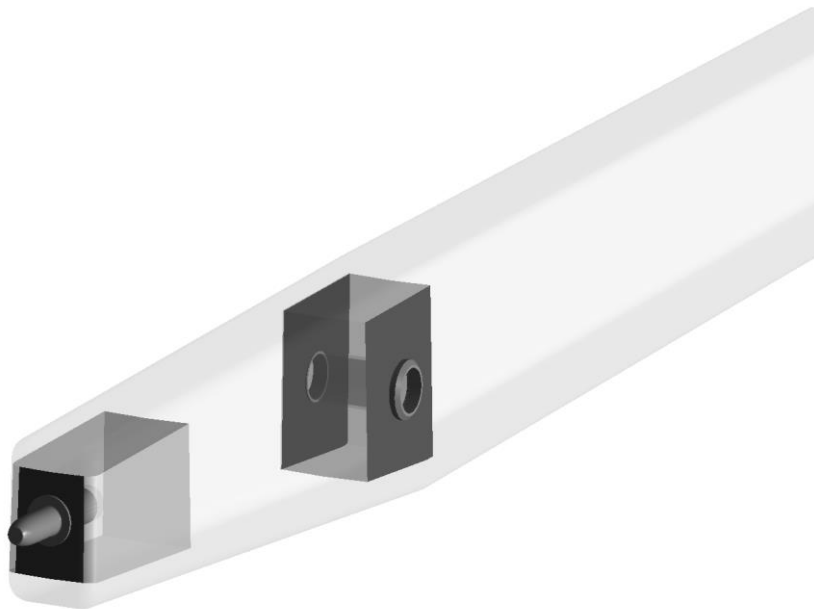
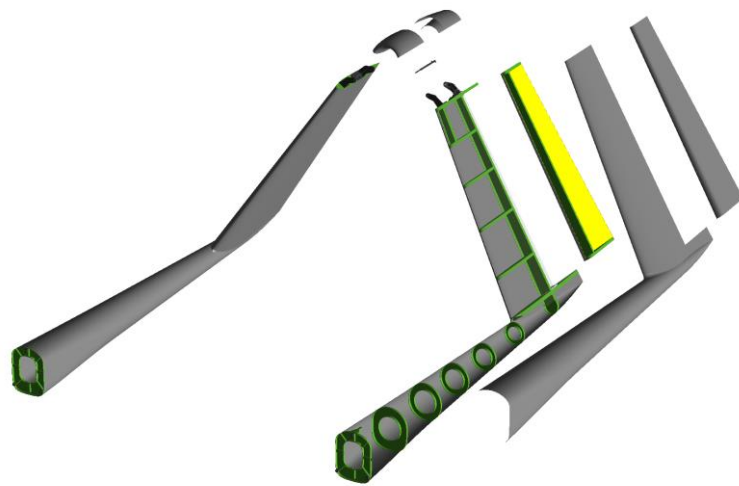


Fuselage main longerons and frames arrangement

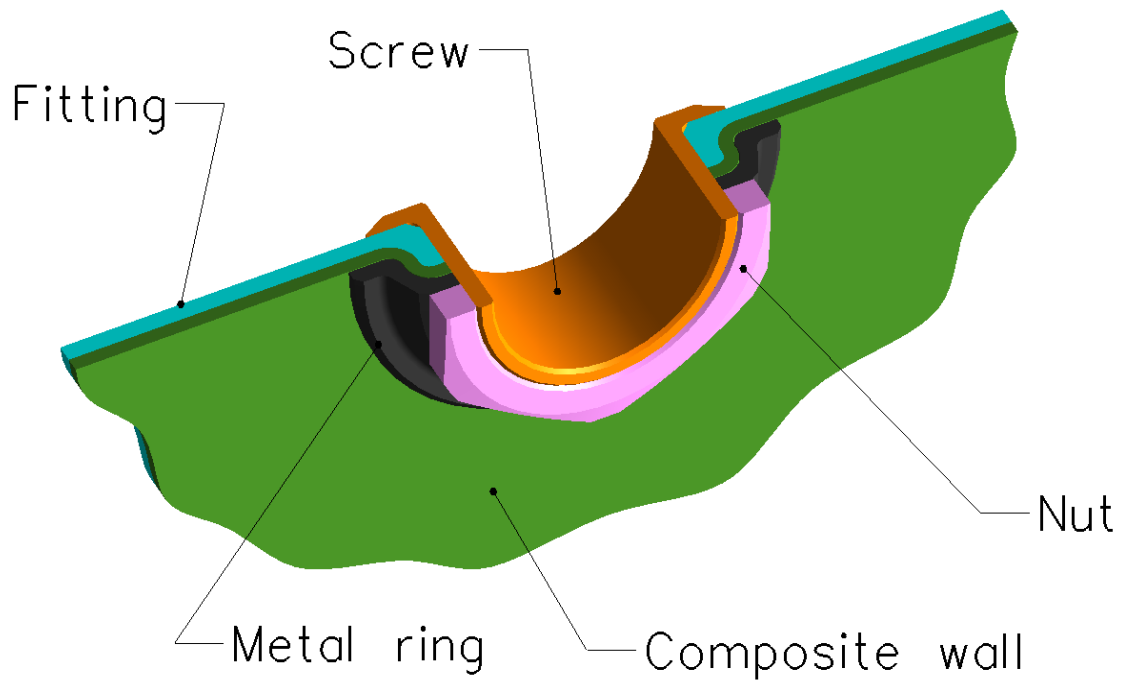


Wing main spars and ribs arrangement



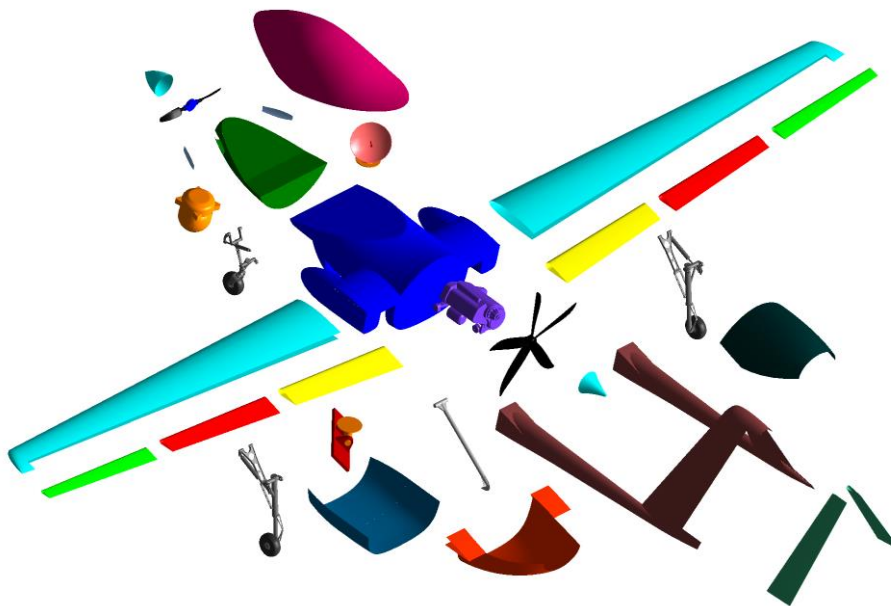


Box spar of the PW-103 wing – this scheme shows how the spar is attached to the fuselage structure



Połączenie ścianki kompozytowego dźwigara z metalowym okuciem (fitting) poprzez tzw. „zamek kompozytowy”

Podział struktury na elementy



Rozkład masy
Structure
Propulsion

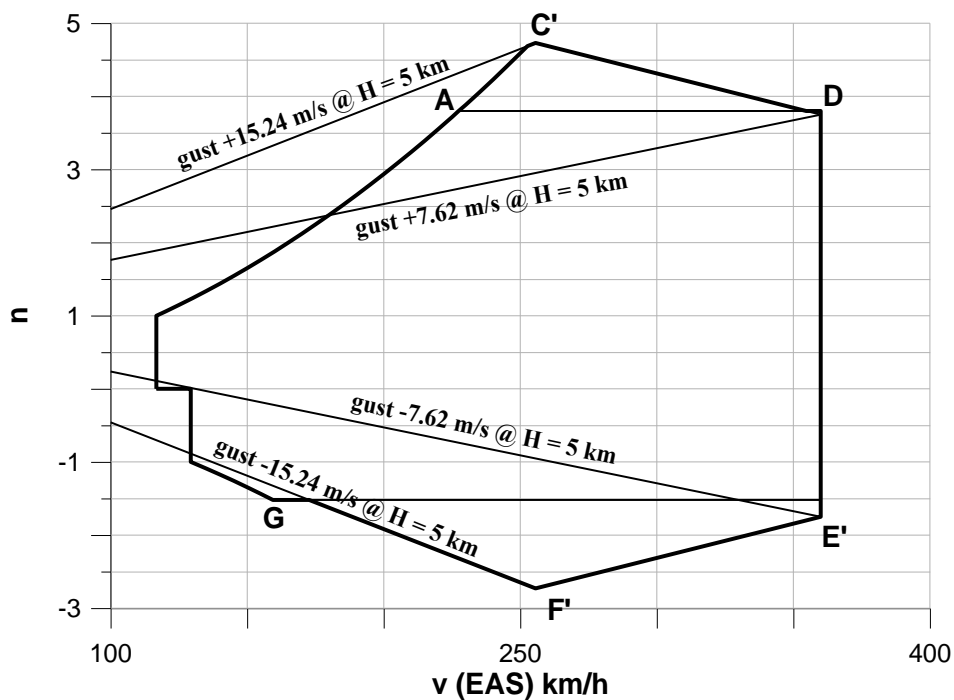
Systems
 Avionics
 Empty weight
 Fuel
 Payload
 Takeoff weight

Max masa startowa
 Masa pustego samolotu
 Masa paliwa
 Masa pŁatna (użytkowa)
 $\text{Współczynnik masowy paliwa} = \text{masa paliwa} / \text{masa startowa}$
 $\text{Współczynnik pustego samolotu} = \text{masa pustego} / \text{masa startowa}$

Center of gravity location and travel (centrogramme)

C.G. With empty weight
 C.G. With payload installed
 C.G. travel with fuel
 Definition of aft & forward C.G. limits

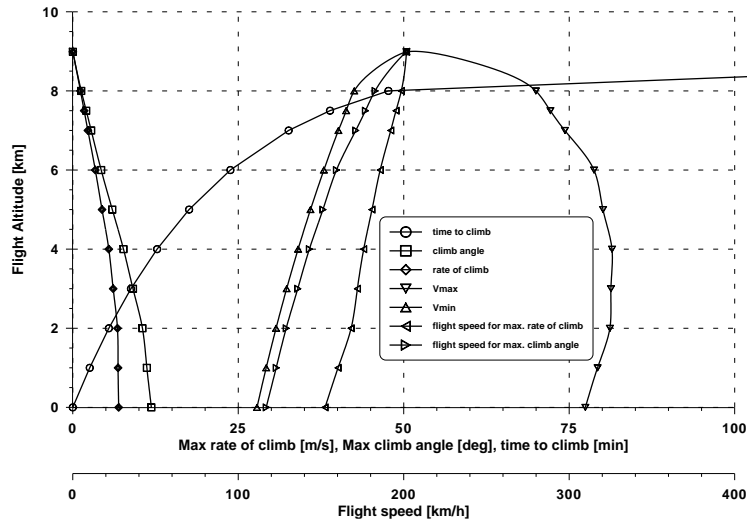
V-n diagram



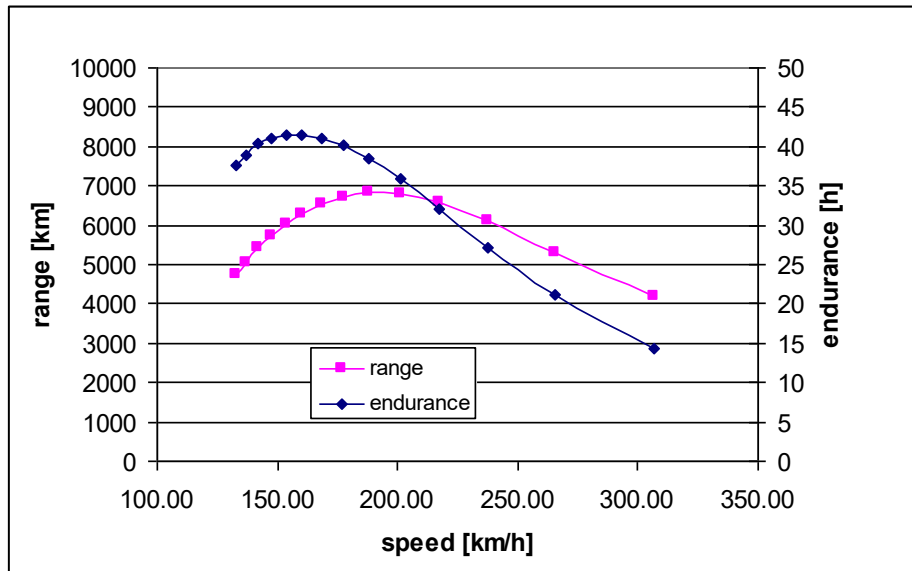
Wykonanie rozkładu siły tnącej i momentu gnącego w punkcie C obwiedni
 Uwaga: projekt no 4 musi zawierać rozkład naprężeń wzdłuż rozpiętości dźwigara i porównanie obliczonych naprężeń maksymalnych z poziomem naprężeń dopuszczalnych dla wybranego materiału, np. struktury węglowej lub szklanej. Aby to zrobić należy założyć topologie dźwigara i liczbę warstw tkaniny wraz z jej gramaturą.

(5) Wyznaczenie osiąarów samolotu

V_{stall} 107 km/h (at sea level)
 V_{max} 325 km/h (h=4000 m)
 V_c – cruise velocity in indicated airspeed
 130 km/h (EAS for longest endurance)
 152 km/h (EAS for longest range)
 Max V_c 280 km/h
 Rate of climb (SLS) 7 m/s
 Max Ceiling altitude 9,00 km
 Flight envelope (at takeoff weight)



Endurance versus range – for several payloads weight for typical mission



Take-off & landing

Takeoff distance (at takeoff weight = 930 kg $C_{L,max}=2.0$) 415 m (at 50 feet obstacle)
 Landing distance (at takeoff weight = 710 kg $C_{L,max}=2.0$) 585 m (from 50 feet obstacle)
 Landing distance (at takeoff weight = 930 kg $C_{L,max}=2.0$) 688 m (from 50 feet obstacle)

(6) Analiza kosztów projektu

1. Wykonać analizę kosztów bazując na założeniu typowych wynagrodzeń stosowanych w Polsce, np. miesięczna płaca inżyniera i technika plus koszty pracy; dla przykładu zakładamy, że inżynier jest płatny w sumie 8 tys PLN miesięcznie, to koszty ponoszone przez przedsiębiorstwo wynoszą miesięcznie łącznie około 15 tys PLN (w tym ubezpieczenie zdrowotne, rentowe, ZUS itp.).
2. Bazowanie na książkach Raymera, Roskama, Jenkinsona i innych jest ryzykowne, bo książki te odnoszą się głównie do starych metalowych konstrukcji:
3. D.Raymer: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Educational Series.
4. L.R Jenkinson et al., Civil Jet Aircraft Design. Arnold, 1999.

Table 1: Assumptions taken for today and future UAV comparison (MALE class)

	Today technology	Future technology
Structure cost (M\$)	4	2
Operating flight hours per year per UAV	2000	4000
Operating team (months*persons)	40	10
MTBUL (H)	10 000	50 000
MTBF (H)	10	20

*The distribution of TOC (in \$/(H*UAV) was presented by Sh.Tsach in UAVNET meeting in Rochester [21] and is given here in Tab.2.*

Table 2: Cost distribution (in \$/(H*UAV) for unmanned and manned airplane

	Today technology	Future technology
UAV acquisition	100	25
Insurance	100	10
Operating team	720	90
Maintenance	920	125
Overhead	720	90
Others	480	190
Total cost	3040 [\$/H]	530 [\$/H]

Przykład obliczeń kosztu mini-samolotu K70:

UAV	K-70	4 A/C / month	6 A/C / month
	Development & PreProduction Duration	2 years	2 years
	Project Duration (years)	8.3	6.2
	A/C Production Cost	32.7 K€	32.7 K€
	A/C Price	56.8 K€	55.7 K€
	Financial Data	Net Present Value	Net Present Value
	Development & PreProduction Cost	4,552 K€	4,559 K€
	Production Cost (300 A/C)	9,067 K€	9,249 K€
	Financing Cost	680 K€	500 K€
	Total Expense	14,299 K€	14,308 K€
	Years to Break Even (from project start)	6.8	5.2
	Number of A/C Produced @ Break Even	232	232
	Total Revenue	15,729 K€	15,739 K€
	Rates		
	Loan Interest Yearly Rate	5%	5%
Investment Interest Yearly Rate	4%	4%	
Profit Percent	10%	10%	

System	K-70	Number of Items	Single Item Price	Total Price
	A/C Price	2	57 K€	114 K€
	Payload Price	2	20 K€	40 K€
	Ground Control Station Price	1	13 K€	13 K€
	Ground Data Terminal Price	1	9 K€	85 K€
	System(s) Price			175 K€