Projekt 3 – Wyznaczenie głównych parametrów geometrycznych i masowych samolotu.

Projekt niniejszy składa się z trzech części:

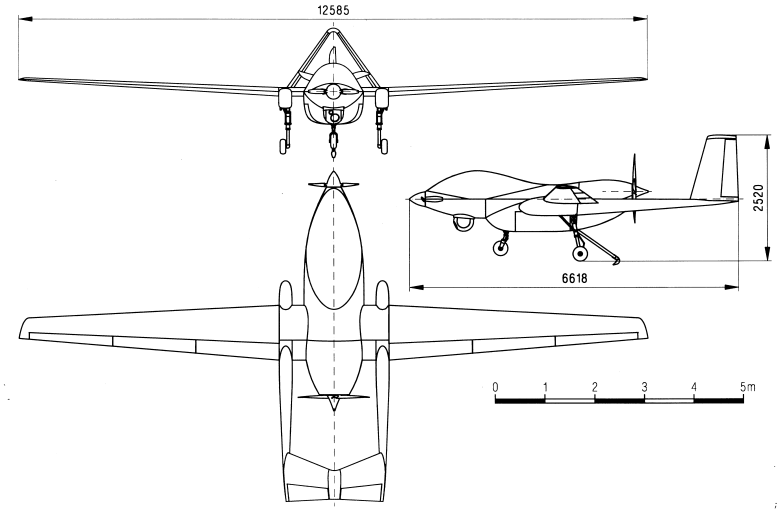
a) wyznaczenie podstawowych parametrów geometrycznych,
b) rysunek projektowanego samolotu,
c) wyważenie samolotu.

Ad. a) – na podstawie masy samolotu, wyznaczonej w projekcie pierwszym, oraz założeń dotyczących prędkości minimalnej (przepisy, zakładane osiągi, itp.) należy wyznaczyć powierzchnię nośną. Na podstawie analizy trendów i wskazówek dotyczących wymiarowania głównych podzespołów samolotu (skrzydło, kadłub, usterzenia, podwozia itp.) należy możliwie dokładnie określić wymiary charakterystyczne samolotu oraz wymiary i położenie kadłuba, podwozia i usterzeń. Przykładowe zestawienie danych geometrycznych znajduje się poniżej

Przykład ważnych parametrów i ich wartości:

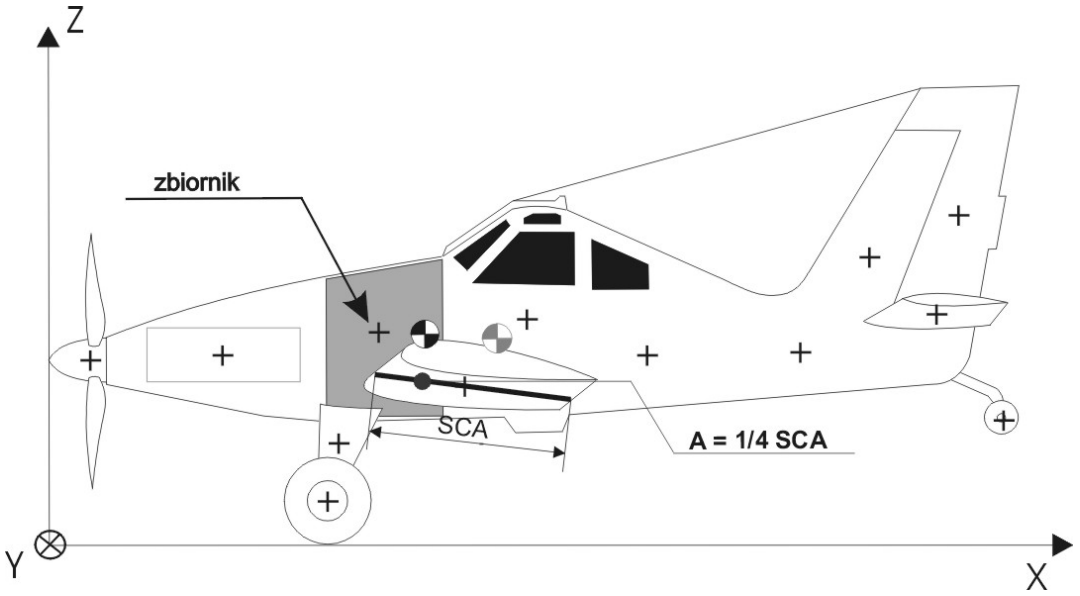
Max masa startowa	930 kg	
Masa pustego samolotu	488 kg	
Masa paliwa	225 kg	
Masa płatna (użytkowa)	217 kg	
Powierzchnia odniesienia	10,22 m^2	
Powierzchnia omywana	42 m^2	
Rozpiętość płata głównego	12,6 m	
Wydłużenie geometryczne	15,5	
Wydłużenie omywane	3,78	
SCA	0,874 m	
Zbieżność płata	0,36	
Grubość profilu t/c	15,0 %	
Długość kadłuba	6,618 m	
Ciąg lub moc zespołu napędowego	135 HP	
Obciążenie powierzchni -W/S	91 kg/m^2	
Obciążenie ciągu T/W lub mocy W/HP	6,9 kg/HP	
Współczynnik masowy paliwa = masa paliwa / masa startowa		0,242 (wg projektu nr 1)
Współczynnik pustego samolotu = masa pustego / masa startowa		0,525 (wg projektu nr 1)

Ad. b) – rysunek samolotu (w trzech rzutach) należy wykonać na papierze formatu min. A3. Rysunek musi uwzględniać wymiary wyznaczone w punkcie poprzednim. Szczególna uwagę należy zwrócić na geometrię usterzeń (powierzchnie, ramiona, itp.)



Rys.1 – Przykład rysunku samolotu w trzech rzutach

Ad. c) - analiza masowa samolotu



Rys. 2 – Arkusz wyważenia (przykład)

Analizę masową zaczynamy od podziału bryły samolotu na elementy struktury, wyposażenia, masy płatnej, itp. oraz wyznaczeniu mas tych elementów oraz położeń ich środków ciężkości. W tym celu wykonać należy rysunek zwany arkuszem wyważenia (Rys.2) Następnie korzystając z zależności podanych poniżej wyznaczamy położenie środka ciężkości i przeliczamy jego położenie do układu związanego ze średnią cięciwą aerodynamiczną. Dane mas składowych należy przedstawić w tabeli i wykonać obliczenia, np. wg schematu przedstawionego poniżej. Przedstawiony przykład pokazuje jedynie sposób prezentacji wyników. Liczba elementów samolotu wzięta pod uwagę powinna być zwykle wyższa (min. ok. 40).

Schemat obliczeń:

1. wyznaczenie mas poszczególnych elementów samolotu – obliczenia i szacunki wykonujemy na podstawie danych statystycznych i pozycji przedstawionych w spisie literatury, (np. w oparciu o „Pomoce do wyznaczania masy samolotu")
2. zdefiniowanie wariantów wyważenia,
3. wyznaczenie średniej cięciwy aerodynamicznej i jej położenia (powinna być już wyznaczona w trakcie obliczeń charakterystyk aerodynamicznych),
4. obliczenie położenia środka ciężkości wg wzorów:

$$X_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i x_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i} \quad , \quad Y_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i y_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i} \quad , \quad Z_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i z_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i} \qquad (1)$$

5. obliczenie położenia środka ciężkości w %SCA:

$$x_{SC}[\%] = 100\left(X_{SC} - (X_A - 0.25Ca)\right)/Ca \tag{2}$$

gdzie:

Ca – średnia cięciwa aerodynamiczna (SCA),
X_A – położenie punktu ¼ SCA

6. obliczenie momentów bezwładności i dewiacyjnych wg wzorów:

$$J_X = \sum_{i=1}^{n} m_i(y_i^2 + z_i^2) \;,\quad J_Y = \sum_{i=1}^{n} m_i(x_i^2 + z_i^2) \;,\quad J_Z = \sum_{i=1}^{n} m_i(x_i^2 + y_i^2) \tag{3}$$

$$J_{XY} = \sum_{i=1}^{n} m_i(x_i y_i) \;,\quad J_{XZ} = \sum_{i=1}^{n} m_i(x_i z_i) \;,\quad J_{YZ} = \sum_{i=1}^{n} m_i(y_i z_i) \tag{4}$$

7. przeliczenie momentów bezwładności do punktu ¼ SCA – należy to wykonać stosując dwukrotnie twierdzenie Steinera, przeliczając momenty bezwładności do układu związanego ze środkiem masy, a następnie z układu związanego ze środkiem masy do układu związanego z punktem A, tj. z ¼ SCA.

Lp.	*Element*	*Weight [kg]*	*X [m]*	*Y [m]*	*Z [m]*
1	*Lewe skrzydło*	*125*	*4.4*	*-5*	*0.15*
2	*Prawe skrzydło*	*125*	*4.4*	*5*	*0.15*
3	*Statecznik pionowy*	*35*	*6.6*	*0*	*0.7*
4	*Przednie podwozie*	*35*	*0.7*	*0*	*-0.9*
5	*Główne lewe podowzie*	*70*	*4.5*	*-1.3*	*-0.75*
6	*Głowne prawe podwozie*	*70*	*4.5*	*1.3*	*-0.75*
7	*Kadłub*	*170*	*3.1*	*0*	*0*
8	*Lewy silnik*	*270*	*4.4*	*-1.05*	*0*
9	*Prawy silnik*	*270*	*4.4*	*1.05*	*0*
10	*Systemy sterowania*	*65*	*4.6*	*0*	*0*
11	*Układ elektryczny*	*150*	*4.3*	*0*	*0*
12	*Awionika*	*50*	*6.7*	*0*	*0.1*
13	*Inne wyposażenie*	*65*	*4*	*0*	*0*
I	*PUSTY SAMOLOT*	*1500*	*4.285*	*0*	*-0.05*
14	*Masa płatna (część A)*	*250*	*2.1*	*0*	*0*
15	*Masa płatna (część B)*	*250*	*4.6*	*0*	*-0.5*
16	*Masa płatna (część C)*	*200*	*6.4*	*0*	*-0.2*
II	*SAMOLOT BEZ PALIWA*	*2200*	*4.265*	*0*	*-0.11*
17	*Paliwo (lewe skrzydło)*	*1440*	*4.6*	*-5.6*	*0.17*
18	*Paliwo (prawe skrzydło)*	*1440*	*4.6*	*5.6*	*0.17*
19	*Plliwo (kadłub)*	*1220*	*3.4*	*0*	*0*
III	*MAX. MASA STARTOWA*	*6300*	*4.251*	*0*	*0.04*
IV	*SAMOLOT BEZ MASY PŁATNEJ*	*5600*	*4.254*	*0*	*0.08*

Tab. 1 – Arkusz wyważenia – dane masowe i geometryczne (przykład)

Srednia cięciwa aerodynamiczna [m]	2.02
Xa (1/4 SCA) [m]	4.313
Ya (1/4 SCA) [m]	0
Za (1/4 SCA) [m]	0

Wariant	Xsc [m]	% SCA	Jx [kg m^2]	Jy [kg m^2]	Jz [kg m^2]	Jxz [kg m^2]
Xsc (pusty)	4.285	23.6%	6943	1328	8280	165
Xsc (bez paliwa)	4.265	22.6%	6613	3515	10396	46
Xsc (max. Masa startowa)	4.251	21.9%	97909	4852	101967	187
Xsc (bez masy płatnej)	4.254	22.1%	98239	2665	99851	306

Tab. 2 – Arkusz wyważenia – wyniki obliczeń (przykład)

Należy sprawdzić, czy środek ciężkości w skrajanych pozycjach spełnia warunki dotyczące jego położenia względem punktów podparcia samolotu na ziemi (podwozia). Jeśli warunki te nie są spełnione, należy zaproponować zmiany w projekcie, prowadzące do spełnienia powyższych warunków.