

Projekt 3 – Projekt wstępny i analiza masowa

Niniejszy projekt składa się z dwóch etapów. Pierwszy to projekt wstępny (rysunek i obliczenia) wybranego samolotu. Druga część to analiza masowa i wyznaczenie środka ciężkości. Należy zaznaczyć, że wyniki analizy masowej mogą spowodować konieczność zmiany bryły samolotu a co za tym idzie powtórzenia niektórych punktów części pierwszej.

Projekt wstępny

Głównym zadaniem tego etapu jest wykonanie rysunku samolotu w trzech rzutach. Najlepiej wykonać go na arkuszu papieru milimetrowego formatu A2. Rysunek powinien przedstawiać obrys samolotu, osie obrotu sterów, podwozie w położeniu wysuniętym i schowanym (schematycznie) miejsca załogi i rozmieszczenie najważniejszych elementów wyposażenia i ładunku płatnego. Rysunek sporządzić według procedury opisanej w ["Przykładowym schemacie postępowania przy rysowaniu kadłuba samolotu"](#):

Strona 2

1. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania wnętrza kadłuba"](#) narysować załogę.

Strona 3

2. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania wnętrza kadłuba"](#) zaznaczyć kąt widoczności pilota do przodu.

Strona 4

3. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania wnętrza kadłuba"](#) narysować kabinę załogi w taki sposób, żeby nic nie zasłaniało pilotowi widoku do przodu, ilość miejsca na nogi i ręce były wystarczające, a panele przyrządów w odpowiedniej odległości.

Strona 5

4. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania wnętrza kadłuba"](#) narysować „ładunek płatny”.

Strona 6

5. Narysować silnik, w taki sposób, aby wszystkie jego części znalazły się pod linią widoczności do przodu. Należy przewidzieć niewielki nadmiar, na osłonę silnika, która może być styczna do linii widoczności. Punkty 5-7 pominąć dla samolotów, w których silnik nie znajduje się przed pilotem.

Strona 7

6. Narysować osłonę silnika

Strona 8

7. Zaznaczyć przewidywaną średnicę śmigła. Pominąć dla samolotów odrzutowych.

Strona 9

8. Obliczyć położenie środka ciężkości załogi, ładunku płatnego i zespołu napędowego

Strona 10

9. W porozumieniu z prowadzącym zaznaczyć położenie średniej cięciwy aerodynamicznej, w taki sposób, aby wyznaczony uprzednio środek ciężkości znajdował się bezpośrednio pod (dla górnopłatów) lub nad (dla dolnopłatów) punktem leżącym w 0-25% tej cięciwy.

Strona 11

10. Zgodnie z ["Pomocami do określenia wymiarów podwozia"](#) zaznaczyć położenie kół podwozia głównego (i przedniego dla samolotów dla samolotów z kołem przednim). Szczególną uwagę należy zwrócić na kąt pomiędzy prostą pionową przechodzącą przez środek ciężkości, a prostą łączącą środek ciężkości z punktem styczności koła do gruntu w trakcie rozbiegu. Należy również przewidzieć odpowiednio dużą odległość końcówki śmigła od podłoża.
11. W następnej kolejności narysować prostą odpowiadającą położeniu podłoża podczas postoju (dla samolotów z kółkiem tylnym) lub maksymalnego kąta natarcia podczas startu (dla samolotów z kółkiem przednim). Zapewnić odpowiedni kąt pomiędzy tą prostą, a prostą odwzorowującą grunt w trakcie rozbiegu.

Strona 12

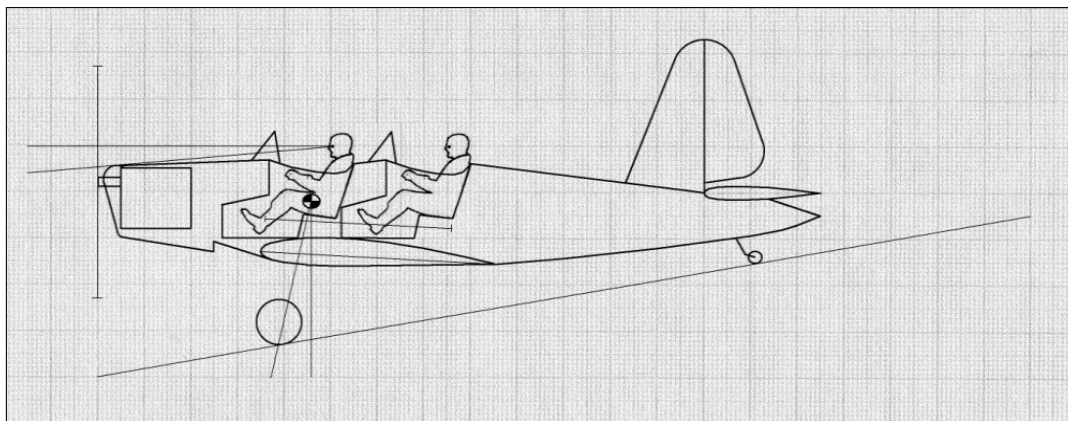
12. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania usterzeń"](#) narysować usterzenie poziome. Szczególną uwagę należy zwrócić na możliwość zachowania cechy objętościowej usterzenia.

Strona 13

13. Narysować tylną część kadłuba

Strona 14

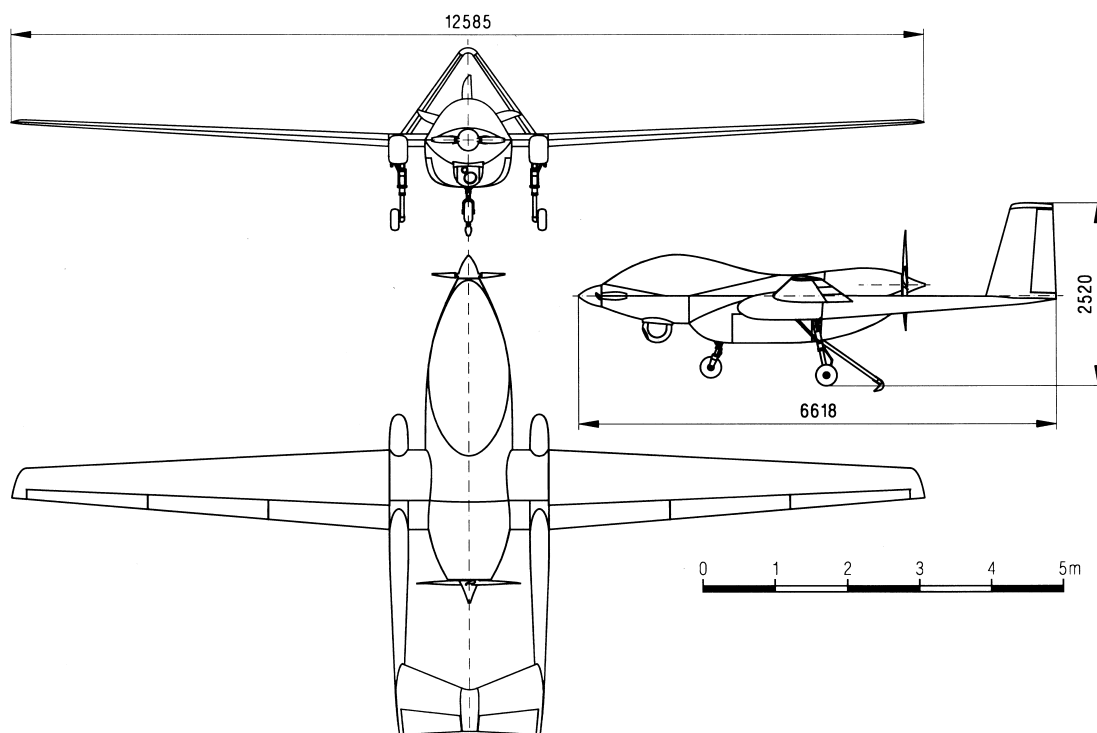
14. Zgodnie z ["Pomocami do wymiarowania usterzeń"](#) narysować usterzenie pionowe. Szczególną uwagę należy zwrócić na możliwość zachowania cechy objętościowej usterzenia oraz możliwość spełnienia kryterium możliwości wyjścia z korkociągu (w szczególnych przypadkach, w porozumieniu z prowadzącym można z tego kryterium zrezygnować).



Rys.2.1 – Wynik ostatniego etapu rysowania kadłuba - przykład

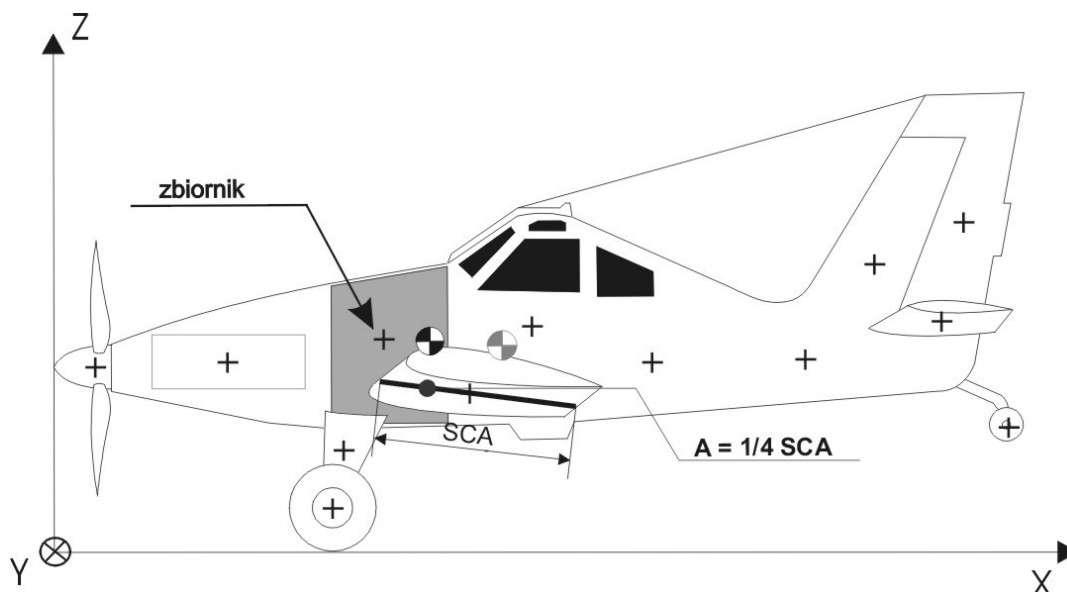
Uwaga:

Wszystkie dane geometryczne podstawowych podzespołów samolotu (płat nośny, usterzenia, itp.), które zostały wyznaczone w niniejszym projekcie należy udokumentować, to znaczy przedstawić źródło lub sposób oszacowania ich wymiarów. Rysunek całego samolotu w trzech rzutach powinien być wykonany na formacie nie mniejszym niż A3 (wskazane A2) i dołączony do części opisowej; rysunek musi mieć zdefiniowaną skalę. przykładowy rysunek znajduje się poniżej oraz w [Wymaganiach](#).



Rys. 2.2 Przykład rysunku samolotu – PW-103

Analiza masowa samolotu



Rys. 2.3 – Arkusz wyważenia (przykład)

Analizę masową zaczynamy od podziału bryły samolotu na elementy struktury, wyposażenia, masy płatnej, itp. oraz wyznaczeniu mas tych elementów oraz położenia ich środków ciężkości. W tym celu wykonąć należy rysunek zwany arkuszem wyważenia (Rys.2.3). Następnie korzystając z zależności (2.1-2.4) 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. Przykład przedstawiony w Tab.2.1-2.2 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,
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:

$$X_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Y_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Z_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (2.1)$$

5. obliczenie położenia środka ciężkości w %SCA:

$$x_{SC}[\%] = 100(X_{SC} - (X_A - 0.25Ca)) / Ca \quad (2.2)$$

gdzie:

Ca – średnia cięciwa aerodynamiczna (SCA),

X_A – położenie punktu $\frac{1}{4}$ SCA

6. obliczenie momentów bezwładności i dewiacyjnych wg wzorów:

$$J_X = \sum_{i=1}^n m_i (y_i^2 + z_i^2) \quad , \quad J_Y = \sum_{i=1}^n m_i (x_i^2 + z_i^2) \quad , \quad J_Z = \sum_{i=1}^n m_i (x_i^2 + y_i^2) \quad (2.3)$$

$$J_{XY} = \sum_{i=1}^n m_i (x_i y_i) \quad , \quad J_{XZ} = \sum_{i=1}^n m_i (x_i z_i) \quad , \quad J_{YZ} = \sum_{i=1}^n m_i (y_i z_i) \quad (2.4)$$

7. przeliczenie momentów bezwładności do punktu $\frac{1}{4}$ 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 $\frac{1}{4}$ 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 podwozie	70	4.5	-1.3	-0.75
6	Główne 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 SAMOŁOT	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	SAMOŁOT 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	Paliwo (kadłub)	1220	3.4	0	0
III	MAX. MASA STARTOWA	6300	4.251	0	0.04
IV	SAMOŁOT BEZ MASY PŁATNEJ	5600	4.254	0	0.08

Tab. 2.1 – 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. 2.2 – 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 (modyfikacja obrysu lub położenia skrzydła), prowadzące do spełnienia powyższych warunków. W każdej z konfiguracji wyważenia środek ciężkości powinien mieścić się w zakresie 25-35% średniej cięciwy aerodynamicznej. W razie problemów z osiągnięciem powyższego kryterium można zmieniać położenie niektórych elementów wyposażenia.

Spis literatury

1. T. C. Corke „Design of Aircraft”
2. St. Danilecki „Projektowanie samolotów”
3. D.P. Raymer „Aircraft Design, a Conceptual Approach”
4. J. Roskam „Airplane Design”
5. J.P. Fielding „Introduction to Aircraft Design”
6. L.R. Jenkinson, J.F. Marchman III „Aircraft Design Projects”
7. D. Stinton „The Design of the Aeroplane”
8. E. Torenbeek „Synthesis of Subsonic Airplane Design”