

Projekt 3 – Projekt wstępny i analiza masowa

Niniejszy projekt składa się z trzech etapów:

- Projekt wstępny (rysunek i obliczenia) wybranego samolotu.
- Analiza masowa i wyznaczenie środka ciężkości
- Dobór profilu skrzydła.

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 być jak największy, powinien też zawierać skalę. Rzuty z góry i z przodu mogą przedstawiać połowę samolotu. 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 można sporządzić według następującej procedury (wykład „Przykład projektu”):

1. Zgodnie z wykładem „kadłuby” narysować załogę.
2. Zaznaczyć kąt widoczności pilota do przodu.
3. 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.
4. Narysować „ładunek płatny”.
5. Narysować silnik, w taki sposób, aby wszystkie jego części znalazły się poza strefą widoczności do przodu. Należy przewidzieć niewielki nadmiar, na osłonę silnika, która może być styczna do linii widoczności.
6. Narysować osłonę silnika
7. Zaznaczyć przewidywaną średnicę śmigła pamiętając, że prędkość końcówki łopaty nie może przekroczyć $M=0,85$. Pominąć ten punkt dla samolotów odrzutowych.
8. Obliczyć położenie środka ciężkości załogi, ładunku płatnego i zespołu napędowego
9. W porozumieniu z prowadzącym zaznaczyć położenie średniej cięciwy aerodynamicznej, w taki sposób, aby wyznaczony uprzednio środek ciężkości znajdował się bezpośrednio pod (dla górnołatów) lub nad (dla dolnołatów) punktem leżącym w 0-25% tej cięciwy.
10. Zgodnie z wykładem „pdwozia” 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. Przyjąć, że środek ciężkości znajduje się w 35% SCa.
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.

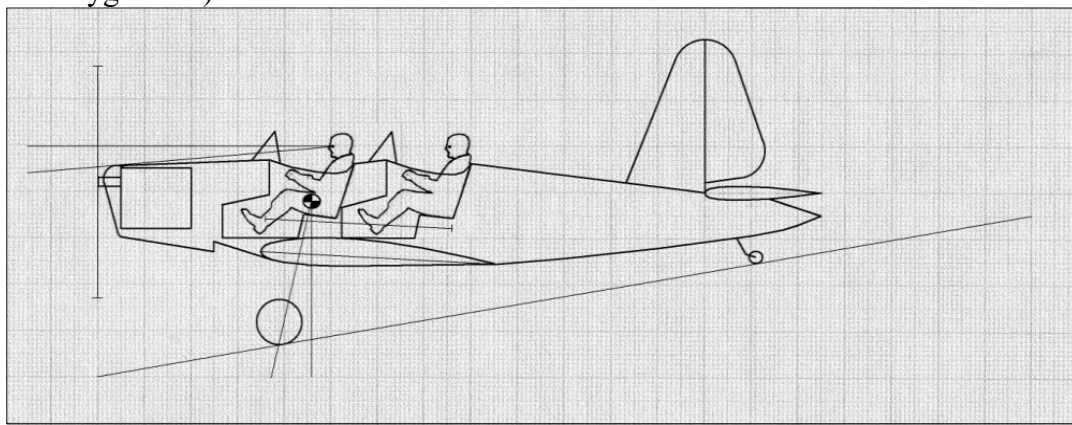
12. Zgodnie z "[Pomocami do wymiarowania usterzeń](#)" narysować usterzenie poziome. Szczególną uwagę należy zwrócić na możliwość zachowania cechy objętościowej usterzenia.

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.

Dobór profilu

Dobrać profil płata według następującego algorytmu:

- 1) Obliczyć maksymalne i minimalne wartości liczb Reynoldsa i Macha.
- 2) Jeżeli $Re < 400000$, to poszukiwać profilu w katalogu Seliga.
- 3) Jeżeli $400000 < Re < 3000000$, to poszukiwać profilu w katalogu Wortmanna.
- 4) Jeżeli $Re > 3000000$, to poszukiwać profilu w katalogu Abbota, lub raporcie NACA nr 824.
- 5) Jeżeli $M > 0,7$, to warto zastosować profil nadkrytyczny (np. NASA SC 714) lub cienki profil NACA.
- 6) Dla $M < 0,7$ obliczyć C_z projektowe ze wzoru:

$$C_{z_{proj}} = \frac{2 \cdot m_{proj} \cdot g}{\rho \cdot V_{proj}^2 \cdot S}$$

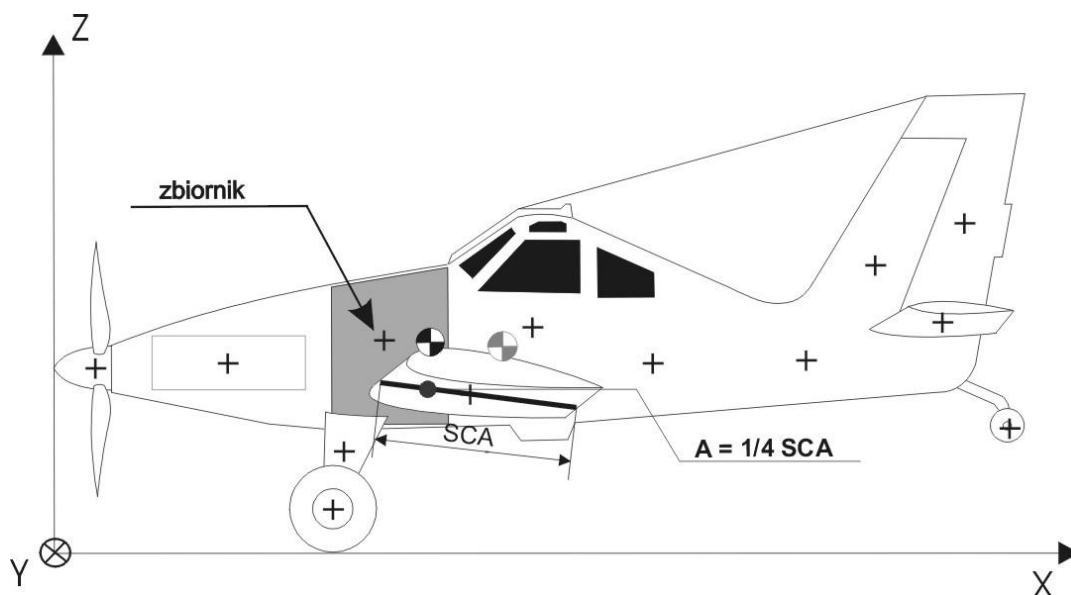
Gdzie:

V_{proj} – prędkość projektowa

m_{proj} – masa dla której latanie z prędkością projektową ma być ekonomiczne

- 7) Dla samolotów o wymaganych wysokich osiąгах przelotowych wybrać kilka (3-4) profili dla których C_x ($C_{z_{proj}}$) jest najmniejsze
- 8) Porównać charakterystyki przeciągnięcia
- 9) Wybrać profil najlepiej odpowiadający charakterystyce samolotu (np. profil o małym C_x ($C_{z_{proj}}$) dla samolotu turystycznego dalekiego zasięgu, profile o dużym $C_{z_{max}}$ i łagodnym przeciągnięciu dla samolotów STOL, lub szkolnych)
- 10) Wybór skonsultować z prowadzącym
- 11) Narysować profil na rysunku samolotu w taki sposób, aby jego cięciwa wynosiła 200mm.

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 położeń ich środków ciężkości. W tym celu wykonać 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:

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

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

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.

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

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”