

## 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.

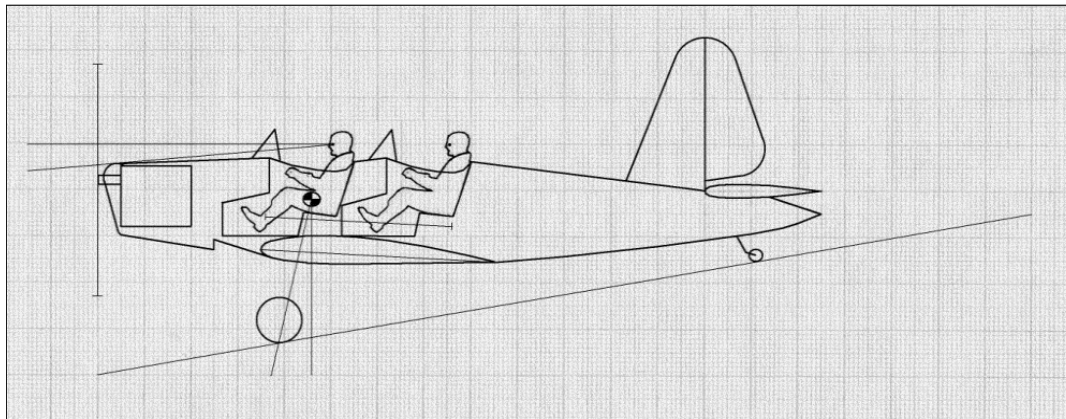
Należy zaznaczyć, że wyniki analizy masowej mogą spowodować konieczność zmiany bryły samolotu a co za tym idzie powtórzenia niektórych punktów części pierwszej.

### 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 (SCa), 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.
10. Zgodnie z wykładem „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. 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 wykładem „usterzenia” narysować usterzenie poziome. Szczególną uwagę należy zwrócić na możliwość zachowania cechy objętościowej usterzenia.
13. Narysować tylną część kadłuba

14. 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).
15. Narysować pozostałe rzuty

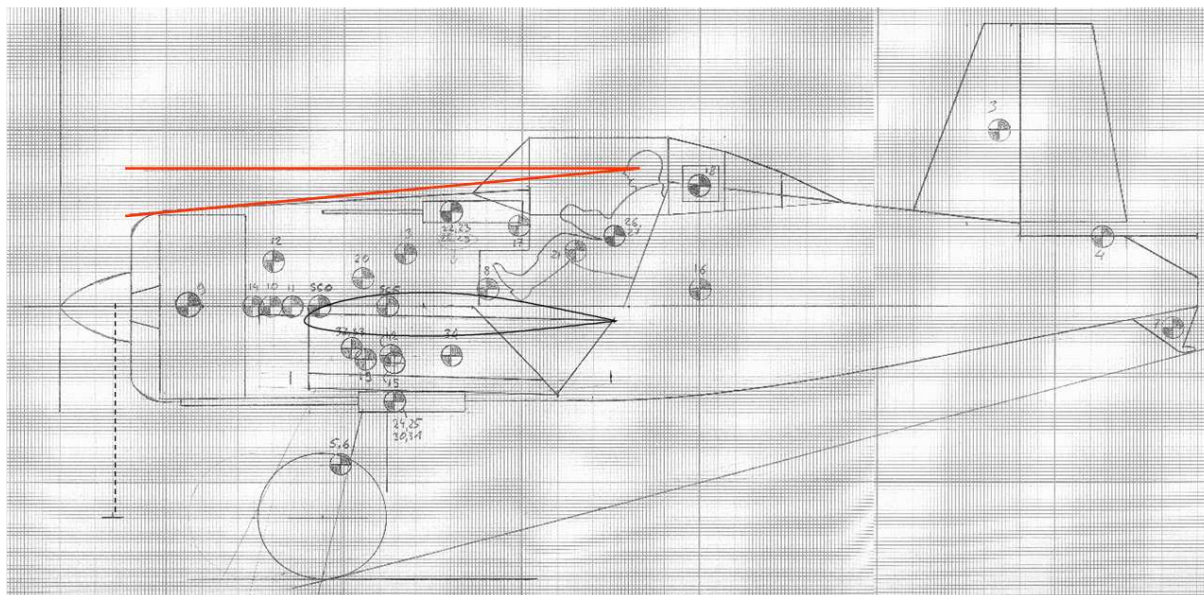


Rys.3.1 – Wynik ostatniego etapu rysowania kadłuba - przykład

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 w części opisowej.

## Analiza masowa samolotu



Rys.3.2 – Arkusz wyważenia (przykład)

Analizę masową należy przeprowadzić według następującej procedury:

1. Wyróżnić podstawowe elementy samolotu, jego systemy, ładunek płatny, załogę i paliwo w poszczególnych zbiornikach (zazwyczaj 30-40 pozycji), a ich środki ciężkości zaznaczyć na widoku samolotu z boku (rys.3.2)
2. W oparciu o zalecaną literaturę [1-4] obliczyć masy poszczególnych elementów samolotu. Wyniki przedstawić w tabeli razem ze współrzędnymi poszczególnych mas. (tab.3.1.)
3. Zdefiniować możliwe warianty wyważenia (max. Masa startowa, masa do lądowania, masa startowa bez ładunku płatnego, masa do lądowania bez ładunku płatnego, samolot pusty)
4. Przyjąć dogodny układ współrzędnych
5. Obliczyć położenia środka ciężkości wg wzorów:

$$X_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Y_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Z_{SC} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (3.1)$$

6. Obliczyć położenia środka ciężkości w %SCA zakładając, że początek układu współrzędnych jest w nosku SCA:

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

gdzie:

$Ca$  – średnia cięciwa aerodynamiczna (SCA),

$X_{LA}$  – położenie noska SCA

7. Sprawdzić, czy skrajne położenia środka ciężkości w locie znajdują się w zakresie 25-35%SCA. Ponadto sprawdzić, czy rzuty środka ciężkości na grunt w pozycji parkingowej znajdują się pomiędzy kołami podwozia (również dla samolotu pustego)
8. Zastosować niezbędne modyfikacje rysunku, jeśli powyższe warunki nie są spełnione. Dopuszcza się skrajnie przednie położenie środka ciężkości przed 25% SCA, jeśli zakres położenia środka ciężkości w locie jest większy niż 10%.
9. Obliczyć momenty bezwładności i dewiacyjne wg wzorów:

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

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

10. Przeliczyć momenty 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  $\frac{1}{4}$  SCA. Wyniki przedstawić w tabeli (Tab.3.2).

Lp.	Element	masa [kg]	x [m]	Sx	y [m]	Sy	z [m]	Sz	ŚC [%SCa]
1	Lewe skrzydło	266,863	2,325	620,4565	-2,7	-720,53	-0,475	-126,76	
2	Prawe skrzydło	266,863	2,325	620,4565	2,7	720,5301	-0,475	-126,76	
3	statecznik pionowy	27,45	6,6	181,17	0	0	1,25	34,3125	
4	statecznik poziomy	51,561	7,325		0		0,5		
5	podwozie główne lewe	33,625	1,975	66,40938	-2,05	-68,9313	-1,125	-37,8281	
6	podwozie główne prawe	33,625	1,975	66,40938	2,05	68,93125	-1,125	-37,8281	
7	kółko ogonowe	0,784	7,825	6,1348	0	0	-0,15	-0,1176	
8	kadłub	233,859	3	701,577	0	0	0,125	29,23238	
9	silnik	560	0,9	504	0	0	0	0	
10	łożo silnika	12,506	1,475	18,44635	0	0	0	0	
11	ściana ogniowa	7,448	1,625	12,103	0	0	0	0	
12	instalacja olejowa	17,155	1,5	25,7325	0	0	0,325	5,575375	
13	sterowanie silnikiem	6,784	2,425	16,4512	0,5	3,392	0,375	2,544	
14	rozrusznik	6,652	1,35	8,9802	0	0	0	0	
15	instalacja paliwowa	58,197	2,35	136,763	0	0	-0,4	-23,2788	
16	układ sterowania	71,235	4,5	320,5575	0	0	0,125	8,904375	
17	przyrządy pokładowe	57,195	3,225	184,4539	0	0	0,575	32,88713	
18	radiostacja	5	4,5	22,5	0	0	0,85	4,25	
19	instalacja hydrauliczna	26,757	2,15	57,52755	0	0	-0,375	-10,0339	
20	instalacja elektryczna	96,111	2,125	204,2359	0	0	0,2	19,2222	
21	instalacja tlenowa i ogrzewanie	23,211	3,625	84,13988	0	0	0,4	9,2844	
22	karabin lewy	11	2,75	30,25	-0,175	-1,925	0,675	7,425	
23	karabin prawy	11	2,75	30,25	0,175	1,925	0,675	7,425	
24	działko lewe	45	2,35	105,75	-2,125	-95,625	-0,675	-30,375	
25	działko prawe	45	2,35	105,75	2,125	95,625	-0,675	-30,375	
26	opancerzenie	105	3,9	409,5	0	0	0,5	52,5	
I	samolot pusty	2079,881	2,182819	4540,004	0,001631	3,392	-0,10087	-209,794	0,26231472
27	pilot	110	3,9	429	0	0	0,5	55	
II	samolot bez paliwa i amunicji	2189,881	2,269075	4969,004	0,001549	3,392	-0,07069	-154,794	0,31459095
28	amunicja do lewego karabinu	6,325	2,75	17,39375	-0,375	-2,37188	0,375	2,371875	
29	amunicja do prawego karabinu	6,325	2,75	17,39375	0,375	2,371875	0,375	2,371875	
30	amunicja do lewego działka	13	2,35	30,55	-1,5	-19,5	-0,325	-4,225	
31	amunicja do prawego działka	13	2,35	30,55	1,5	19,5	-0,325	-4,225	
III	samolot bez paliwa	2228,531	2,272749	5064,892	0,001522	3,392	-0,07112	-158,5	0,31681765
32	paliwo skrzydło lewe	40	2,05	82	-1,5	-60	-0,325	-13	
33	paliwo skrzydło prawe	40	2,05	82	1,5	60	-0,325	-13	
34	paliwo kadłub	328	2,75	902	0	0	-0,45	-147,6	
IV	max. Masa startowa	2636,531	2,325363	6130,892	0,001287	3,392	-0,12596	-332,1	0,3487049
V	samolot bez amunicji	2597,881	2,323049	6035,004	0,001306	3,392	-0,12641	-328,394	0,34730231
VI	samolot bez uzbrojenia	2485,881							
VI	samolot bez uzbrojenia i opancerzenia	2380,881							

Tab. 3.1 – Arkusz wyważenia – dane masowe i geometryczne (przykład). Obliczenia powinny być powtórzone dla wszystkich kombinacji schowanego lub wypuszczonego podwozia oraz lekkiego (55kg) i ciężkiego (110kg) pilota.

wariant	Xsc	%SCA	lx	ly	lz	lxy	lxz	lyz
pusty	2,182819	26,23147	5241,527	6186,805	10109,79	15,5608	-429,689	-0,3392
bez paliwa i amunicji	2,269075	31,45909	5346,096	6623,454	10441,87	15,5608	-187,036	-0,3392
bez paliwa	2,272749	31,68177	5416,1	6638,459	10507,43	15,5608	-207,709	-0,3392
max masa startowa	2,325363	34,87049	5598,105	6754,687	10801,65	15,5608	-1129,58	-0,3392
bez amunicji	2,323049	34,73023	5528,101	6739,682	10736,09	15,5608	-1108,9	-0,3392

Tab. 3.2 – Arkusz wyważenia – wyniki obliczeń (przykład). Obliczenia powinny być powtórzone dla wszystkich kombinacji schowanego lub wypuszczonego podwozia oraz lekkiego (55kg) i ciężkiego (110kg) pilota.

## Dobór profilu

Dobrać profil płata według następującego algorytmu:

- 1) Obliczyć maksymalne i „projektowe” wartości liczb Reynoldsa i Macha.
- 2) Jeżeli  $Re_{proj} < 500000$ , to poszukiwać profilu w katalogu Seliga.

- 3) Jeżeli  $500000 < Re_{proj} < 3000000$ , to poszukiwać profilu w katalogu Wortmanna.
- 4) Jeżeli  $Re_{proj} > 3000000$ , to poszukiwać profilu w katalogu Abbota, lub raporcie NACA nr 824.
- 5) Jeżeli  $M_{max} > 0,75$ , to warto zastosować profil nadkrytyczny (np. NASA SC 714) lub cienki, laminarny profil NACA o małym ugięciu szkieletowej.
- 6) Dla  $M_{max} < 0,75$  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.
- 12) Uproszczony obrys profilu narysować na rzucie samolotu z boku w celu wykazania, że siłowe elementy skrzydła nie kolidują z istotnymi elementami kadłuba. Przyjąć długość i położenie cięciwy przykadłubowej.

## 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”