

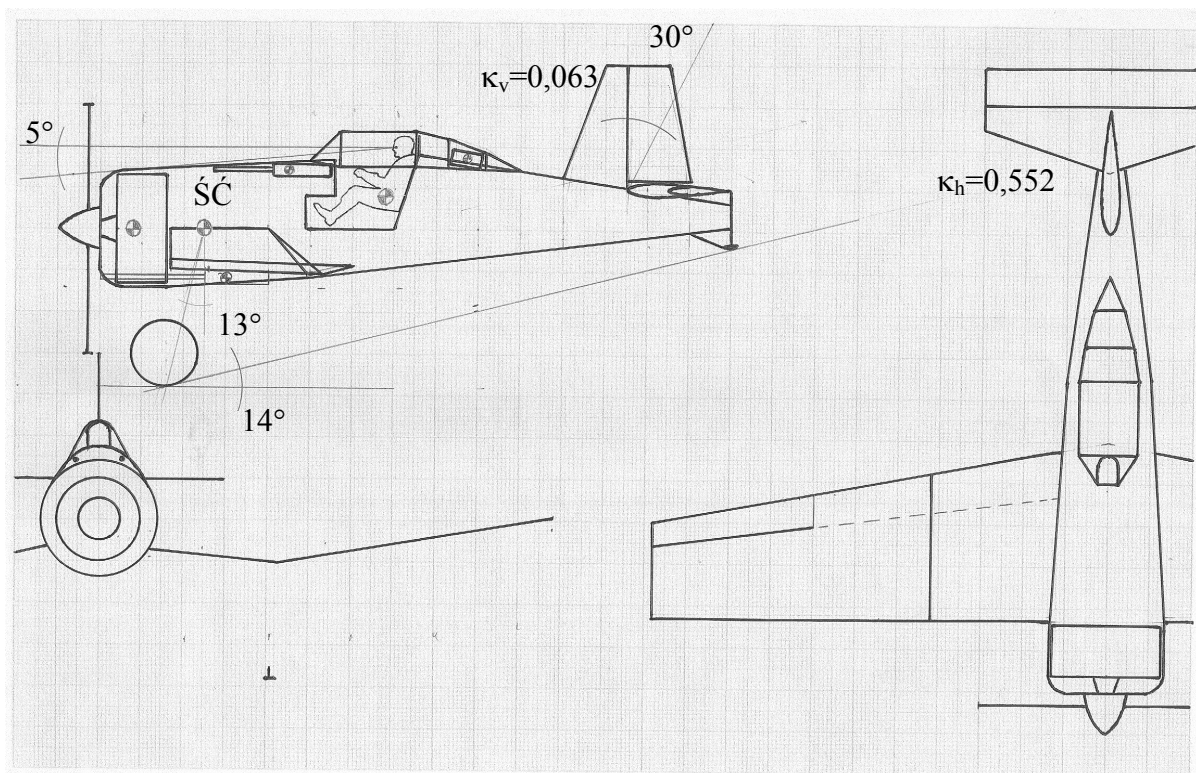
Projekt 3 – przykład

I Wstępna analiza masowo rysunkowa.

Z wstępnej analizy rysunkowej wynikało, że podstawowe masy samolotu można rozmieścić według następującej tabeli:

	masa	sztuk	masa łącznie	promień	moment
pilot	110	1	110	3,9	429
pancerz	105	1	105	3,9	409,5
silnik	560	1	560	0,9	504
działko i jego amunicja	58	2	116	2	232
karabin i jego amunicja	17,325	2	34,65	2,75	95,2875
radiostacja	5	1	5	4,5	22,5
		Σ	930,65	1,818393	1692,288

Na tej podstawie stworzono wstępny szkic sylwetki samolotu.



Rys. 1 Wstępny szkic sylwetki samolotu

Jako wzorca gabarytów i masy silnika przyjęto wymiary i masy silnika Gnome-Rhone 14Kfs, pomimo iż miał on moc mniejszą niż zakładana 750 kW. Zakładano jednak, że jego ciągły rozwój pozwoli na jej wzrost z aktualnej 693 kW bez drastycznego zwiększania rozmiarów i masy. Ponadto brano również pod uwagę możliwość pojawienia się silników innych firm o odpowiednich parametrach.

Na wstępnym szkicu narysowano nieco większe stateczniki niż to wynikało ze średnich z analizy trendów zakładając, że nie wszystkie analizowane konstrukcje latały prawidłowo. Pozwoliło to ponadto zabezpieczyć się na wypadek trudności z utrzymaniem środka ciężkości w odpowiednich granicach

II. Szczegółowa analiza masowa

Następnie obliczono masy poszczególnych elementów samolotu:

1. Masa skrzydeł

$$W_{\text{wing}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{\text{fw}}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{\text{dg}})^{0.49}$$

$$S_w = 17,9 \text{ m}^2 = 192,674 \text{ ft}^2$$

$$W_{\text{fw}} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lb}$$

$$\Lambda = -2,6^\circ$$

$$q = 4941,762 \text{ Pa} = 103,211 \text{ lb/ft}^2$$

$$\lambda = 0,535$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$A = 6,539$$

$$t/c = 0,14$$

$$W_{\text{wing}} = 1,6 \cdot 0,036 \cdot 192,674^{0,758} \cdot 44,092^{0,0035} \cdot \left(\frac{6,539}{\cos^2(-2,6^\circ)} \right)^{0,6} \cdot 103,211^{0,006} \cdot 0,535^{0,04} \cdot \left(\frac{100 \cdot 0,14}{\cos(-2,6^\circ)} \right)^{-0,3} \cdot (5401,3 \cdot 16,5)^{0,49}$$

$$W_{\text{wing}} = 1176,664 \text{ lb} = 533,726 \text{ kg}$$

2. Masa usterzenia poziomego

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.016 (N_z W_{\text{dg}})^{0.414} q^{0.168} S_{\text{ht}}^{0.896} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \times \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\text{ht}}} \right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02}$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$q = 4941,762 \text{ Pa} = 103,211 \text{ lb/ft}^2$$

$$S_{\text{ht}} = 3 \text{ m}^2 = 32,292 \text{ ft}^2$$

$$t/c = 0,1$$

$$\Lambda = 14,036^\circ$$

$$\lambda = 0,6$$

$$W_{\text{ht}} = 1,6 \cdot 0,016 \cdot (5401,3 \cdot 16,5)^{0,414} \cdot 103,211^{0,168} \cdot 32,292^{0,896} \cdot \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos 14,036^\circ} \right)^{-0,12} \cdot \left(\frac{3}{\cos^2 14,036^\circ} \right)^{0,043} \cdot 0,6^{-0,02}$$

$$W_{\text{ht}} = 113,672 \text{ lb} = 51,561 \text{ kg}$$

3. Masa usterzenia pionowego

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_{\text{dg}})^{0.376} q^{0.122} S_{\text{vt}}^{0.873} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda_{\text{vt}}} \right)^{-0.49} \\ \times \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\text{vt}}} \right)^{0.357} \lambda_{\text{vt}}^{0.039}$$

$$H_t/H_v = 0$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$q = 4941,762 \text{ Pa} = 103,211 \text{ lb/ft}^2$$

$$S_{\text{vt}} = 1,575 \text{ m} = 16,953$$

$$A_{\text{vt}} = 1,244$$

$$\lambda = 0,5$$

$$\Lambda = 12,583^\circ$$

$$t/c = 10$$

$$W_{\text{vt}} = 1,6 \cdot 0,073 \cdot (5401,3 \cdot 16,5)^{0,376} \cdot 103,211^{0,122} \cdot 1,575^{0,873} \cdot \left(\frac{100 \cdot 0,1}{\cos 12,583^\circ} \right)^{-0,49} \cdot \left(\frac{1,244}{\cos^2 12,583^\circ} \right)^{0,357} \cdot 0,5^{0,039}$$

$$W_{\text{vt}} = 60,52 \text{ b} = 27,451 \text{ kg}$$

4. Masa kadłuba

$$W_{\text{fuselage}} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{\text{dg}})^{0.177} L_t^{-0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{\text{press}}$$

$$S_f = 16,336 + 1,327 = 18 = 193,75 \text{ ft}$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$L_t = 4,706 \text{ m} = 15,44$$

$$q = 4941,762 \text{ Pa} = 103,211 \text{ lb/ft}^2$$

$$L = 7,5 \text{ m} = 24,606 \text{ ft}$$

$$D = 1,85 \text{ m} = 6,07 \text{ ft}$$

$$W_{\text{press}} = 0 \text{ ft}$$

$$W_F = 1,8 \cdot 0,052 \cdot 193,75^{1,086} \cdot (5401,3 \cdot 16,5)^{0,177} \cdot 15,44^{-0,051} \cdot (24,606 / 6,07)^{-0,072} \cdot 103,211^{0,241} = \\ = 515,57 \text{ lb} = 233,859 \text{ kg}$$

5. Masa goleni podwozia głównego

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m / 12)^{0.409}$$

$$Nl = 5$$

$$Wl = 2098 \text{ kg} = 4625,293 \text{ lb}$$

$$Lm = 1,5 \text{ m} = 4,921 \text{ ft}$$

$$W_{mlg} = 0,095 \cdot (4625,293 \cdot 5)^{0,768} \cdot (4,921/12)^{0,409} = 148,26\text{lb} = 67,25\text{kg}$$

6. Masa łoża silnika

$$W_{\text{engine mounts}} = 0.013 N_{en}^{0.795} T^{0.579} N_z$$

$$N_{en} = 1$$

$$T = 4391 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$W_{em} = 0,013 \cdot 4391^{0,579} \cdot 16,5 = 27,572\text{lb} = 12,506\text{kg}$$

7. Masa ściany ogniowej

$$W_{\text{firewall}} = 1.13 S_{fw}$$

$$S_{fw} = 1,35 \text{ m}^2 = 14,531$$

$$W_{fw} = 1,13 \cdot 14,531 = 16,42\text{lb} = 7,448\text{kg}$$

8. Instalacja olejowa

$$W_{\text{oil cooling}} = 37.82 N_{en}^{1.023}$$

$$N_{en} = 1$$

$$W_{oil} = 37,82\text{lb} = 17,155\text{kg}$$

9. Sterowanie silnikiem

$$W_{\text{engine controls}} = 10.5 N_{en}^{1.008} L_{ec}^{0.222}$$

$$N_{en} = 1$$

$$L_{ec} = 1,5 \text{ m} = 4,921 \text{ ft}$$

$$W_{ec} = 10,5 \cdot 4,921^{0,222} = 14,956 \text{ lb} = 6,784 \text{ kg}$$

10. Rozrusznik

$$W_{\text{starter (pneumatic)}} = 0.025 T_e^{0.760} N_{en}^{0.72}$$

$$T_e = 4391 \text{ lb}$$

$$W_s = 0,025 \cdot 4391^{0,76} = 14,665 \text{ lb} = 6,652 \text{ kg}$$

11. Instalacja paliwowa

$$W_{\text{fuel system}} = 2.49 V_t^{0.726} \left(\frac{1}{1 + V_i/V_t} \right)^{0.363} N_t^{0.242} N_{en}^{0.157}$$

$$V_t = 408/750 = 0,544 \text{ m}^2 = 143,71 \text{ gal}$$

$$V_i = 0$$

$$N_t = 4$$

$$N_{en} = 1$$

$$W_{fs} = 2,49 \cdot 143,71^{0,726} \cdot 4^{0,242} = 128,302 \text{ lb} = 58,197 \text{ kg}$$

12. Układ sterowania powierzchniami aerodynamicznymi

$$W_{\text{flight controls}} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{dg} \times 10^{-4})^{0.80}$$

$$W_{dg} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$N_z = 1,5 \times 11 = 16,5$$

$$B_w = 10,82 \text{ m} = 35,499 \text{ ft}$$

$$L = 7,5 \text{ m} = 24,606 \text{ ft}$$

$$W_{fc} = 0,053 \cdot 24,606^{1,536} \cdot 35,499^{0,371} \cdot (5401,3 \cdot 16,5 \cdot 0,0001)^{0,8} = 157,047 = 71,235 \text{ kg}$$

13. Masa przyrządów pokładowych

$$W_{\text{instruments}} = 8.0 + 36.37 N_{\text{en}}^{0.676} N_t^{0.237} + 26.4(1 + N_{\text{ci}})^{1.356}$$

$$N_{\text{en}} = 1$$

$$N_t = 4$$

$$N_{\text{ci}} = 1$$

$$W_i = 8 + 36,37 \cdot 4^{0,237} + 26,4 \cdot 2^{1,356} = 126,094 \text{ lb} = 57,195 \text{ kg}$$

14. Masa instalacji hydraulicznej

$$W_{\text{hydraulics}} = 37.23 K_{\text{vsh}} N_u^{0.664}$$

$$K_{\text{vsh}} = 1$$

$$N_u = 2$$

$$W_{\text{hydr}} = 37,23 \cdot 2^{0,664} = 58,99 \text{ lb} = 26,757 \text{ kg}$$

15. Masa instalacji elektrycznej

$$W_{\text{electrical}} = 12.57 (W_{\text{fuel system}} + W_{\text{avionics}})^{0.51}$$

$$W_{\text{fs}} = 128,302 \text{ lb}$$

$$W_{\text{av}} = 126,049 \text{ lb}$$

$$N_{\text{el}} = 12,57 \cdot (128,302 + 126,049)^{0,51} = 211,888 \text{ lb} = 96,111 \text{ kg}$$

16. Masa instalacji tlenowej i odladzającej

$$W_{\text{air conditioning and anti-ice}} = 0.265 W_{\text{dg}}^{0.52} N_p^{0.68} W_{\text{avionics}}^{0.17} M^{0.08}$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$W_{\text{av}} = 126,049 \text{ lb}$$

$$N_p = 1$$

$$M = 0,7$$

$$W_{\text{aa}} = 0,265 \cdot 5401,3^{0,52} \cdot 126,049^{0,17} \cdot 0,7^{0,08} = 51,15 = 23,201 \text{ kg}$$

17. Masa kółka ogonowego

$$W_{\text{handling gear}} = 3.2 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{dg}} = 2450 \text{ kg} = 5401,3 \text{ lb}$$

$$W_{\text{tg}} = 0,00032 \cdot 5401,3 = 1,728 \text{ lb} = 0,784 \text{ kg}$$

***UWAGA HISTORYCZNA:** Niniejszy przykładowy projekt opracowywano przy użyciu współczesnych wzorów (przełom XX i XXI w.) w związku z tym ich bezpośrednie zastosowanie dалоby błędne rezultaty. Samoloty bojowe z lat 30 zarówno pod względem strukturalnym jak i wyposażeniowym odpowiadają raczej współczesnym samolotom lekkim (general aircraft). W związku z tym do obliczeń mas struktury i wyposażenia wykorzystano wzory dotyczące lotnictwa ogólnego. Wyjątek stanowiła grupa silnikowa. W tym wypadku silnik Gnome Rhone 14 Kfs miał bardzo mały stosunek mocy do masy wynoszący zaledwie 1,2 kW/kg, podczas gdy dziś osiągane są nawet wyniki na poziomie 5-7 kW/kg. W związku z tym wzór opierający się wyłącznie na masie współczesnego silnika odpowiadałby silnikowi z lat 30-tych o znacznie większej mocy. W związku z tym zdecydowano się zastosować wzory na masy osprzętu samolotów bojowych, gdyż dały one bardziej racjonalne rezultaty.*

III Analiza położenia środka ciężkości

Środki ciężkości obliczonych mas rozmieszczono na zmodyfikowanym szkicu, a następnie zestawiono w tabeli 1. Zdecydowano przy tym na umieszczenie 2 głównych zbiorników paliwa w kadłubie pod skrzydłem, dzięki czemu samolot przyjął układ średniopłata. Nie powinno to jednak wpłynąć na opór samolotu, gdyż podobnie jak w większości analizowanych uprzednio konstrukcji skrzydło pozbawione było zastrzałów i rozpórek koniecznych w układzie dwu- i górnopłata. Przyjęcie takiego układu umożliwiło zastosowanie zbiorników wyrzucanych z samolotu w razie pożaru. Dwa dodatkowe, mniejsze zbiorniki paliwa zdecydowano umieścić w krawędzi natarcia centralnej części skrzydła. Dla skrócenia długości goleni podwozia zdecydowano przyjąć wznios skrzydła w kształcie litery W. Taki układ pozwalał dodatkowo na zmniejszenie oporu interferencyjnego przejścia skrzydło/kadłub.

Na podstawie tabeli 1 obliczono masy różnych konfiguracji samolotu i położenia ich środków ciężkości dla przypadku gdy pilot jest ciężki (110kg), a podwozie wypuszczone. Jak widać uzyskano maksymalną masę startową większą niż zakładana na podstawie analizy trendów. Uznano jednak, że taka masa jest wiarygodna, gdyż firmy prezentujące dane swoich samolotów często podawały masy samolotów bez uzbrojenia, za którego instalację odpowiadał odbiorca. Tymczasem uzyskana z analizy masowej masa startowa samolotu bez uzbrojenia niemal dokładnie odpowiadała tej z analizy trendów. Z tego też względu przyjęto, że obliczone masy są wiarygodne. Oznaczało to, że jeszcze większą uwagę trzeba będzie poświęcić opracowaniu skutecznych klap skrzydłowych dla zmniejszenia prędkości podejścia do lądowania.

Drugim zaobserwowanym problemem okazało się położenie środka ciężkości niemal w 50% średniej cięciwy aerodynamicznej dla maksymalnej masy startowej. Takie położenie uznano za niedopuszczalne. Przeanalizowano trzy możliwe rozwiązania:

Tabela 1 Położenie środka ciężkości dla pierwszej iteracji sylwetki samolotu

Lp.	Element	masa [kg]	x [m]	Sx	y [m]	Sy	z [m]	Sz	ŚĆ [%SCa]
1	Lewe skrzydło	266,863	1,975	527,0544		0		0	
2	Prawe skrzydło	266,863	1,975	527,0544		0		0	
3	statecznik pionowy	27,45	6,6	181,17		0		0	
4	statecznik poziomy	51,561	7,325						
5	podwozie główne lewe	33,625	1,55	52,11875		0		0	
6	podwozie główne prawe	33,625	1,55	52,11875		0		0	
7	kółko ogonowe	0,784	7,825	6,1348		0		0	
8	kadłub	233,859	3	701,577		0		0	
9	silnik	560	0,9	504	0	0	0	0	
10	łożo silnika	12,506	1,475	18,44635					
11	ściana ogniowa	7,448	1,625	12,103					
12	instalacja olejowa	17,155	1,5	25,7325					
13	sterowanie silnikiem	6,784	2,425	16,4512					
14	rozrusznik	6,652	1,35	8,9802					
15	instalacja paliwowa	58,197	2,25	130,9433					
16	układ sterowania	71,235	4,5	320,5575		0		0	
17	przrzędy pokładowe	57,195	3,225	184,4539					
18	radiostacja	5	4,5	22,5	0	0	0,85	4,25	
19	instalacja hydrauliczna	26,757	1,725	46,15583					
20	instalacja elektryczna	96,111	2,125	204,2359		0		0	
21	instalacja tlenowa i ogrzewanie	23,211	3,625	84,13988					
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	90	-2,125	-95,625	-0,675	-30,375	
25	działko prawe	45	2	90	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	2,055852	4275,928	0	0	0,005217	10,85	0,39748609
27	pilot	110	3,9	429	0	0	0,5	55	
II	samolot bez paliwa i amunicji	2189,881	2,148486	4704,928	0	0	0,03007	65,85	0,45362758
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	26	-1,5	-19,5	-0,325	-4,225	
31	amunicja do prawego działka	13	2	26	1,5	19,5	-0,325	-4,225	
III	samolot bez paliwa	2228,531	2,150168	4791,715	0	0	0,027886	62,14375	0,45464702
32	paliwo skrzydło lewe	40	1,7	68	-1,5	-60	-0,325	-13	
33	paliwo skrzydło prawe	40	1,7	68	1,5	60	-0,325	-13	
34	paliwo kadłub	328	2,625	861	0	0	-0,45	-147,6	
IV	max. Masa startowa	2636,531	2,19558	5788,715	0	0	-0,04227	-111,456	0,48216978
V	samolot bez amunicji	2617,206	2,195212	5745,321	0	0	-0,04188	-109,603	0,48194651
VI	samolot bez uzbrojenia	2505,206							
VI	samolot bez uzbrojenia i opancerz	2400,206							

- 1) Przeniesienie kabiny pilota do przodu, co jednak uniemożliwiłoby w przyszłości instalację mocniejszego uzbrojenia na grzbiecie kadłuba.
- 2) Zmianę obrysu płata
- 3) Przemieszczenie całego płata do tyłu.

Ostatnie rozwiązanie uznano za najbardziej perspektywiczne, gdyż w porównaniu ze wstępnym szkicem pozwalało na poprawę dostępu obsługowych do instalacji silnikowych, a ponadto zachowanie prostej krawędzi natarcia pozwalało na łatwe modyfikowanie obrysu skrzydła, gdyby w dalszych etapach prac okazało się, że problem ze środkiem ciężkości nadal występuje. Skrzydło przemieszczono o 0,35m, wraz z masami towarzyszącymi (podwozie, działka, amunicja, zbiorniki paliwa, część instalacji hydraulicznej i paliwowej). Cecha objętościowa usterzenia poziomego po tej operacji nadal pozostawała większa od przeciętnej ($\kappa_h=0,517$, $\kappa_v=0,061$), nie zwiększono więc powierzchni usterzeń. Nowe rozmieszczenie mas zestawiono w tabeli 2.



Rys. 2 arkusz wyważenia samolotu po modyfikacji

Tabela 2 Położenie środka ciężkości po przesunięciu skrzydła o 0,35m

Lp.	Element	masa [kg]	x [m]	Sx	y [m]	Sy	z [m]	Sz	ŚC [%SCa]
1	Lewe skrzydło	266,863	2,325	620,4565	-2700	-720530	-0,475	-126,76	
2	Prawe skrzydło	266,863	2,325	620,4565	2700	720530,1	-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	-2050	-68931,3	-1,125	-37,8281	
6	podwozie główne prawe	33,625	1,975	66,40938	2050	68931,25	-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	580	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							

Jak widać tym razem dla maksymalnej masy startowej środek ciężkości znalazł się w 35% średniej cięciwy aerodynamicznej, co tymczasowo uznano za odpowiednie. Dalsze rozważania na temat położenia środka ciężkości postanowiono przeprowadzić po przeprowadzeniu szczegółowych analiz stateczności samolotu.

Oprócz konfiguracji z ciężkim pilotem i podwoziem wypuszczonym przeanalizowano również konfiguracje z:

- 1) ciężkim pilotem i podwoziem schowanym
- 2) lekkim pilotem (60kg) i podwoziem wypuszczonym
- 3) lekkim pilotem i podwoziem schowanym

Dla wszystkich tych konfiguracji obliczono położenia środków ciężkości oraz momenty bezwładności i dewiacyjne wokół osi układu ze środkiem w rzucie $\frac{1}{4}$ SCA na płaszczyznę symetrii samolotu. Wyniki obliczeń zestawiono w tabeli 3

Tabela 3 Środki ciężkości, momenty bezwładności i dewiacyjne dla różnych konfiguracji samolotu.

po przesunięciu skrzydła o 0,35m, podwozie wypuszczone, pilot ciężki								
wariant	Xsc	%SCA	Ix	Iy	Iz	Ixy	Ixz	Iyz
pusty	2,182819	26,23147	5241,527	6186,805	10109,79	0,8904	517,8188	2,8832
bez paliwa i amunicji	2,269075	31,45909	5346,096	6623,454	10441,87	0,8904	704,1656	2,8832
bez paliwa	2,272749	31,68177	5416,1	6638,459	10507,43	0,8904	711,214	2,8832
max masa startowa	2,325363	34,87049	5598,105	6754,687	10801,65	0,8904	714,6815	2,8832
bez amunicji	2,323049	34,73023	5528,101	6739,682	10736,09	0,8904	707,6331	2,8832
po przesunięciu skrzydła o 0,35m, podwozie wypuszczone, pilot lekki								
wariant	Xsc	%SCA	Ix	Iy	Iz	Ixy	Ixz	Iyz
pusty	2,182819	26,23147	5241,527	6186,805	10109,79	0,8904	517,8188	2,8832
bez paliwa i amunicji	2,230967	29,14953	5298,565	6424,977	10290,93	0,8904	619,4625	2,8832
bez paliwa	2,235402	29,41828	5368,568	6439,982	10356,48	0,8904	626,5109	2,8832
max masa startowa	2,294924	33,02569	5550,573	6556,211	10650,71	0,8904	629,9784	2,8832
bez amunicji	2,292102	32,8547	5480,57	6541,206	10585,15	0,8904	622,93	2,8832
po przesunięciu skrzydła o 0,35m, podwozie schowane, pilot ciężki								
wariant	Xsc	%SCA	Ix	Iy	Iz	Ixy	Ixz	Iyz
pusty	2,182819	26,23147	5081,977	6158,56	9978,486	0,8904	508,9922	2,8832
bez paliwa i amunicji	2,269075	31,45909	5186,545	6595,209	10310,57	0,8904	695,3391	2,8832
bez paliwa	2,272749	31,68177	5256,549	6610,214	10376,12	0,8904	702,3874	2,8832
max masa startowa	2,325363	34,87049	5438,554	6726,442	10670,35	0,8904	705,8549	2,8832
bez amunicji	2,323049	34,73023	5368,55	6711,437	10604,79	0,8904	698,8066	2,8832
po przesunięciu skrzydła o 0,35m, podwozie schowane, pilot lekki								
wariant	Xsc	%SCA	Ix	Iy	Iz	Ixy	Ixz	Iyz
pusty	2,182819	26,23147	5081,977	6158,56	9978,486	0,8904	508,9922	2,8832
bez paliwa i amunicji	2,230967	29,14953	5139,014	6396,732	10159,62	0,8904	610,6359	2,8832
bez paliwa	2,235402	29,41828	5209,018	6411,737	10225,18	0,8904	617,6843	2,8832
max masa startowa	2,294924	33,02569	5391,023	6527,966	10519,4	0,8904	621,1518	2,8832
bez amunicji	2,292102	32,8547	5321,019	6512,961	10453,84	0,8904	614,1034	2,8832

Jak widać zmiana masy pilota powoduje przesunięcie środka ciężkości do 33% SCA dla masy startowej i do 29% SCA dla masy bez paliwa i amunicji. To drugie położenie środka ciężkości jest „najbardziej przednim” położeniem środka ciężkości jakie może wystąpić w locie w przypadku w pełni wyposażonego samolotu. Przesunięcie środka ciężkości do przodu w wyniku demontażu działek i karabinów byłoby znikome (0,5%) ze względu na niewielką odległość ich środków ciężkości od środka ciężkości samolotu. A ponadto nie jest to normalny przypadek eksploatacji tego samolotu. Nawet w trakcie prób w locie prototypu

planowano zamontować masy zastępcze w miejsce uzbrojenia w celu zachowania masy całkowitej samolotu. W związku z tym przypadek ten nie był analizowany szczegółowo.

Analiza z podwoziem schowanym była przeprowadzona dla przypadku gdy podwozie chowa się prostopadle do kadłuba. Oznacza to konieczność zastosowania owiewki na koło przy kadłubie. Możliwe jednak jest również chowanie podwozia skośnie do tyłu. W tym przypadku owiewka nie jest potrzebna, ale środek ciężkości przesuwają się o około 0,5% do tyłu, a ponadto komplikuje się konstrukcja podwozia, które musi się obracać wokół dwóch osi, żeby zmieścić się w skrzydle. Rośnie również masa skrzydła w wyniku konieczności wykonania wykroju w miejscu, które bez wykroju najlepiej przenosiłoby skręcanie. Podjęcie decyzji co do kierunku chowania podwozia na tym etapie nie było możliwe, gdyż zbyt mało wiadomo o szczegółach konstrukcji samolotu i wpływie ich zmian na masę samolotu. Odłożono ją więc do czasu wykonania pierwszej iteracji projektu konstrukcyjnego.

Ze względu na zastosowany układ podwozia nie ma niebezpieczeństwa przewrócenia się samolotu pustego, gdyż rzut środka ciężkości na powierzchnię podłoża w konfiguracji postojowej zawsze znajduje się pomiędzy kołami głównymi a płożą ogonową.