

Samostalni radovi

- Procena masa i momenata inercije letelice
- Proračun amortizera
- Proračun motorskog nosača

Procena masa komponenti letelice - pregled

- Značaj mase i momenta inercije
- Postavka zadatka
- Osnovne definicije i izrazi
- Metode procene
- Kratki primeri

Mase i momenti inercije letelica - Uvod

- Svaki inženjerski proračun počinje terminima: masa, težište i moment inercije.
- Svakome ko se kretao uzbrdo jasno je koliko masa utiče na performanse.
- Potrebno je stvoriti strukturu što manje mase po što nižoj ceni, bez gubitka u sigurnosti ili bezbednosti.
- Tačna procena ukupne mase kao i njene raspodele veoma je važna za dalji tok proračuna.
- Takođe je potrebno i poznavanje karakteristika materijala.

Procena masa i momenata inercije letelice - Zadatak

- U skladu sa maksimalnom masom letelice, izvršiti procenu masa komponenti letelice.
- Rasporediti komponente letelice i proceniti njihova težišta.
- Odrediti težište cele letelice.
- Odrediti momente inercije komponenti letelice.
- Odrediti momente inercije cele letelice.

Mase i momenti inercije letelica - Definicije

- Težište – tačka za koju se može smatrati da je telo u njoj koncentrisano.

$$\tilde{x} = \frac{\int x dL}{L}, \tilde{x} = \frac{\int x dA}{A}, \tilde{x} = \frac{\int x dV}{V}, \tilde{x} = \frac{\int x dM}{M}$$

- Moment inercije – veličina analogna masi, značajna za obrtno kretanje (dati izrazi se odnose na ravanski slučaj).

$$I_x = \int y^2 dA, I_y = \int x^2 dA, I_0 = \int r^2 dA = I_x + I_y$$

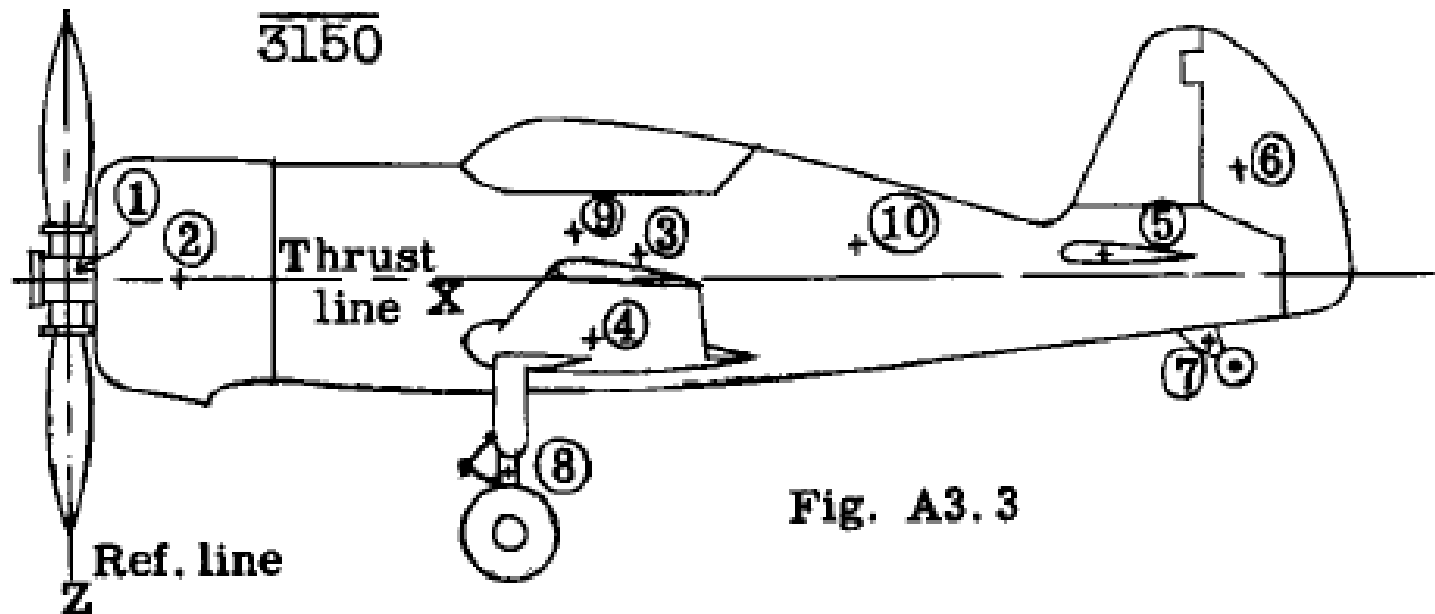
$$I_x = \int y^2 dM, I_y = \int x^2 dM, I_0 = \int r^2 dM = I_x + I_y$$

- U prostoru: $I_x = \int (y^2 + z^2) dM, I_y = \int (x^2 + z^2) dM, I_z = \int (x^2 + y^2) dM$
- Štajnerov obrazac (Teorema o paralelnim osama): $I = I_0 + Md^2$

Zadatak 1

Naći težište letelice na slici. Masa pojedinačnih komponenti i njihova težišta data su tabelarno.

Šta se događa u slučaju prazne letelice (bez pilota, masa trupa ~200kg i krila ~200kg)?



Zadatak 1, podaci

	Komponente	Mi [kg]	x [m]	z [m]
1	Elisa	82	0	0
2	Motori	372	1.17	0
3	Trup	363	4.62	0.1
4	Krilo	272	4.01	-0.46
5	Horizontalni rep	27	7.52	0.2
6	Vertikalni rep	18	8.51	0.66
7	Zadnji točak	23	8.33	-0.51
8	Glavni stajni trap	136	2.92	-0.76
9	Pilot	91	4.19	0.25
10	Radio	45	6.1	0.13

Zadatak 1, rešenje

	Komponente	Mi [kg]	x [m]	z [m]	Wx [kgm]	Wz [kgm]
1	Elisa	82	0	0	0	0
2	Motori	372	1.17	0	435.24	0
3	Trup	363	4.62	0.1	1677.06	36.3
4	Krilo	272	4.01	-0.46	1090.72	-125.12
5	Horizontalni rep	27	7.52	0.2	203.04	5.4
6	Vertikalni rep	18	8.51	0.66	153.18	11.88
7	Zadnji točak	23	8.33	-0.51	191.59	-11.73
8	Glavni stajni trap	136	2.92	-0.76	397.12	-103.36
9	Pilot	91	4.19	0.25	381.29	22.75
10	Radio	45	6.1	0.13	274.5	5.85
	M [kg]	1429			4803.74	-158.03
					xc [m]	zc [m]
					3.36	-0.11

Masa letelice na poletanju - uticaji

- Masa je srazmerna geometrijskim dimenzijama (dužini, površini, zapremini),
- Masa zavisi od unutrašnje strukture,
- Masa zavisi od tipa/kategorije/dozvoljenog opterećenja letelice (vojna ili civilna, itd),
- Masa zavisi od korišćenih materijala (aluminijum, čelik, titanijum, kompozit, drvo, itd),
- Potrebno je koristiti poluempirijske obrasce zasnovane na teoriji i dostupnim empirijskim podacima (nažalost, danas su takvi obrasci slabo dostupni).

Masa letelice na poletanju – podela 1 (vojni)

- Teret: gorivo i mazivo, posada, putnici, prtljag, bombe i municija itd,
- Konstrukcija: krilo, trup, repovi, stalni organi, komande,
- Pogonska grupa: motori, motorske gondole, nosači motora, rezervoari, reduktor, elisa,
- Oružje (topovi, mitraljezi) i uređaji (npr. za nišan),
- Ostalo (uređaji za opsluživanje).

Masa letelice na poletanju – podela 2 (civilni)

- Konstrukcija: trup, krilo, repovi, gondole, stajni organi itd.
- Pogonska grupa: motor, komande, kontrolni sistem, gorivni sistem, sistem za podmazivanje.
- Podsistemi: za kontrolu leta, hidraulički i pneumatski, električni, instrumenti, avionika.
- Dodatno: sedišta, police za ručni prtljag, “kuhinja”, kiseonički sistem, farba itd.
- Do maksimalne mase još: posada, putnici, gorivo.

Masa letelice na poletanju – procena

- Postoji nekoliko uobičajenih metoda za procenu masa komponenti letelice kao i položaja njihovih težišta:
 1. Brzi metod – masa komponente je izražena u procentima maksimalne mase letelice; metoda zasnovana na obradi i usrednjavanju dostupnih podataka sa realizovanih letelica.
 2. Grafički metod – sličan prethodnom, samo što se podaci predstavljaju graphicima koje interpoliramo.
 3. Poluempirijski metod – matematičkim izrazima koji su dobijeni na osnovu podataka sa realnih konstrukcija; najtačniji metod ali i zahteva najviše ulaznih podataka.

Masa letelice na poletanju – dostupni podaci

Korisni linkovi:

Society of Allied Weight Engineers

<https://www.sawe.org>

Procena masa komponenti – Brzi metod, tabela 1

	Procentualno učešće u maksimalnoj masi poletanja Mmax [%]				
Tip aviona	Lovac	Strateški bombarder	Putnički	Transportni vojni	Lovac bombarder
Komponente					
Teret	30-40	45-50	45-55	45-55	35-40
Konstrukcija	28-35	26-30	28-32	28-32	28-33
Pogonska grupa	20-25	9-13	7-11	7-10	18-23
Oružje	1-2	1-4			1-2
Uređaji	10-14	10-12	10-12	10-12	10-12

Konstrukcija	[%] Mmax			Srednja potrošnja goriva			
Krilo	10-13		Tip motora	[kg/kW-h]	[kg/daN-h]		
Trup	7-12		Klipni	0.27 - 0.30			
Stajni trap	4-6		Turbo-elisni	0.34 - 0.40	0.5 - 0.6		
Repovi	2-2.5		Turbo-reaktivni		0.7 - 0.8		
Komande	1.5-2		Protočno-vazdušni		8 - 10	M < 1	
					2 - 3	M ~ 3	
Pogonska grupa							
Elise	2-4		Član posade / putnik	100kg			
Motor	0.68 kg/kW	(veći)					
	1.36 kg/kW	(manji)	Stajni trap				
	0.25 kg/daN		Mmax	< 20t	20 - 100t	100 - 150t	> 150t
			Mst [%]	4 - 5.5	4 - 5	3.5 - 4.5	3.2 - 4
			Mnn / Mst	0.20 - 0.25	0.13 - 0.20	0.11 - 0.13	~ 0.1

Procena masa komponenti – Brzi metod, tabela 2

	Procentualno učešće u maksimalnoj masi poletanja Mmax [%]								Položaj težišta [%]		
Tip aviona	Mali - klipni motor		Poljoprivredni	Mali - mlazni (npr. poslovni)		Srednji - 2 motora		Veliki - turbovent.			
	1 motor	2 motora		turboelisni	turbovent.	turboelisni	turbovent.	2 motora	4 motora		
Komponente											
1 Trup	12-15	6-10	6-8	10-11	9-11	9-11	10-12	10-12	9-11	45	
2 Krilo	10-14	9-11	14-16	10-12	9-12	7-9	9-11	12-14	11-12	25-30	IsAT
3 Hor-rep	1.5-2.5	1.8-2.2	1.5-2	1.5-2	1.4-1.8	1.2-1.5	1.8-2.2	1-1.2	1-1.2	30	
4 Ver-rep	1-1.5	1.4-1.6	1-1.4	1-1.5	0.8-1	0.6-0.8	0.8-1.2	0.6-0.8	0.7-0.9	30	
5 Gondole	1-1.5	1.5-2	1.2-1.5	1.5-1.8	1.4-1.8	2.5-3.5	1.5-2	0.7-0.9	0.8-0.9	35	
6 Stajni organi	4-6	4-6	4-5	4-6	3-5	4-5	3.4-4.5	4-6	4-5	U centru točka	
7 Motor	11-16	18-20	12-15	7-10	7-9	8-10	6-8	5.5-6	5.6-6	50	
8 Upravljanje motorom	1.5-2.5	2-3	1-2	1.5-2	1.7-2	1.5-2	0.8-1	0.2-0.3	0.2-0.3		
9 Gorivni sistem	0.7-1.2	1.4-1.8	1-1.4	1-1.2	1.2-1.5	0.8-1	0.7-0.9	0.5-0.8	0.6-0.8	oko 40% trupa	
10 Sistem za podmazivanje	0.1-0.3	0.25-0.4	0.1-0.3	0.3-0.5	0.3-0.5	0.2-0.3	0.2-0.3	0.3-0.4	0.3-0.4	oko 40% trupa	
11 Sis. za kontrolu leta	1.5-2	1.4-1.6	1-1.5	1.5-2	1.5-2	1-1.2	1.4-2	1-2	1-2	oko 40% trupa	
12 Hidr./Pneum. sistem	0-0.3	0.3-0.6	0-0.3	0.5-1.5	0.7-1	0.4-0.6	0.6-0.8	0.6-1	0.5-1	oko 40% trupa	
13 Električni	1.5-2.5	2-3	1.5-2	2-4	2-4	2-4	2-3	0.8-1.2	0.7-1	oko 40% trupa	
14 Instrumenti	0.5-1	0.5-1	0.5-1	0.5-1	0.8-1.5	1.5-2	1.4-1.8	0.3-0.4	0.3-0.4		
15 Avionika	0.2-0.5	0.4-0.6	0.2-0.4	0.3-0.5	0.4-0.6	0.8-1	0.9-1.1	0.2-0.3	0.2-0.3		
16 Kiseonički sistem	0-0.2	0-0.4	0	0.3-0.5	0.3-0.5	0.3-0.5	0.3-0.5	0.2-0.3	0.2-0.3	oko 40% trupa	
17 Dodatno	2-6	4-6	1-2	6-8	5-8	4-6	6-8	4.5-5.5	4.5-5.5		
18 Farba	0.01	0.01	0-0.01	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01	0.01		
Iz fabrike	57-67	60-65	58-62	58-63	55-60	53-55	52-55	50-54	48-50		
19 Posada	6-12	6-8	4-6	1-3	1-3	0.3-0.5	0.3-0.5	0.4-0.6	0.4-0.6		
Operativan	65-75	65-70	62-66	60-66	58-64	54-56	53-56	52-55	50-52		
20 Teret	12-25	12-20	20-30	15-25	15-20	15-18	12-20	18-22	18-20		
21 Gorivo	8-14	10-15	8-10	10-20	18-28	20-28	22-30	20-25	25-32		
Maksimalna masa	100	100	100	100	100	100	100	100	100		

Procena masa komponenti – Stvarni podaci

Letelica	Mmax [kg]	Trup [kg]	Krilo [kg]	Stabilizatori [kg]	Gondole [kg]	Motor [kg]	Stajni trap [kg]
Klipni motor							
Cessna182	1202	181	108	28	15	189	60
Cessna310A	2191	145	205	54	59	386	119
Beech65	3342	273	259	69	129	457	201
Cessna404	3810	277	390	82	129	454	143
Herald	17010	1354	1980	448	376		737
Convair240	19731	1917	1789	418	550		694
Mlazni motor							
Lear25	6804	714	665	164	109	359	265
Lear45 class	9072	1043	933	175	208	758	353
Jet Star	13916	1583	1282	399	359	794	481
Fokker27-100	17010	1870	1999	443	285	1101	835
CRJ200 class	23133	3104	2435	454			814
F28-1000	29484	3195	3325	740	378	2039	1251
MD-9-30	48988	7326	5171	1261	649	2908	1891
B737-200	52390	5492	4814	1233	631	2820	1975
A320 class	73482	7976	7878	1295	1170	5579	2913
B747-100	322051	32591	39191	5375	4550	15477	14255
A380 class	540000	52256	77172	10933		25038	23856

Poluempirijske formule – Trup civilne letelice

Načelno, masa trupa zavisi od: dužine L (\uparrow), prečnika D (\uparrow), unutrašnje strukture (\uparrow), max. brzine V_D (\uparrow), presurizacije (\uparrow), dozvoljenog faktora opterećenja n (\uparrow), stajnog trapa, itd...

Može se proceniti prostim $M_F = 0.039 \left(2L \cdot D \cdot V_D^{0.5} \right)^{1.5}$, ili potpunijim izrazom $M_F = c \cdot k_e \cdot k_p \cdot k_{uc} \cdot k_{VD} \cdot (M_{\max} \cdot n_{\max})^x \cdot \left(2L \cdot D \cdot V_D^{0.5} \right)^y$ gde su:

$c=0.038$ (velika) – 0.041 (mala) (kategorija letelice),

$k_e=1.05-1.07$ ako su motori u trupu, inače $k_e=1.0$,

$k_p=1.08$ ako je kabina presurizovana, inače $k_p=1.0$,

$k_{uc}=1.04$ (fiksni) - 1.10 (izvlačeći) (stajni organi),

$k_{VD}=1.0$ ($M < 0.3$) – 1.05 ($M \sim 0.8$) (brzina letelice),

$x=0(n < 5)/0.001/0.002(n > 5)$ i $y=1.45-1.5$.

Poluempirijske formule – Krilo civilne letelice

Načelno, masa krila zavisi od: površine S_w (\uparrow), vitkosti λ (\uparrow), strele φ (\uparrow), suženja n (\uparrow), relativne debljine (t/c) (\downarrow), dovoljenog faktora opterećenja n (\uparrow), goriva i motora (\downarrow), itd...

Moguće koristiti izraz

$$M_W = c_w K (M_{\max} n_{\max})^{0.48} S_W^{0.78} \lambda \cdot (1+n)^{0.4} / \left(\cos \varphi \cdot (t/c)^{0.4} \right), \text{ gde je}$$

$c_w=0.02-0.0215$, a K predstavlja proizvod sledećih konstanti:

$k_{uc}=1.002$ ako su stalni organi na krilima, inače $k_{uc}=1.0$,

$k_{sl}=1.004$ ako postoji pretkrilce, inače $k_{sl}=1.0$,

$k_{sp}=1.002$ ako postoje spojleri, inače $k_{sp}=1.0$,

$k_{wl}=1.002$ ako postoje terminezoni, inače $k_{wl}=1.0$,

$k_{re}=1.0$ (bez motora), $k_{re}=0.98$ (2 motora), $k_{re}=0.95$ (4 motora).

Poluempirijske formule – Stabilizatori

Može se koristiti sličan izraz kao za krilo, sa nešto promenjenim vrednostima konstanti. Za horizontalni rep:

$$M_{HR} = 0.02k_{conf} (M_{\max} n_{\max})^{0.48} S_W^{0.78} \lambda \cdot (1+n)^{0.4} / \left(\cos \varphi \cdot (t/c)^{0.4} \right)$$

gde je $k_{conf}=1.05$.

Za vertikalni rep:

$$M_{VR} = 0.0215k_{conf} (M_{\max} n_{\max})^{0.48} S_W^{0.78} \lambda \cdot (1+n)^{0.4} / \left(\cos \varphi \cdot (t/c)^{0.4} \right) \text{ gde je}$$

$k_{conf}=1.1$ (T-konfiguracija, visoko postavljen horizontalac),

$k_{conf}=1.05$ (T-konfiguracija, srednje postavljen horizontalac),

$k_{conf}=1.0$ (T-konfiguracija, nisko postavljen horizontalac).

Poluempirijske formule

Gondole:

$$M_G = (6.2 - 6.7) \cdot (\textit{potisak}[kN]) \quad \text{za mlazne motore i}$$

$$M_G = (0.4 - 0.5) \cdot (\textit{snaga}[KS]) \quad \text{za klipne motore.}$$

Stajni organi (uvlačiv, tricikl, glavni stajni trap u krilu):

$$M_{SO} = (0.04 - 0.044) \cdot M_{\max}$$

Za niskokrilac koristiti 0.04, za srednjekrilac 0.042 i za visokokrilac 0.044.

Stajni organi (uvlačiv, tricikl, u trupu): $M_{SO} = 0.04 \cdot M_{\max}$

Za fiksne stajne organe, umanjiti za 10-15%.

Za pomoćni točak na kraju letelice, umanjiti za 20-25%.

Neke preporuke

- Raspon položaja težišta treba da se nalazi između glavnog i pomoćnog stajnog trapa,
- Težište treba da se nalazi ispred aerodinamičkog centra (kod vojnih letelica je dozvoljeno preklapanje),
- Gorivo i izbacivi teret treba postavljati oko težišta da bi što manje uticali na njegovo pomeranje (u suprotnom je potrebno pretakati gorivo tokom leta),
- Ukoliko procenjeni položaj težišta nije zadovoljavajući, popraviti ga pomeranjem manjih elemenata,
- Generalne preporuke: težište pune letelice leži na $\sim 18\%$ SAT, a prazne na $\sim 22\%$ SAT,
- Generalne preporuke: težište letelice leži na $\sim 20\text{-}30\%$ SGT za podzvučni, a na $\sim 40\text{-}50\%$ SGT za nadzvučni let.

Zadatak – određivanje položaja težišta letelice

Da bi se procenilo težište letelice, treba izabrati 12-15 elemenata i formirati sledeću tabelu:

Red. br.	Naziv dela	Masa	Težište komponente			$W_{xi} = M_i \cdot x_i$ [kgm]	$W_{zi} = M_i \cdot z_i$ [kgm]
		M_i [kg]	x_i [m]	y_i [m]	z_i [m]		
1	Trup						
2	Krilo						
3	Hor. rep						
4	Ver. rep						
5	Stajni trap						
6	Nosna noga						
7	Motor						
8	Gorivo						
9	Teret						
10	Putnici						
11	Komande						
12	...						
13							
14							
15							
		$M_{max} = \sum M_i$				$W_x = \sum W_{xi}$	$W_z = \sum W_{zi}$
						$X_c = W_x / M_{max}$ [m]	$Z_c = W_z / M_{max}$ [m]
						$Y_c = 0m$	

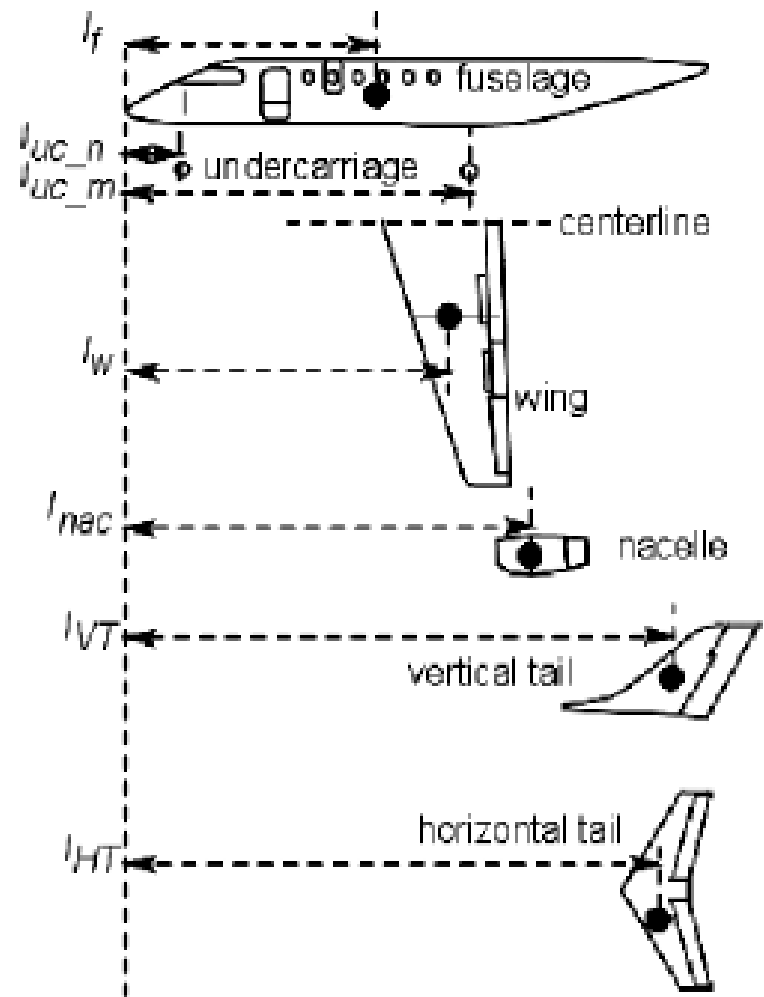
Zadatak 2, podaci

Proceniti mase komponenti letelice sledećih karakteristika:

- Maksimalna masa je $M_{max}=9500\text{kg}$,
- 2 turboventilatorska motora potiska $T=17235\text{N}$ i mase 379kg ,
- Dužina trupa je $L=15.24\text{m}$,
- Prečnik trupa je $D=1.75\text{m}$,
- Brzina poniranja $V_D=195.5\text{m/s}$,
- Konstante $c=0.04$, $k_e=1.04$, $k_p=1.09$, $k_{uc}=1.06$, $k_d=1$,
- Površina krila je $S_w=30\text{m}^2$, razmah $b=15\text{m}$, suženje $n=0.375$,
- Ugao strele je $\varphi=14^\circ$, debljina krila $t/c=0.105$,
- Maksimalno opterećenje $n_{max}=4.125$, $n_{opt}=3.8$.

Zadatak 2, podaci

- Površina hor.repa je $S_w = 5.5\text{m}^2$,
- Vitkost $\lambda = 3.5$,
- Suženje $n = 0.3$,
- Ugao strele je $\varphi = 16^\circ$,
- Debljina hor.repa $t/c = 0.105$,
- Površina ver.repa je $S_w = 3.5\text{m}^2$,
- Vitkost $\lambda = 2.0$,
- Suženje $n = 0.5$,
- Ugao strele je $\varphi = 20^\circ$,
- Debljina ver.repa $t/c = 0.105$.



Zadatak 2, rešenje

- Masa trupa je $M_F = 978\text{kg}$,
- Masa krila je $M_W = 864\text{kg}$,
- Masa hor.repa je $M_{HR} = 124\text{kg}$,
- Masa ver.repa je $M_{VR} = 63\text{kg}$,
- Masa gondole je $M_G = 212\text{kg}$,
- Masa stajnih organa je $M_{so} = 380\text{kg}$.