

5 PRIMJER

Kao primjer aerodinamičkog proračuna izvršit ćemo procjenu aerodinamičkih koeficijenata u slučaju jednog malog putničkog zrakoplova. Dimenzije tog “malog zrakoplova” prikazane su na slici 5.2. Taj mali zrakoplov ima pojednostavljeni oblik zrakoplova CHEROKEE 180 PIPER (slika 5.1), da bi aerodinamički proračun bio olakšan. Neki podaci o zrakoplovu PIPER uzeti su iz lit.[14], a neki su dobiveni ljubaznošću tvrtke.

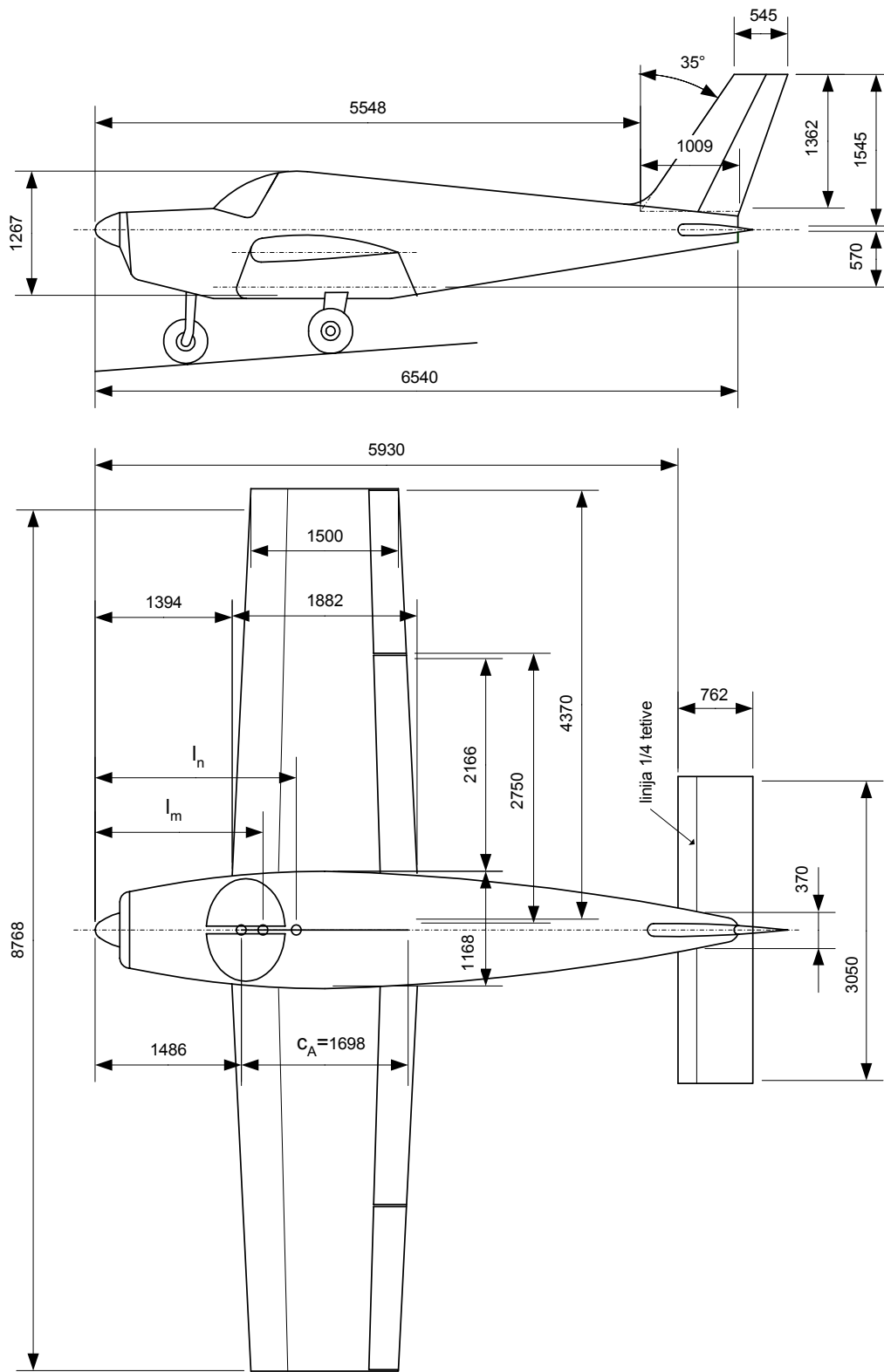


Slika 5-1 CHEROKEE 180 PIPER

5.1 Podaci i geometrija

5.1.1 Krilo (dva polukrila)

Korijenska tetiva	$c_r = 1.882 \text{ m}$
Vršna tetiva	$c_t = 1.500 \text{ m}$
Raspon dva polukrila	$b_w = 7.600 \text{ m}$
Strijela prednjeg ruba krila	$\Lambda_m = 0$
Udaljenost krila od ravni elise	$\ell_{ow} = 1.394 \text{ m}$
Maksimalni uzgon krila	$C_{L_{\max}} = 1.45$
profil krila	$NACA 65_2 - 415$
Tetiva krilaca	20% od tetive krila



Slika 5-2. Dimenzije malog zrakoplova

Kut strijele napadnog ruba:

$$\tan \Lambda_{LE} = \frac{c_r - c_t}{b_v} = \frac{1.882 - 1.500}{7.600} = 0.050 \Rightarrow \Lambda_{LE} = 2.88^\circ$$

Kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive krila:

$$\tan \Lambda_{1/4} = \tan \Lambda_{LE} - 0.25 \frac{c_r - c_t}{b_v/2} = 0.0503 - 0.25 \frac{1.882 - 1.500}{3.800} = 0.0252 \Rightarrow \Lambda_{1/4} = 1.44^\circ$$

Kut strijele maksimalne debljine krila:

$$\tan \Lambda_t = \tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_v/2} = 0.0503 - 0.4 \frac{1.882 - 1.500}{3.800} = 0.0101 \Rightarrow \Lambda_t = 0.58^\circ$$

Kut strijele osi otklona krilaca

$$\tan \Lambda_{HL} = \tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_v/2} = 0.0503 - 0.8 \frac{1.882 - 1.500}{3.800} = -0.0301 \Rightarrow \Lambda_{HL} = -1.73^\circ$$

Površina dvaju polu krila

$$S_w = 2 \cdot \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_w}{2} = \frac{1.882 + 1.500}{2} \cdot 7.6000 = 12.85 \text{ m}^2$$

$$AR = \frac{b_w^2}{S_w} = \frac{7.600^2}{12.85} = 4.5$$

Za ishodište u vrhu krila

$$x_A = b_w \frac{1 + 2\lambda}{6(1 + \lambda)} \tan \Lambda_{LE} = 7.600 \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0.797}{6(1 + 0.797)} \cdot 0.0503 = 0.092 \text{ m}$$

$$c_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{S_w}{b_w} \left[1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2} \right] = \frac{4}{3} \cdot \frac{12.85}{7.600} \left[1 - \frac{0.797}{(0.797 + 1)^2} \right] = 1.698 \text{ m}$$

$$\ell_A = \ell_{0w} + x_A = 1.394 + 0.092 = 1.486 \text{ m}$$

Za profil *NACA 65₂ - 415* lit [1] (str. 628 i 629), daje geometrijske karakteristike

$$\bar{t} = 0.15$$

$$\bar{x}_t = 0.4$$

i rezultate mjerenja za $Re = 6 \cdot 10^6$

$$c_{d \min} = 0.0042$$

$$c_{t\alpha} = 6.10$$

$$\alpha_{0L} = -2.6^\circ$$

$$c_{m0} = -0.060$$

To znači da ovaj profil ima najmanji koeficijent otpora $c_d = 0.0042$ ako je napadni kut profila u intervalu od -2° do $+4^\circ$. Zato zrakoplov treba u horizontalnom letu imati napadni kut koji odgovara intervalu u kome je ta minimalna vrijednost koeficijenta otpora profila.

Geometrija krilca

$$c_{\delta_i}/c = 0.2$$

$$y_{in} = 2.75$$

$$y_{out} = 4.37$$

Geometrija zakrilca

$$b_f/2 = 2.17$$

$$c_f/c = 0.2$$

5.1.2 Tijelo

Zadani podaci

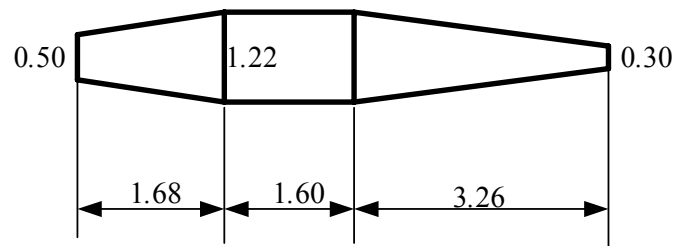
$$L_B = 6.54 \text{ m}$$

$$W_B = 1.17 \text{ m}$$

$$S_{max} = 1.17 \text{ m}^2$$

$$d_e = 2\sqrt{\frac{S_{max}}{\pi}} = 2\sqrt{\frac{1.17}{\pi}} = 1.22 \text{ m}$$

Da bi izračunali opstrujavanu površinu tijela zrakoplova, prednji i zadnji dio tijela zamijenit ćemo sa krnjim stošcem, a srednji s cilindrom, kao na slici 6-2.



Slika 5-3

Tako dobivamo procjenu opstrujavane površine

$$S_B = 4.64 + 6.13 + 7.86 = 18.63 \text{ m}^2$$

5.1.3 Horizontalni rep

Horizontalni rep je 0.304 iznad površine krila:

$$b_h = 3.05 \text{ m}$$

$$\ell_{oh} = 5.930 \text{ m}$$

$$c_r = c_t = 0.762 \text{ m}$$

$$h_{oh} = \ell_{oh} - \ell_A = 5.930 - 1.648 = 4.283 \text{ m}$$

Profil horizontalnog repa je NACA 0009. Za taj simetričan profil su prema lit [1], str 454 i 455, geometrijske karakteristike:

$$\bar{t} = 0.09$$

$$\bar{x}_t = 0.30$$

i rezultati mjerenja za $Re = 3 \cdot 10^6$

$$c_{d\ min} = 0.052$$

$$c_{l\alpha} = 6.09$$

Na horizontalnom repu nalazi se kormilo visine po cijeloj duljini horizontalnog repa:

$$\frac{c_\delta}{c} = 0.2$$

Korisna površina repa

$$S_h = (b_h - d_h) \cdot c = (3.050 - 0.316) \cdot 0.762 = 2.08 \text{ m}^2$$

5.1.4 Vertikalni rep

$$\begin{array}{ll} c_r = 1.009 & \frac{b_v}{2} = 1.362 \\ c_t = 0.545 & \\ \ell_{0V} = 5.548 & A_{LE} = 35^\circ \end{array}$$

Suženje vertikalnog repa:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{0.545}{1.009} = 0.54$$

Izložena površina vertikalnog repa je

$$S_v = \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_v}{2} = \frac{1.009 + 0.545}{2} \cdot 1.362 = 1.058 \text{ m}^2$$

Vitkost vertikalnog repa

$$A_v = \frac{\ell^2}{S} = \frac{(2 \cdot 1.362)^2}{2 \cdot 1.058} = 3.50$$

Aerodinamička tetiva vertikalnog repa je

$$c_A = \frac{1}{S_v} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy = \frac{1}{1.058} \int_0^{1.362} (1.009 - 0.341y)^2 dy = 0.834 \text{ m}$$

Aerodinamička apscisa vertikalnog repa

$$x_{AV} = b_v \frac{1 + 2\lambda}{6(1 + \lambda)} \tan \Lambda_{LE} = 2.724 \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0.540}{6(1 + 0.540)} \cdot 0.700 = 0.429 \text{ m}$$

Profil vertikalnog repa je isti kao horizontalnog repa. Strijela najveće debljine vertikalnog repa je

$$A_t = \arctg\left(\tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_v/2}\right) = \arctg\left(\operatorname{tg}35^\circ - 0.3 \frac{1.009 - 0.545}{1.362}\right) = 30.9^\circ$$

Strijela srednje crte vertikalnog repa je

$$\Lambda_m = \arctg\left(\tan \Lambda_{LE} - 0.5 \frac{c_r - c_t}{b_v/2}\right) = \arctg\left(\operatorname{tg}35^\circ - 0.5 \frac{1.009 - 0.545}{1.362}\right) = 27.9^\circ$$

5.1.5 Zrakoplov

$$b = 8.768 \quad \ell_m = 1.72 \text{ m}$$

$$c_0 = 1.941 \text{ m}$$

$$\ell_0 = 1.365 \text{ m}$$

Površina krila sa pod trupnim dijelom

$$S_{ref} = 2 \cdot \frac{c_0 + c_t}{2} \frac{b}{2} = \frac{1.941 + 1.500}{2} \cdot 8.768 = 15.09 \text{ m}^2$$

Za ishodište u vrhu krila

$$x_A = b \frac{1 + 2\lambda}{6(1 + \lambda)} \tan \Lambda_{LE} = 8.768 \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0.773}{6(1 + 0.773)} \cdot 0.0503 = 0.106 \text{ m}$$

$$c_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{S_{ref}}{b} \left[1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2}\right] = \frac{4}{3} \frac{15.09}{8.768} \left[1 - \frac{0.773}{(0.773 + 1)^2}\right] = 1.730 \text{ m}$$

Postavit ćemo ishodište u početak aerodinamičke tetive krila sa pod trupnim dijelom. Prema podacima, to ishodište je udaljeno od vrha letjelice:

$$\ell_A = \ell_0 + x_A = 1.365 + 0.106 = 1.471 \text{ m}$$

$$h_m = \ell_m - \ell_A = 1.708 - 1.471 = 0.237 \text{ m}$$

$$\bar{h}_m = \frac{h_m}{c_A} = \frac{0.237}{1.730} = 0.137$$

Brzina leta $V = 45 \text{ m/s}$.

Vitkost krila s podtrupnim dijelom:

$$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} = \frac{8.768^2}{15.09} = 5.09$$

Oswaldov koeficijent inducirano otpora je $e = 0.60$. Njemu odgovara

$$K = \frac{1}{e\pi AR} = \frac{1}{0.60 \cdot \pi \cdot 5.09} = 0.104.$$

5.2 Otpor

5.2.1 Krilo

Koeficijent trenja na ploči ovisi o mjestu tranzicije $\bar{\ell}_t$ i o Reynoldsovu broju

$$(c_t)_{ploce} = \frac{1.3}{\sqrt{Re}} \sqrt{\bar{\ell}_t} + \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} (1 - \bar{\ell}_t^{0.8})$$

Reynoldsov broj jest

$$Re = \frac{Vc_A}{\nu} = \frac{45 \cdot 1.73}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 5.2 \cdot 10^6$$

Sobzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 smatraćemo da je granični sloj na krilu turbulentan.

$$(c_f)_{ploce} = \frac{3.91}{(\ln 5.2 \cdot 10^6)^{2.58}} = 0.0033$$

Korekcija zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_m} + 100 \cdot \bar{t}^4 \right) = \left(1 + \frac{0.6 \cdot 0.15}{0.4} + 100 \cdot 0.15^4 \right) = 1.27$$

Za male vrijednosti Machova broja nije potrebna korekcija za stlačivost ($F_{Ma} = 1$). U tom slučaju je koeficijent otpora profila:

$$c_d(\bar{\ell}_t) = F_F F_{Ma} 2(c_f)_{ploce} = 1.27 \cdot 1 \cdot 2 \cdot 0.0033 = 0.0084.$$

Odnos koeficijent otpora krila prema koeficijentu otpora profila određen je koeficijentom

$$F_S = (\cos A_{0.4})^{0.28} = (\cos 0.58^\circ)^{0.28} \approx 1.$$

Konačno dobivamo koeficijent otpora krila za referentnu površinu $S_{ref} = 15.1 \text{ m}^2$:

$$(C_{Df})_W = \frac{S_W}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_S = \frac{12.85}{15.1} \cdot 0.0084 \cdot 1.0 = 0.0071$$

5.2.2 Tijelo

Reynoldsov broj određujemo za duljinu tijela:

$$Re = \frac{V\ell_B}{\nu} = \frac{45 \cdot 6.54}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 20.2 \cdot 10^6$$

Zbog elise pretpostavljamo da je cijeli granični sloj na tijelu turbulentan, te je koeficijent trenja

$$(c_f)_{ploce} = \frac{3.91}{[\ln(Re)]^{2.58}} = \frac{3.91}{[\ln(20.2 \cdot 10^6)]^{2.58}} = 0.00269$$

Ekvivalentni promjer kruga površine maksimalnog presjeka tijela je $d = 1.22 \text{ m}$ pa je vitkost tijela $f = 6.54/1.22 = 5.36$. Toj vitkosti odgovara koeficijent korekcije zbog oblika tijela

$$F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1 + \frac{60}{5.36^3} + \frac{5.36}{400} = 1.40$$

Ovaj koeficijent oblika odgovara pravilnom rotacijskom tijelu. Kabina se uglavnom uklapa u oblik, pa treba malo povećati taj koeficijent zbog kabine za 10%, ali zbog oblika poprečnog presjeka koji nije kružan treba povećati taj koeficijent oblika za 30%:

$$F_F = 1.40 \cdot 1.10 \cdot 1.30 = 2.00$$

Kao i za krilo, i ovdje je koeficijent korekcije zbog stlačivosti $F_{Ma} = 1$. Procjena je opstrujavane površine tijela zrakoplova (vidi podatke u prilogu)

$$S_B = 18,63 \text{ m}^2$$

Kao i za krilo, i za tijelo je $Q_B = 1$, pa je otpor trenja tijela:

$$(C_{Df})_B = \frac{S_B}{S_{ref}} (c_f)_{ploca} F_F F_{Ma} = \frac{18.6}{15.1} \cdot 0.0027 \cdot 2.00 \cdot 1 = 0.0066$$

Čelna površina vjetrobrana je $S_{front} = 0.3$. Vjetrobran je dobro uklopljen u tijelo pa je $k = 0.07$. Dodatni valni otpor zbog vjetrobrana procjenjujemo na

$$(C_V)_B = k \frac{S_{front}}{S_{ref}} = 0.07 \frac{0.3}{15.1} = 0.0014$$

Koeficijent tlaka neposredno iza zrakoplova je

$$C_p = 0.139 + 0.419(Ma - 0.161)^2 = 0.139 + 0.419(0.132 - 0.161)^2 = 0.139$$

Površina baze je $S_{base} = \frac{0.3^2 \pi}{4} = 0.071$ pa je koeficijent otpora baze

$$(C_D)_{base} = C_p \frac{S_{base}}{S_{ref}} = 0.139 \frac{0.071}{15.1} = 0.0007$$

Tako procjenjujemo otpor tijela

$$(C_D)_B = (C_f)_B + (C_V)_B + (C_b)_B = 0.0066 + 0.0014 + 0.0007 = 0.0087$$

5.2.3 Horizontalni rep

Profil horizontalnog repa je NACA 0009. Podaci su u prilogu. Reynoldsov je broj na horizontalnom repu:

$$Re = \frac{\sqrt{\eta_h} V c_A}{\nu} = \frac{\sqrt{0.95} \cdot 45 \cdot 0.762}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 2,29 \cdot 10^6$$

Pretpostavljamo da je horizontalni rep u cijelosti u turbulentnoj struji jer je njegov Reynoldsov broj veći od 10^6 .

$$(c_f)_{ploce} = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = \frac{3.91}{[\ln(2.29 \cdot 10^6)]^{2.58}} = 0.0038$$

Korekcija F_F zbog relativne debljine $\bar{t} = 0.09$ na mjestu $\bar{x}_t = 0.30$ je

$$F_F = 1.10 \cdot \left(1 + \frac{0.6 \cdot \bar{t}}{\bar{x}_t} + 100 \cdot \bar{t}^4 \right) = 1.10 \cdot \left(1 + \frac{0.6 \cdot 0.09}{0.30} + 100 \cdot 0.09^4 \right) = 1.30$$

a korekcija zbog stlačivosti također je $F_{Ma} = 1$, te je koeficijent otpora profila horizontalnog repa

$$c_d = 2(c_f)_{ploce} F_{Ma} F_W = 2 \cdot 0.0038 \cdot 1.30 \cdot 1 = 0.0099$$

Odnos koeficijenta otpora horizontalnog repa prema koeficijentu otpora profila je

$$F_S = (\cos A_t)^{0.28} = (\cos 0)^{0.28} = 1.$$

Izložena površina horizontalnog repa je $S_h = 2.08 \text{ m}^2$ te je komponenta otpora horizontalnog repa za referentnu površinu $S_{ref} = 15.1$

$$(C_{Df})_h = \frac{S_h}{S_{ref}} c_d F_S = \frac{2.08}{15.1} 0.0099 \cdot 1 = 0.0014$$

5.2.4 Vertikalni rep

Reynoldsov broj za vertikalni rep je

$$Re = \frac{V c_A}{\nu} = \frac{45 \cdot 0.834}{1.46 \cdot 10^{-5}} = 2.6 \cdot 10^6$$

Vertikalni rep nalazi se u vrtložnoj struji elise, pa je njegov granični sloj turbulentan, a karakteristike profila vertikalnog repa iste su kao za horizontalni rep, pa je koeficijent otpora profila vertikalnog repa isti kao i koeficijent otpora profila horizontalnog repa:

$$c_d = 0.0099$$

Za vertikalni rep je $A_t = 30.9$, pa je odnos koeficijenta otpora vertikalnog repa prema koeficijentu otpora profila vertikalnog repa:

$$F_V = (\cos A_t)^{0.28} = (\cos 30.9)^{0.28} = 0.96$$

$$(C_{Df})_V = \frac{S_V}{S_{ref}} \cdot c_d \cdot F_V = \frac{1.06}{15.1} \cdot 0.0099 \cdot 0.96 = 0.0007$$

5.2.5 Otpor podvoza

Čelna površina jednog kotača je $S_{front} = 0.60 \cdot 0.10 = 0.060 \text{ m}^2$, ali se vidi samo pola čelne površine, a druga polovica je zaklonjena blatobranom čija je čelna površina približno dva puta veća. Zato je $S_{front} = 0.030 + 2 \cdot 0.030 = 0.090 \text{ m}^2$. Čelna površina jedne noge kotača $S_{front} = 0.30 \cdot 0.05 = 0.015 \text{ m}^2$. U letu su tri noge s kotačima. Zato je otpor podvoza:

$$(C_D)_{kotačo} = 3 \left(k_{kotačo} \frac{S_{front}}{S_{ref}} + k_{noge} \frac{S_{noge}}{S_{ref}} \right) = 3 \cdot \left(0.25 \frac{0.090}{15.1} + 1.2 \frac{0.015}{15.1} \right) = 0.0080$$

Od podvoza uzimamo u obzir samo ovaj valni otpor

5.2.6 Otpor zrakoplova

Konačno zbroj parcijalnih otpora daje nulti otpor (bez uzgona) zrakoplova:

$$\begin{aligned} C_{DO} &= (C_D)_W + (C_D)_B + (C_D)_h + (C_D)_V + (C_D)_{podvprz} \\ &= 0.0071 + 0.0087 + 0.0014 + 0.0007 + 0.0080 \\ &= 0.0259 \end{aligned}$$

5.3 Normalna sila i momenta propinjanja

Postavit ćemo ishodište na početak aerodinamičke tetive krila.

5.3.1 Krilo

Za izračun gradijenta krila potrebni su nam koeficijent stlačivosti β i koeficijent iskorištenja profila. Pri brzini leta $V = 45 \text{ m/s}$, Machov broj je

$$Ma = \frac{V}{a} = \frac{45}{340} = 0.132$$

te je koeficijent stlačivosti

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = \sqrt{1 - 0.132^2} = 0.991$$

Gradijent profila NACA 65₂ - 415 je $c_{t\alpha} = 6.10$, te je za vitkost krila $A = 4.5$. i strijelu $A_{c/2} = 0$ gradijent uzgona normalne sile krila

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\text{tg}^2 A_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 4.5}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 4.50}{6.10}\right)^2 \left(1 + \frac{0}{0.991^2}\right)}} = 4.01$$

Za određivanje položaja hvatišta sile $(C_{L\alpha})_W \alpha$ trebaju nam parametri

$$\lambda = 0.80$$

$$A\beta = -4.5 \cdot 0.991 = -4.5$$

$$A \cdot \text{tg} A_m = 4.5 \cdot 0 = 0$$

Prema dijagramu na slici 2-8

$$\bar{h}_c = 0.24$$

Normalna sila kombinacije krilo-tijelo

$$(C_N)_{WB} = (C_{N\alpha})_W \frac{S_W}{S_{ref}} [K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_W - \alpha_{0L})]$$

Za odnos

$$\bar{d} = \frac{d_e}{b} = \frac{1.22}{8.77} = 0.139$$

vrijednost koeficijenta interferencije određujemo jednadžbama:

$$K_{BW} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1 + 3 \cdot 0.139 - 0.80 \cdot 0.139 \cdot (1 - 0.139) = 1.32$$

$$k_{WB} = \left(\frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}}\right)^2 K_{BW} = \left(\frac{1 + 0.41 \cdot 0.139}{1 + 0.139}\right)^2 1.32 = 1.14$$

Kut nultog uzgona profila NACA 65₂-415 je $\alpha_{0L} = -3^0$. S ovim vrijednostima je ekvivalentni napadni kut krila:

$$\alpha_{ef} = K_{BW}\alpha + k_{WB}(i_W - \alpha_{0L}) = 1.32 \cdot \alpha + 1.14 \cdot \left(i_W - \frac{-3}{57.3}\right)$$

$$\alpha_{ef} = 1.32\alpha + 1.14i_W + 0.060$$

te je konačno koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo

$$(C_N)_{WB} = (C_{N\alpha})_W \frac{S_W}{S_{ref}} \alpha_{ef} = 4.01 \cdot \frac{12.85}{15.1} \cdot (1.32 \cdot \alpha + 1.14i_W + 0.060)$$

$$(C_N)_{WB} = 4.50 \cdot \alpha + 3.89i_W + 0.205$$

Spreg profila NACA 65₂-415 je $c_{m0} = -0.070$, te je spreg krila sveden na referentnu površinu

$$(C_{m0})_W = (c_{m0})_{pr} \frac{A_W \cos A_m}{A_W + 2 \cos A_m} \cdot \frac{S_W}{S_{ref}} = -0.070 \frac{4.5 \cdot 1}{4.5 + 2 \cdot 1} \cdot \frac{12.85}{15.2} = -0.041$$

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo za središte mase koje je udaljeno \bar{h}_m od aerodinamičkog ishodišta bit će:

$$(C_m)_{BW} = (C_{m0})_W - (C_N)_{BW} (\bar{h}_{cW} - \bar{h}_m) = -0.041 - (4.50\alpha + 3.89i_w + 0.205) \cdot (0.24 - \bar{h}_m)$$

$$(C_m)_{BW} = -(1.08 - 4.50\bar{h}_m)\alpha - (0.934 - 3.89\bar{h}_m)i_w - 0.090 + 0.205\bar{h}_m$$

5.3.2 Tijelo

Oblik tijela je takav da možemo zanemariti rezultirajuću normalnu silu, ali moramo uzeti u obzir spreg od normalne sile prednjeg i zadnjeg dijela, koji procjenjujemo prema jednadžbi

$$(C_m)_B = \frac{K_f W_f^2 L_f}{c_A S_{ref}} \alpha$$

Za relativni položaj krila na tijelu

$$\frac{\ell_{cW}}{L_f} = \frac{\ell_{0W} + c_A \bar{h}_c}{6.54} = \frac{1.394 + 1.698 \cdot 0.24}{6.54} = 0.28$$

s dijagrama na slici 4-18 dobivamo $K_f = 0.56$, pa je

$$(C_m)_B = \frac{0.56 \cdot 1.17^2 \cdot 6.54}{1.698 \cdot 15.1} \alpha = 0.196 \alpha$$

5.3.3 Savijanje struje

Iza kombinacije rila povijanje struje izračunavamo pomoću jednadžbe

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 (K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos A_{1/4}})^{1.19}$$

gdje je

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1.7}} = \frac{1}{5.09} - \frac{1}{1 + 5.09^{1.7}} = 0.137$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} = \frac{10 - 3 \cdot 0.80}{7} = 1.086$$

$$\ell_{ch} - \ell_{cw} = \ell_{0h} + \frac{c_h}{4} - \left(\ell_A + \frac{c_A}{4} \right) = 5.930 + \frac{0.762}{4} - \left(1.486 + \frac{1.698}{4} \right) = 4.210$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h}{b}}{\sqrt[3]{\frac{\ell_{ch} - \ell_{cw}}{b/2}}} = \frac{1 - \frac{0.57}{8.77}}{\sqrt[3]{\frac{4.21}{4.38}}} = 0.947$$

$$\tan \Lambda_{1/4} = \tan \Lambda_{LE} - 0.25 \cdot \frac{c_r - c_l}{b_v/2} = 0.0503 - 0.25 \cdot \frac{1.882 - 1.500}{3.800} = 0.0252$$

$$\Lambda_{1/4} = 1.44^\circ$$

te je

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 \cdot \left(0.137 \cdot 1.086 \cdot 0.947 \cdot \sqrt{\cos 1.44^\circ} \right)^{1.19} = 0.431$$

5.3.4 Horizontalni rep

Napadni kut na horizontalnom repu je

$$\alpha_h = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_{ef}$$

$$\alpha_h = \alpha - 0.431 (1.32\alpha + 1.14i_w + 0.060)$$

$$\alpha_h = 0.431 \alpha - 0.491 i_w - 0.026$$

Za proračun gradijenta normalne sile po napadnom kutu trebat će nam veličine β :

$$\beta = \sqrt{1 - \eta_h Ma^2} = \sqrt{1 - 0.98 \cdot 0.132^2} = 0.991$$

Za profil NACA 0009 za koji je $c_{l\alpha} = 6.09$, $b_h = 2.68 \text{ m}$, $S_h = 2.04 \text{ m}^2$, $A_h = 3.5$ i $\Lambda_{c/2} = 0$

bit će gradijent koeficijenta normalne

$$(C_{N\alpha})_h = \frac{2\pi A_h}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A_h}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 3.49}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 3.50}{06.09}\right)^2 (1 + 0)}} = 3.60$$

Hvatište komponente $(C_{N\alpha})_h \alpha$ normalne sile nalazi se na udaljenosti od aerodinamičkog središta

$$h_{c\alpha} = h_{0h} + 0.23 \cdot c_{Ah} = 5.930 - 1.486 + 0.23 \cdot 0.762 = 4.619 \text{ m}$$

$$\bar{h}_{c\alpha} = \frac{h_{ch}}{c_A} = \frac{4.619}{1.698} = 2.720$$

Normalna sila na horizontalnom repu

$$(C_N)_{hB} = \eta_h \eta_{slot} \frac{S_h}{S_{ref}} \left[(C_{N\alpha})_h (K_{BH} \alpha_h + k_{BH} i_h) + (C_{N\delta})_h \delta_m \right]$$

Koeficijenti interferencije za kombinaciju horizontalni rep-tijelo ovisno o odnosu promjera tijela prema rasponu horizontalnog repa dobivamo iz jednadžbi

$$\bar{d} = \frac{d_e}{b} = \frac{0.37}{3.05} = 0.121$$

$$K_{Bh} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d} \cdot (1 - \bar{d}) = 1 + 3 \cdot 0.121 - 1.00 \cdot 0.121 \cdot (1 - 0.121) = 1.26$$

$$k_{WB} = \left(\frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 K_{BW} = \left(\frac{1 + 0.41 \cdot 0.121}{1 + 0.121} \right)^2 1.26 = 1.10$$

Gradijent normalne sile na horizontalnom repu zbog otklona kormila visine određujemo pomoću jednadžbe

$$(C_{N\delta})_h = 0.9 \cdot \frac{S_\delta}{S_h} \left(\frac{C_{N\alpha}}{c_{\ell\alpha}} \right)_h (C_{\ell\delta})_{prof} \cos A_{HL} \cdot K_f$$

U subsonici kad je upravljačka površina po cijelom rasponu noseće površine, onda je $\frac{S_\delta}{S_h} = 1$.

Za $\frac{c_\delta}{c} = 0.2$ i $\frac{t}{c} = 0.09$ sa slike 2-14 očitavamo $(C_{\ell\delta})_{prof} = 3.60$, te je

$$(C_{N\delta})_h = 0.9 \cdot 1.0 \cdot \frac{3.60}{6.09} \cdot 3.60 \cdot \cos 0 \cdot K_f = 1.92 \cdot K_f$$

S ovim vrijednostima bit će koeficijent normalne sile kombinacije horizontalni rep - tijelo

$$(C_N)_{hB} = 0.98 \cdot 0.85 \cdot \frac{2.04}{15.1} \left\{ 3.60 [1.26 (0.431\alpha - 0.491 i_w - 0.026) + 1.10 i_h] + 1.92 K_f \delta_m \right\}$$

Sređivanjem dobivamo

$$(C_N)_{hB} = 0.220\alpha - 0.250 i_w + 0.446 i_h - 0.013 + 0.216 K_f \delta_m$$

Ova sila ima dva dijela. Prvi $0.220\alpha - 0.250 i_w + 0.446 i_h - 0.013$ od horizontalnog repa bez otklona kormila visine i drugi $0.216 K_f \delta_m$ od otklona kormila visine. Prvi dio ima hvatište u napadnoj točki normalne sile horizontalnog repa $\bar{h}_{c\alpha} = 2.720$. Drugi dio zbog otklona kormila visine, koji nazivamo upravljačka sila, ima napadnu točku na udaljenosti x_δ udaljenost napadne točke od aerodinamičke apscise horizontalnog repa. Budući da je srednja aerodinamička apscisa horizontalnog repa jednaka nuli, udaljenost x_δ je istodobno udaljenost od napadnog ruba horizontalnog repa. Udaljenost $h_{c\delta}$ napadne točke upravljačke sile od aerodinamičkog ishodišta zrakoplova bit će zbroj h_{0h} udaljenosti napadnog ruba horizontalnog repa od aerodinamičkog ishodišta zrakoplova i x_δ udaljenost napadne točke od napadnog ruba horizontalnog repa. Sa slike 3-17 za $\frac{c_\delta}{c} = 0.2$ očitavamo $\frac{x_\delta}{c} = 0.45$. Tako dobivamo hvatište upravljačke sile na udaljenosti od aerodinamičkog ishodišta zrakoplova:

$$\bar{h}_{c\delta} = \frac{h_{0h} + c_h \frac{x_\delta}{c}}{c_A} = \frac{5.930 - 1.486 + 0.762 \cdot 0.450}{1.698} = 2.819$$

Koeficijent moment propinjanja horizontalnog repa za središte mase na udaljenosti h_m od aerodinamičkog središta letjelice ima

$$(C_m)_{hB} = -(0.220 \alpha - 0.250 i_w + 0.446 i_h - 0.013)(2.720 - \bar{h}_m) - 0.216 K_f \delta_m (2.819 - \bar{h}_m).$$

Sređivanjem dobivamo

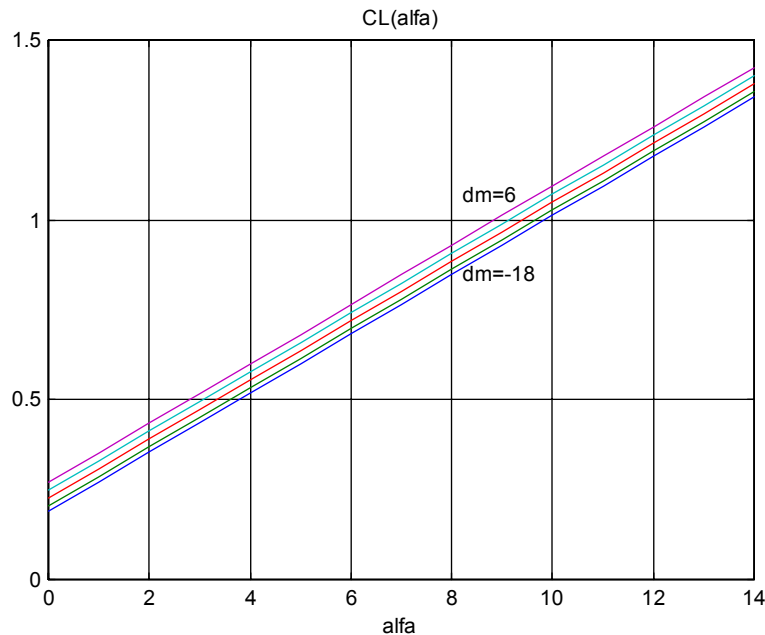
$$(C_m)_{hB} = -(0.598 - 0.220 \bar{h}_m) \alpha - (0.609 - 0.216 \bar{h}_m) K_f \delta_m - \\ + (0.680 - 0.250 \bar{h}_m) i_w - (1.212 - 0.446 \bar{h}_m) i_h + (0.035 - 0.013 \bar{h}_m)$$

5.3.5 Stacionarni koeficijent normalne sile zrakoplova

$$C_N = (C_N)_{WB} + (C_N)_{hB}$$

$$C_N = (4.50 \alpha + 3.89 i_w + 0.205) + (0.220 \alpha - 0.250 i_w + 0.446 i_h - 0.013 + 0.216 K_f \delta_m)$$

$$C_N = 4.72 \alpha + 0.216 K_f \delta_m + 3.64 i_w + 0.446 i_h + 0.192$$



Slika 5-4. $C_L(\alpha, \delta_m)$ za slučaj $i_w = 1^0$ i $i_h = -1^0$

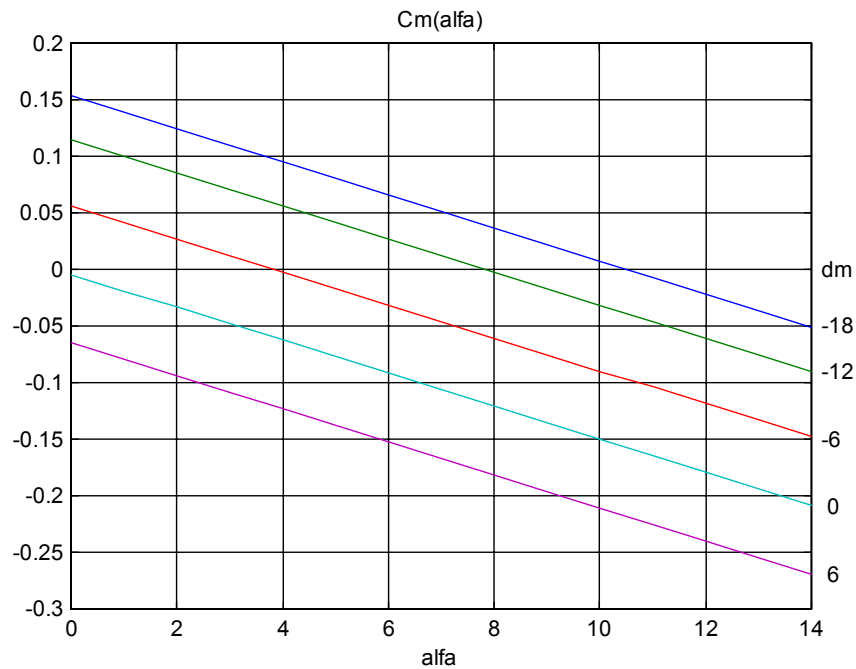
Na disketu u direktoriju *Aerodinamika* nalazi se program pod imenom *CLalfa.m* u MATLAB-u koji crta funkciju $C_L(\alpha, \delta_m)$ za slučaj $i_w = 1^0$ i $i_h = -1^0$ kao na slici 5-4.

5.3.6 Stacionarni koeficijent momenta propinjanja zrakoplova

$$C_m = (C_m)_{WB} + (C_m)_B + (C_m)_{hB}$$

$$C_m = -(1.080 - 4.50 \bar{h}_m) \alpha - (0.934 - 3.89 \bar{h}_m) i_w - 0.090 + 0.205 \bar{h}_m + 0.196 \alpha - \\ - (0.598 - 0.220 \bar{h}_m) \alpha - (0.607 - 0.216 \bar{h}_m) K_f \delta_m - \\ + (0.680 - 0.250 \bar{h}_m) i_w - (1.212 - 0.446 \bar{h}_m) i_h + (0.035 - 0.013 \bar{h}_m)$$

$$C_m = -(1.482 - 4.72 \bar{h}_m) \cdot \alpha - (0.607 - 0.216 \bar{h}_m) \cdot K_f \delta_m - \\ - (0.254 - 3.640 \bar{h}_m) \cdot i_w - (1.212 - 0.446 \bar{h}_m) \cdot i_h - 0.055 + 0.192 \bar{h}_m$$



Slika 5-5 Ovisnost momenta propinjanja o napadnom kutu i otklonu kormila visine za slučaj

$$\bar{h}_m = 0.137, \text{ te } i_w = 1^0 \text{ i } i_h = -1^0$$

Na disketu u direktoriju *Aerodinamika* nalazi se program koji se zove *Cmalfadelta.m* u MATLAB-u koji crta funkciju $C_m(\alpha, \delta_m)$ za slučaj $\bar{h}_m = 0.137$, $i_w = 1^0$ i $i_h = -1^0$ kao na slici 5-5.

5.3.7 Nestacionarni gradijenti normalne sile i momenta propinjanja

Izračunat ćemo nestacionarne gradijente za slučaj kada je $\bar{h}_m = 0.137$. Gradijenti po derivaciji napadnog kuta:

$$C_{Z\dot{\alpha}} = -\eta_V \frac{S_h}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_h \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_{cw}) = -0.98 \cdot \frac{2.08}{15.1} \cdot 3.60 \cdot 0.431 \cdot (2.72 - 0.24) = -0.52$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = C_{Z\dot{\alpha}} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = -0.52 (2.72 - 0.137) = -1.34$$

Gradijenti po kutnoj brzini propinjanja

$$C_{Zq} = -\eta_V \frac{S_h}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_h (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = -0.98 \cdot \frac{2.08}{15.1} \cdot 3.60 (2.72 - 0.137) = -1.26$$

$$C_{mq} = C_{Zq} (\bar{h}_{ch} - \bar{h}_m) = -1.26 (2.72 - 0.137) = -3.24$$

5.4 Bočna sila i moment skretanja

5.4.1 Vertikalni rep

Profil vertikalnog repa isti je kao i profil horizontalnog repa te je gradijent normalne sile po napadnom kutu

$$(C_{N\alpha})_V = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 3.50}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 3.50}{6.09}\right)^2 \left(1 + \frac{0}{0.991^2}\right)}} = 3.35$$

Za $\frac{c_\delta}{c} = 0.3$ i $\frac{t}{c} = 0.09$ sa slike 2-14 očitavamo $(C_{l\delta})_{prof} = 4.40$, te gradijent normalne sile na

vertikalnom repu zbog otklona kormila pravca određujemo pomoću jednadžbe

$$(C_{N\delta})_V = 0.9 \cdot \frac{S_\delta}{S_V} \left(\frac{C_{N\alpha}}{c_{l\alpha}}\right)_h (C_{l\delta})_{prof} \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f = 0.9 \cdot 0.90 \cdot \frac{3.35}{6.09} \cdot 4.4 \cdot K_f = 1.96 \cdot K_f$$

Parametri za određivanje napadne točke normalne sile na vertikalnom repu su:

$$A_m = A \tan \Lambda_m = 3.50 \cdot 0.530 = 1.85$$

$$A\beta = A\sqrt{1 - Ma^2} = 3.50 \cdot 0.991 = 3.47$$

$$\lambda = 0.54$$

Prema dijagramu na slici 2-12 nalazimo $\bar{y}_c = 0.44$, a interpolacijom između dijagrama 2-9

(za $A_m = 1$) i 2-10 (za $A_m = 2$) dobivamo za $A_m = 1.85$ da je $\bar{h}_c = 0.23$. Napadna točka

normalne sile na vertikalnom repu ima koordinate

$$z_c = r_V + \frac{b_V}{2} \bar{y}_c = 0.183 + 1.362 \cdot 0.44 = 0.782 \text{ m}$$

$$\ell_{cV} = \ell_{0V} + x_A + c_A \bar{h}_c = 5.548 + 0.429 + 0.23 \cdot 0.834 = 6.17 \text{ m}$$

Za $\frac{c_\delta}{c} = 0.30$ te je prema dijagramu na slici 2-17 $\frac{x_\delta}{c} = 0.43$, pa je napadna točka normalne sile od otklona kormila pravca na udaljenosti od vrha

$$\ell_{\delta V} = \ell_{0V} + x_{AV} + c_{AV} \frac{x_\delta}{c} = 5.548 + 0.429 + 0.834 \cdot 0.43 = 6.34 \text{ m}$$

Za $\bar{d}_V = \frac{1545 - 1362}{1545} = 0.118$, koeficijent interferencije tijelo - vertikalni rep iznosi

$$K_{VB} = 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d}(1 - \bar{d}) = 1 + 3 \cdot 0.118 - 0.54(1 - 0.118) = 1.30$$

5.4.2 Skretanje struje

Gubici zbog savijanja struje u ravnini kuta klizanja zanemarivi su jer je krilo nisko postavljeno

$$\eta_V \frac{\partial \beta_V}{\partial \beta} \approx 1$$

5.4.3 Bočna sila zrakoplova

$$C_Y = C_{Y\beta} \beta + C_{Yp} p^* + C_{Yr} r^* + C_{Y\delta_n} \delta_n$$

Gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja:

$$(C_{Y\beta})_V = -\eta_V \frac{\partial \beta_V}{\partial \beta} \frac{S_V}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_V K_{VB} = -1 \cdot \frac{1.058}{15.1} \cdot 3.35 \cdot 1.30 = -0.317.$$

Gradijent po otklonu kormila pravca:

$$C_{Y\delta_n} = \eta_V \frac{S_V}{S_{ref}} (C_{N\delta})_V = 1 \cdot \frac{1.058}{15.1} \cdot 1.96 \cdot K_{fV} = 0.137 \cdot K_{fV}.$$

Gradijent po kutnoj brzini valjanja i kutnoj brzini skretanja:

$$C_{Yp} = C_{Y\beta} \frac{|z_{cv}|}{b} = -0.317 \cdot \frac{0.782}{8.77} = -0.0283,$$

$$C_{Yr} = \eta_V \frac{S_V}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_V \frac{\ell_{cv} - \ell_m}{b} = 1 \cdot \frac{1.058}{15.1} \cdot 3.35 \cdot \frac{6.169 - 1.719}{8.77} = 0.119.$$

Konačno je koeficijent bočne sile zrakoplova

$$C_Y = -0.317\beta - 0.0283p^* + 0.119r^* + 0.137 \cdot K_{fV} \delta_n$$

5.4.4 Moment skretanja zrakoplova

$$C_n = C_{n\beta} \beta + C_{np} p^* + C_{nr} r^* + C_{n\delta_\ell} \delta_\ell + C_{n\delta_n} \delta_n$$

Gradijent letjelice po kutu klizanja je zbroj

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_W + (C_{n\beta})_V + (C_{n\beta})_B$$

Gradijent krila po kutu klizanja

$$B_1 = \frac{tg\Lambda_{1/4}}{(A + 4\cos\Lambda_{1/4})} \left(\cos\Lambda_{1/4} - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8\cos\Lambda_{1/4}} \right) = \frac{\tan 1.44^\circ}{(5.1 + 4\cos 1.44^\circ)} \left(\cos 1.44^\circ - \frac{5.1}{2} - \frac{5.1^2}{8\cos 1.44^\circ} \right)$$

$$= -0.013$$

$$B_2 = 6 \frac{(\sin\Lambda_{1/4})^2}{A\cos\Lambda_{1/4}(A + 4\cos\Lambda_{1/4})} = \frac{6 \cdot (\sin 1.44^\circ)^2}{5.1 \cdot \cos 1.44^\circ (5.1 + 4\cos 1.44^\circ)} = 0.00008$$

$$(C_{n\beta})_W = \frac{C_L^2}{\pi A} \left[\frac{1}{4} - B_1 - B_2 \cdot (\ell_{cw} - \ell_m) \right] = \frac{0.473^2}{5.1\pi} \left(\frac{1}{4} + 0.013 - 0.00008 \cdot (1.802 - 1.726) \right)$$

$$= 0.0037$$

Gradijent tijela po kutu klizanja:

$$(C_{n\beta})_B = -1.3 \frac{V_B D_B}{S_{ref} b W_B} = -1.3 \frac{1.03 \cdot 1.27}{15.1 \cdot 8.77 \cdot 1.17} = -0.0110$$

Gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja:

$$(C_{n\beta})_V = -(C_{y\beta})_V \frac{\ell_{cv} - \ell_m}{b} = -(-0.317) \frac{6.169 - 1.719}{8.77} = 0.161$$

Gradijent letjelice po kutu klizanja:

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_W + (C_{n\beta})_V + (C_{n\beta})_B = 0.0037 + 0.161 - 0.0110 = 0.154$$

Gradijent po kutnoj brzini valjanja

$$C_{np} = -C_{yp} \frac{\ell_{cv} - \ell_m}{b} = 0.0283 \frac{6.169 - 1.719}{8.77} = 0.0143$$

Gradijent po kutnoj brzini skretanja:

$$C_{nr} = -C_{yr} \frac{\ell_{cv} - \ell_m}{b} = -0.119 \frac{6.169 - 1.719}{8.77} = -0.0604$$

Za parametre krila $\lambda = 0.80$, $A\beta = -4.5 \cdot 0.991 = -4.5$ i $A \cdot tg\Lambda_m = 4.5 \cdot 0 = 0$, udaljenost napadne točke polovine krila od korijenske tetive $\bar{y}_{cw} = 0.439$, te je udaljenost od osi zrakoplova:

$$y_c = \frac{W_B}{2} + \frac{b_W}{2} \bar{y}_{cw} = \frac{1.168}{2} + \frac{7.600}{2} 0.439 = 2.252 \text{ m}$$

Udaljenost sredine raspona krilca od osi letjelice, prema slici 5-2, iznosi:

$$y_\ell = \frac{y_{in} + y_{out}}{2} = \frac{2.75 + 4.37}{2} = 3.56 \text{ m}$$

S ovim vrijednosti bit će gradijent koeficijenta momenta skretanja po otklonu krilaca:

$$C_{n\delta_\ell} = -2KC_L C_{\ell\delta_\ell} \frac{y_c}{y_\ell} = -2 \cdot 0.104 \cdot 0.473 \cdot 0.552 \cdot \frac{2.252}{3.560} = -0.0344$$

Gradijent po otklonu kormila pravca

$$C_{n\delta_n} = -C_{Y\delta_n} \frac{\ell_{V\delta} - \ell_m}{b} = -0.137 \cdot K_{JV} \frac{6.336 - 1.719}{8.77} = -0.0721 \cdot K_{JV}$$

Konačno moment skretanja zrakoplova je

$$C_n = 0.154\beta + 0.0143p^* - 0.0604r^* - 0.0344\delta_\ell - 0.0721\delta_n$$

5.5 Moment valjanja

$$C_\ell = C_{\ell\beta}\beta + C_{\ell p}p^* + C_{\ell r}r^* + C_{\ell\delta_\ell}\delta_\ell + C_{\ell\delta_n}\delta_n$$

Gradijent letjelice po kutu klizanja zbroj je gradijenta koji nastaju na krilu i na vertikalnom repu

$$C_{\ell\beta} = (C_{\ell\beta})_W + (C_{\ell\beta})_V$$

a gradijent koji nastaje na krilu je zbroj triju efekata

$$(C_{\ell\beta})_W = (C_{\ell\beta v})_W + (C_{\ell\beta C_L} C_L)_W + (C_{\ell\beta z} \bar{z}_W)_W$$

Ta tri efekta su:

$$C_{\ell\beta v} = -\frac{S_w}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_w \frac{y_c}{b} \cdot v = -\frac{12.85}{15.1} 4.01 \frac{2.252}{8.77} \cdot \frac{7.5}{57.3} = -0.1147$$

$$C_{\ell\beta C_L} C_L = -\frac{S_w}{S_{ref}} \sin \Lambda_{1/4} \frac{y_c}{b} \cdot C_L = \frac{12.85}{15.1} \sin 1.44^\circ \cdot \frac{2.252}{8.77} \cdot 0.473 = -0.0026$$

$$(C_{\ell\beta z} \bar{z}_W)_W = 1.2\sqrt{A} \frac{D_f + W_f}{b} \bar{z}_W = 1.2\sqrt{4.5} \frac{1.267 + 1.168}{8.77} \frac{0.570}{8.77} = 0.0459$$

te je gradijent po kutu klizanja nastao na krilu

$$(C_{\ell\beta})_W = -0.1147 - 0.0026 + 0.0459 = -0.105$$

a gradijent po kutu klizanja nastao na vertikalnom repu

$$(C_{\ell\beta})_V = -\eta_V \frac{\partial \beta_V}{\partial \beta} \frac{S'_V}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_V \frac{|z_{CV}|}{b} = -1 \cdot \frac{1.058}{15.1} 3.35 \frac{0.782}{8.77} = -0.0209$$

Konačno gradijent letjelice po kutu klizanje je zbroj tih dvaju gradijenta

$$C_{\ell\beta} = -0.0127 - 0.0209 = -0.0336$$

Gradijent letjelice po kutnoj brzini valjanja je praktično jednak gradijentu krila po kutnoj brzini valjanja

$$C_{\ell p} \approx (C_{\ell p})_W = -\frac{1}{b^2 S_{ref}} \left\{ [Sb^2 C_{N\alpha} f(\lambda, A_m, A\beta)]_b - [Sb^2 C_{N\alpha} f(\lambda, A_m, A\beta)]_{w_f} \right\}$$

Za krilo s dijelom pod trupom:

$$\lambda = \frac{c_i}{c_0} = \frac{1.500}{1.941} = 0.77$$

$$A\beta = -5.10 \cdot 0.991 = -5.05$$

$$A \cdot \operatorname{tg} \Lambda_m = 5.10 \cdot 0 = 0$$

Svi drugi parametri krila su isti kao za polukrila

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A}{c_{\ell\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\operatorname{tg}^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 5.10}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 5.10}{6.10}\right)^2 \left(1 + \frac{0}{0.991^2}\right)}} = 4.20$$

$$f(\lambda, A_m, A\beta) = f(0.77, 0, -5.0) = 0.046$$

$$Sb^2 C_{N\alpha} f(\lambda, A_m, A\beta) = 15.1 \cdot 8.77^2 \cdot 4.20 \cdot 0.046 = 224$$

Za krilo pod trupom je:

$$S = (c_0 + c_r)W_f = (1.941 + 1.882)1.168 = 4.465 \text{ m}^2$$

$$AR = \frac{W_f^2}{S} = \frac{1.168^2}{4.47} = 0.305$$

$$\lambda = \frac{c_r}{c_0} = \frac{1.882}{1.941} = 0.970$$

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A}{c_{\ell\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\operatorname{tg}^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 0.305}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 0.305}{6.10}\right)^2 \left(1 + \frac{0}{0.991^2}\right)}} = 0.476$$

$$f(\lambda, A_m, A\beta) = f(0.97, 0, -0.30) = 0.031$$

$$Sb^2 C_{N\alpha} f(\lambda, A_m, A\beta) = 4.47 \cdot 1.168^2 \cdot 0.48 \cdot 0.031 = 0.091$$

Vidimo da je utjecaj dijela pod trupom zanemariv u odnosu na utjecaj cijelog krila (0.091 prema 224).

$$C_{\ell p} = -C_{N\alpha} f(\lambda, A_m, A\beta) = -4.20 \cdot 0.046 = -0.193$$

Gradijent po kutnoj brzini skretanja:

$$C_{\ell r} = (C_{\ell r})_W + (C_{\ell r})_V = \frac{(C_N)_W}{6} + C_{Yr} \frac{|z_{cv}|}{b}$$

Kako je $(C_N)_{WB} = 4.50 \cdot \alpha + 3.89 i_w + 0.205$, za postavni kut krila $i_w = 1^0 = 0.0175$, bit će

$$(C_N)_{WB} = 4.50 \cdot \alpha + 0.273$$

te je gradijent koeficijenta valjanja po kutnoj brzini skretanja:

$$C_{lr} = \frac{4.5\alpha + 0.273}{6} + 0.119 \frac{0.782}{8.77}$$

$$C_{lr} = 0.75\alpha + 0.056$$

Za zadani profil krila

$$C_{l\delta} = f\left(\frac{c_{\delta}}{c}, \frac{t}{c}\right) = f(0.2, 0.15) = 3.75$$

Uz ovaj gradijent profila bit će gradijent letjelice po otklonu krilaca

$$C_{l\delta_i} = \cos\Lambda_{HL} \frac{2S_e}{S_{ref}} \frac{y_e}{b} (C_{l\delta})_{prof} K_f = \cos 2.88^\circ \frac{5.13}{15.1} \cdot \frac{3.56}{8.77} 3.75 \cdot K_f = 0.517$$

Gradijent po otklonu kormila pravca:

$$C_{l\delta_n} = C_{Y\delta_n} \frac{|z_{CV}|}{b} = 0.137 \cdot K_{fn} \frac{0.782}{8.77} = 0.0122 \cdot K_{fn}$$

Konačno moment valjanja letjelice:

$$C_\ell = -0.105\beta - 0.193p^* + (0.75\alpha + 0.056)r^* + 0.517\delta_i + 0.0122\delta_n$$

