

Geometrijski parametri krila

Konstrukcija i tehnologija proizvodnje letelica

Zlatko Petrović & Aleksandar Grbović & Jelena Svorcan &
Miloš Petrašinović

2019/2020.



Sadržaj

Uvod

O izboru pogonske grupe . . .

Geometrija krila



Uvod – 1/24

Iz predavanja sa prethodnog časa:

- Izbor P/W i W/S na osnovu statističke analize izvedenih konstrukcija.
- Ne treba birati izbornu tačku na granici oblasti zbog:
 - ▶ Statističke greške,
 - ▶ Kasnije dorade zahteva,
 - ▶ Kasnijih tačnijih proračuna.
- Granice $P/W - W/S$ se određuju iz zahteva: poletanja, sletanja, penjanja i horizontalne brzine.



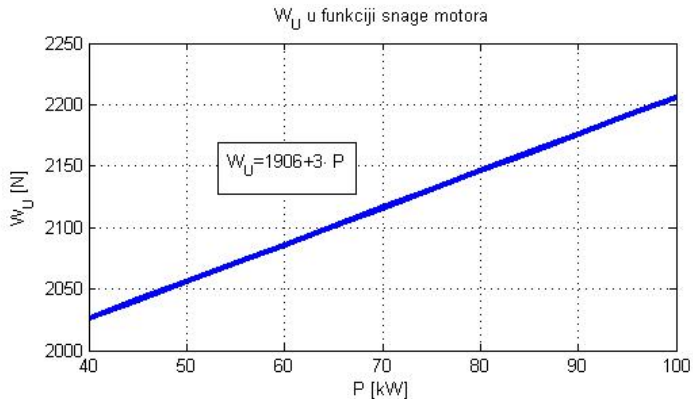
Uvod – 2/24

Na osnovu ASTM F2245 propisa:

- Maksimalna težina na poletanju: $W_o = 472 \cdot 9.81 \cong 4630$ [N].
- Korisni teret i padobran:
 $W_U = 1690 + 3 \cdot P + 22 \cdot 9.81 \cong 1906 + 3 \cdot P$, gde je P snaga motora u [kW]!
- Brzina penjanja $V_y \geq 1.6$ [m/s], gradijent penjanja $\theta \geq 1/12$.
- Brzina sletanja u konfiguraciji zakrilaca "0" $V \geq 1.3 \cdot V_{S_0}$.
- Brzina poletanja u konfiguraciji zakrilaca "1" $V \geq 1.2 \cdot V_{S_1}$.



Uvod – 3/24



Slika: Ukupna korisna težina W_U u funkciji snage motora



Uvod – 4/24

Primer

Odrediti oblast prihvatljivih vrednosti P/W i W/S za letelicu maksimalne poletne težine sa padobranom $W_o = 472 \cdot 9.81 \cong 4630$ [N], ako je maksimalna visina krstarenja $H = 500$ [m], a dužina voženja iznosi $L_s = 150$ [m]. Koristiti statističke trendove iz prethodnog predavanja. Brzina krstarenja oko 160 [km/h], a maksimalna brzina 200 [km/h].



Uvod – 5/24

Rešenje

Korisna težina letelice:

$$W_U = 1906 + 3 \cdot P \text{ [N]},$$

gde je u 1960 uračunata težina dva putnika i težina padobrana.
Ukoliko je snaga P data u [hp], tada je P u [kW]:

$$P \text{ [kW]} = 0.7457 \cdot P \text{ [hp]},$$

pa gornja formula za korisni teret glasi:

$$W_U = 1906 + 2.24 \cdot P, \quad \text{gde je } P \text{ u [hp], a rezultat u [N].}$$



Uvod – 6/24

Usvojicemo maksimalnu finesu koja odgovara srednje dobrom aerodinamičkom obliku (pošto želimo da pravimo letelicu bez velike upotrebe presa, znači limovi samo sa jednom krivinom!):

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 8.5.$$

Proverićemo dolet ukoliko koristimo motore izmedju 50 [hp] i 100 [hp]. Iz:

$$W_o = W_e + W_U + W_F, \quad \Rightarrow \quad \frac{W_F}{W_o} = 1 - \frac{W_e}{W_o} - \frac{W_U}{W_o}.$$

Ranije smo utvrdili da je $W_e/W_o \cong 0.55$ tako da je:

$$\frac{W_F}{W_o} = 0.45 - \frac{W_U}{W_o} = 0.45 - \frac{1906 + 2.24 \cdot P}{4630}.$$



Uvod – 7/24

Ili nakon sredjivanja:

$$\frac{W_F}{W_o} = 0.0383 - 4.84 \cdot 10^{-4} \cdot P.$$

Prema propisima: da bi letelica spadala u LSA kategoriju mora biti lakša od 4630 [N] sa kompletnim korisnim teretom i gorivom za **pola sata leta**. Dozvoljava se prekoračenje poletne težine letelice u fazi sertifikovanja od 7%!

Iz prethodne jednačine dobijamo količinu goriva za let:

$$W_F = \frac{0.0383 - 4.84 \cdot 10^{-4} \cdot P}{1.06} \cdot 4630.$$



Uvod – 8/24

Vreme rada motora za poznatu količinu goriva odredjujemo iz:

$$\frac{W_F}{P} = c \cdot t, \quad \text{gde je: } c = 3 \text{ [N/kW} \cdot \text{h]} = 2.24 \text{ [N/hp} \cdot \text{h]}$$

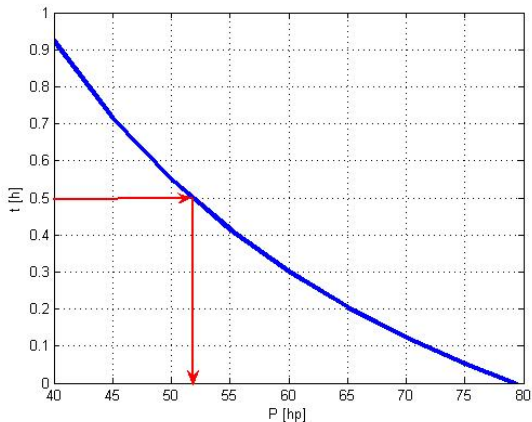
Iz prethodne jednačine sledi:

$$t = \frac{0.0383 - 4.84 \cdot 10^{-4} \cdot P}{1.06 \cdot P \cdot c} \cdot 4630 = \frac{74.7 - 0.944 \cdot P}{P},$$

kada je P u [hp].



Uvod – 9/24



Slika: Vreme leta t u funkciji snage motora u [hp]



Uvod – 10/24

Sa druge strane, potrebna količina goriva za let od pola sata se izračunava:

$$W_F = P \cdot c \cdot 0.5 = 1.12 \cdot P.$$

Kada je $P = 100$ [hp] potrebna količina goriva je:

$$W_F = 1.12 \cdot 100 = 112 \text{ [N]}.$$

Ova masa u odnosu na maksimalnu masu iznosi:

$$\frac{W_F}{W_o} \cdot 100\% = 100 \cdot \frac{112}{4630} \cong 2.4\%.$$

Kako ASTM F 2240 dozvoljava prekoračenje težine u fazi sertifikovanja od 7%, znači da se uklapamo, **ali jedva!**



Uvod – 11/24

- Rajmerov trend za W/P :

$$\frac{W}{P} = 1.87 \cdot V_{\max}^{-0.61} = 1.87 \cdot 200^{-0.61} \cong 0.0738.$$

- Odakle sledi:

$$\frac{P}{W} \cong 13.5 \text{ [W/N]}.$$

- Na prethodnom predavanju smo izračunali očekivanu površinu krila:

$$S = 12 \div 12.8 \text{ [m}^2\text{]}, \quad \frac{W}{S} = 362 \div 386 \text{ [N/m}^2\text{]}.$$



Uvod – 12/24

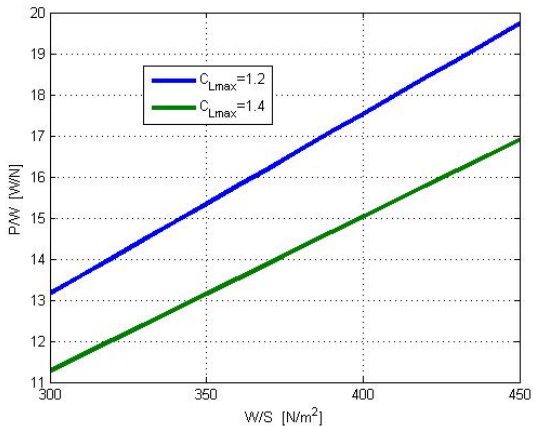
- Imamo očekivane vrednosti P/W i W/S , ali moramo utvrditi da li sa tim očekivanim vrednostima zadovoljavamo ostale zahteve!
- Najkraće piste na sportskim aerodromima u Evropi su dugačke oko 300 [m]. Usvojicemo $L_{pol} = 250$ [m]. Iz prethodnog predavanja:

$$\frac{P}{W} = \frac{9.25 \cdot W/S}{C_{L_{\max}} \cdot (L_{pol} - 74.2)} \cong 0.0526 \cdot \frac{W/S}{C_{L_{\max}}}.$$

- Odredićemo graničnu krivu za $C_{L_{\max}} = 1.2$ i za $C_{L_{\max}} = 1.4$.



Uvod – 13/24



Uvod – 14/24

- Dužina voženja (u sletanju) je zadata i iznosi $L_{voz} = 150$ [m]. Na osnovu predavanja sa prethodnog časa:

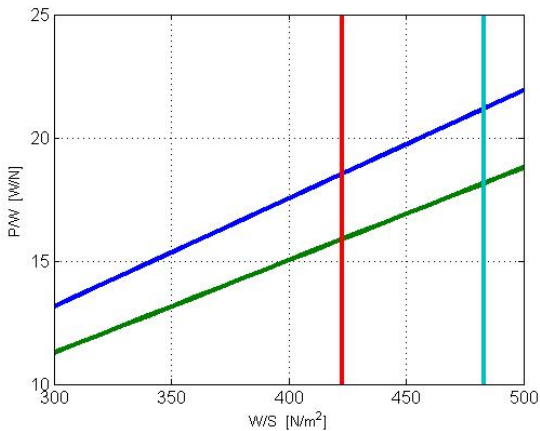
$$\frac{W}{S} \leq 1.642 \frac{\rho \cdot C_{L_{max,sl}} \cdot L_{voz}}{K_{ut}} = 1.642 \cdot \frac{1.225 \cdot C_{L_{max,sl}} \cdot 150}{1.0}$$

- Usvojili smo koeficijent umanjenja težine na sletanju $K_{ut} = 1.0$. Izračunaćemo granice za $C_{L_{max,sl}} \in \{1.4, 1.6\}$.
- Iz prethodnog sledi:

$$\frac{W}{S} \leq 302 \cdot C_{L_{max,sl}}, \quad \frac{W}{S} \leq 423, \quad \frac{W}{S} \leq 483.$$



Uvod – 15/24



Uvod – 16/24

- Za odredjivanje granične krive za penjanje ($V_y > 1.6$ [m/s]) neophodno je odrediti:

$$C_{D_{opol}} = C_{D_{oplaner}} + \Delta C_{D_{omeh}} + \Delta C_{D_{ostaj}}.$$

- Za prosta krilca $\Delta C_{D_{omeh}} \cong 0.014$, a za fiksni stajni trap $\Delta C_{D_{ostaj}} \cong 0.022$. Odabrali smo vrednosti veće od prosečnih (garažna avijacija).
- Otpor letelice:

$$C_{D_{oplaner}} = \frac{W}{S} \cdot C_{fe} \cdot k_1 \cdot \left(\frac{W_o}{10} \right)^{\beta-1}.$$



Uvod – 17/24

- Preporučene vrednosti koeficijenata za jednomotorne letelice:

$$C_{fe} = 0.006, \quad k_1 = 0.171, \quad \beta = 0.5147,$$

tako da je:

$$C_{D_{o_{planer}}} = \frac{W}{S} \cdot 0.006 \cdot 0.171 \cdot \left(\frac{4630}{10} \right)^{0.5147-1} \cong \frac{W}{S} \cdot 5.22 \cdot 10^{-5}.$$

- Specifična snaga mora zadovoljiti za $V_y \geq 1.6$ [m/s]:

$$\frac{P}{W} \geq 2.24 + k_2 \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt[4]{C_{D_{o_{pol}}}}, \quad k_2 \cong 0.44.$$



Uvod – 18/24

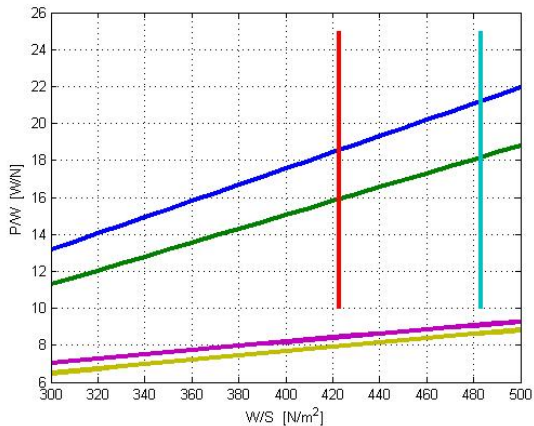
- Gradijent penjanja mora biti veći od $\theta \geq 1/12 \cong 0.0833$ što daje graničnu krivu:

$$\frac{P}{W} \geq 0.896 \cdot \sqrt{W/S} \cdot \left(\frac{0.0833}{\sqrt[4]{C_{D_{o_{pol}}}}} + 0.453 \cdot \sqrt[4]{C_{D_{o_{pol}}}} \right).$$

- Zahtevi za penjanjem su blaži od zahteva za poletanjem, kako se i vidi sa sledećeg slajda.



Uvod – 19/24



Uvod – 20/24

- Iz uslova maksimalne brzine ($V_{\max} = 200$ [km/h]) i trenda sa prethodnog predavanja:

$$\frac{P}{W} \geq \frac{745.7 \cdot \sigma}{A_H \cdot W/S} \cdot \left(\frac{V_{\max}}{103 \cdot k_3} \right)^3.$$

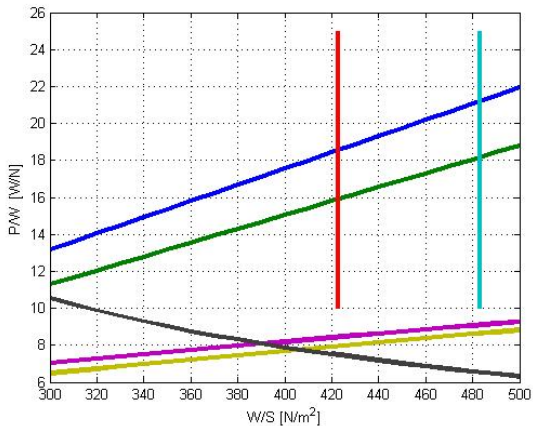
- Za motor bez turbopunjača $A_H \cong \sigma$ i za letelicu sa fiksnim stajnim trapom i upornicom $k_3 = 1.2$.
- Prethodna nejednakost daje:

$$\frac{P}{W} \geq \frac{745.7}{W/S} \cdot \left(\frac{200}{103 \cdot 1.2} \right)^3 = \frac{3159}{W/S}.$$

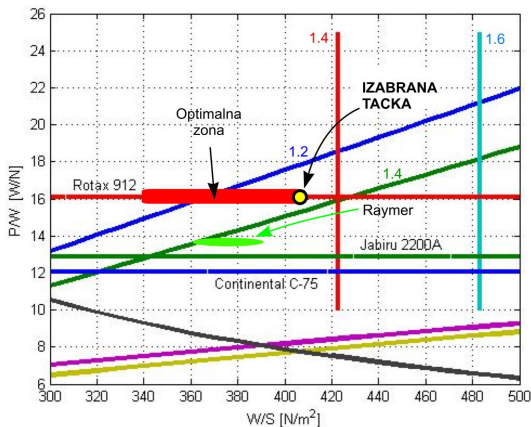
- I ovaj uslov je blaži od zahteva za poletanjem – sledeći slajd!



Uvod – 21/24



Uvod – 22/24



Slika: Granične krive sa raspoloživim motorima



Uvod – 23/24

- Dobijeni odnos $P/W = 16.2 \text{ [W/N]}$ i $W/S = 408 \text{ [N/m}^2\text{]}$ ćemo uzeti u razmatranje bez dalje optimizacije.
- U stvarnosti bi trebalo probati varijaciju nekoliko parametara do postizanja “optimuma”. Možda probati drugačije vrednosti ili kombinacije parametara, recimo da umesto dužine poletanja probamo sa dužinom zaleta.
- Našu “izabranu tačku” smo odabrali da bude blizu granične linije, ali da imamo malu rezervu ukoliko bi u toku razrade konstrukcije došlo do blage izmene zahteva.
- Za poletanje bez mehanizacije ($C_{L_{\max}} = 1.2$) morali bismo odabrati veće krilo, recimo $W/S = 350 \text{ [N/m}^2\text{]}$!



Uvod – 24/24

- Podsetimo se da je Rajmerova trend jednačina davala $P/W = 13.5 \text{ W/N}$, a da smo mi na kraju odabrali $P/W = 16.2 \text{ W/N}$.
- Dok je očekivano opterećenje krila bilo između $362 \text{ N/m}^2 \leq W/S \leq 386 \text{ N/m}^2$.
- U oba slučaja smo van očekivanih vrednosti (delimično zato što nismo vršili optimizaciju, a delimično i zato što nam je uslov poletanja veoma oštar!
- Snagu motora znamo i ona iznosi $P = 100 \text{ [hp]} \cong 75 \text{ [kW]}$, dok se površina krila dobija iz:

$$S = \frac{W_o}{W/S} = \frac{4630}{408} \cong 11.35 \text{ [m}^2\text{]}.$$



O izboru pogonske grupe ... – 1/13

- Pogonska grupa/motor omogućava let proizvodeći vučnu silu koja uravnotežava ili nadvladava silu otpora.
- Najčešće se bira kada su osnovni zahtevi/specifikacije definisani/proračunati.
- Najzastupljeniji su: klipni, turboelisni, mlazni, električni, ...
- Pri izboru treba voditi računa o:
 - ▶ nameni i misiji letelice, vrsti/tipu pogonske grupe,
 - ▶ raspoloživoj snazi P ili vučnoj sili T ,
 - ▶ ceni, mogućnosti nabavke i vremenu i uslovima isporuke,
 - ▶ ceni, dostupnosti i efikasnosti goriva,
 - ▶ pratećim sistemima, potrebama hladjenja,
 - ▶ održavanju, rezervnim delovima, ...



O izboru pogonske grupe ... – 2/13

Klipni/klipnoelisni motori

Uglavnom rade po principu Otovog termodinamičkog ciklusa.

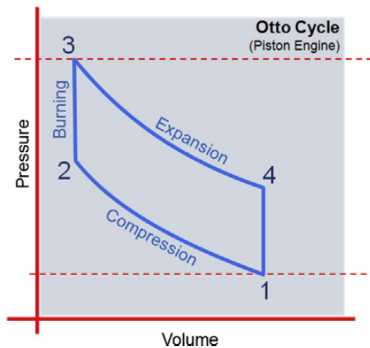
1. Mešavina vazduha i goriva se sabija (pritisak raste) pomeranjem klipa: linija 1-2,
2. Sagorevanje – oslobađanje hemijske energije i porast pritiska bez promene zapremine: linija 2-3,
3. Širenje gasa, potiskivanje klipa i pad pritiska, linija 3-4,
4. Otvaranje ventila, ispuštanje produkata sagorevanja, pražnjenje radne zapremine i smanjenje pritiska, linija 4-1.

Ponavljjanje ciklusa.



O izboru pogonske grupe ... – 3/13

Klipni/klipnoelisni motori



Slika: Termodinamički ciklus klipnog motora (2 adijabate, 2 izohore)



O izboru pogonske grupe ... – 4/13

Klipni/klipnoelisni motori

Najznačajnije veličine:

- snaga P (isporučena vratilu motora, elise),
- obrtni moment M , broj obrtaja ω ,
- (vučna sila T koju ovde obezbedjuje elisa, veza $\eta_e P = TV$),
- specifična potrošnja goriva c – masa ili težina goriva koja se sagori u jedinici vremena za jedinicu snage.

Prethodno:

$$c \approx (6.5 \div 8.5) \cdot 10^{-7} [1/m],$$

što odgovara:

$$c \approx (0.065 \div 0.085) [mg/Ws].$$



O izboru pogonske grupe ... – 5/13

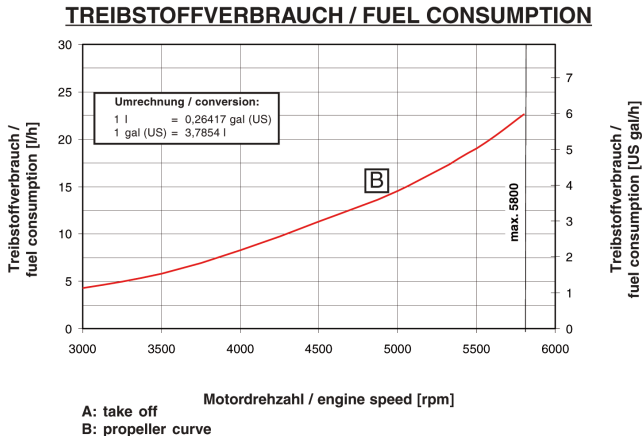
Rotax 912 UL/A/F

Više informacija na <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-ul-a-f.html>.



O izboru pogonske grupe ... – 7/13

Rotax 912 UL/A/F – iz dokumentacije



O izboru pogonske grupe ... – 8/13

Rotax 912 UL/A/F

Specifičnu potrošnju c za npr. najveću snagu P_{\max} možemo izračunati iz:

$$W_F = m_F \cdot g = \rho_F \cdot V_F \cdot g = c \cdot P \cdot t \Rightarrow c = \frac{\rho_F \cdot \dot{V}_F \cdot g}{P}.$$

Iz dokumentacije (prethodnih grafika) se očitava $P_{\max} \approx 60 \text{ kW}$ i $\dot{V}_F \approx 22.5 \text{ l/h}$. Tada:

$$c = \frac{\rho_F \cdot \dot{V}_F \cdot g}{P} = \frac{720 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 22.5 \frac{10^{-3} \text{ m}^3}{3600 \text{ s}} \cdot 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{60 \cdot 10^3 \text{ W}} = 7.36 \cdot 10^{-7} \frac{1}{\text{m}}.$$



O izboru pogonske grupe ... – 9/13

Rotax 912 IS/ICS Sport

Više informacija na <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-is-isc-sport.html>.



O izboru pogonske grupe ... – 10/13

Rotax 912 IS/ICS Sport

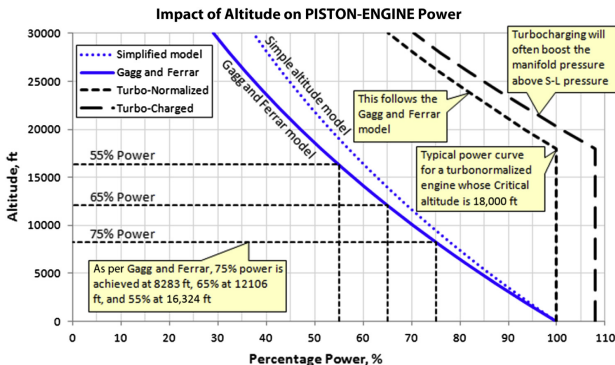
Karakteristike:

- 4-cilindarski,
- 4-taktni,
- mase $m = 63.6$ kg, sa pratećim sistemima $m_{tot} = 75.4$ kg,
- maksimalne snage $P_{max} = 73.5$ kW,
- učestanosti $n = 5800$ obrt/min,
- obrtnog momenta $M = 132$ Nm,
- ...



O izboru pogonske grupe ... – 11/13

Uticaj visine na performanse motora

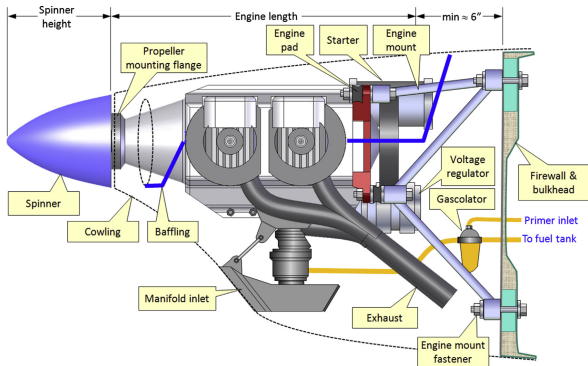


Približno: $P = P_o \frac{\rho}{\rho_o}$.



O izboru pogonske grupe ... – 12/13

Instalacija na letelici



O izboru pogonske grupe ... – 13/13

Instalacija na letelici

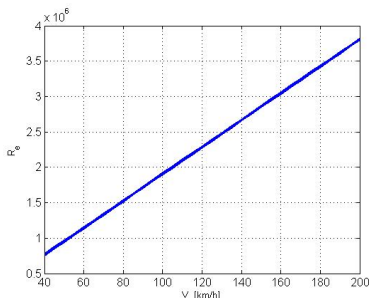


Geometrija krila – 1/15

- Reynoldsov broj za dužinu od 1 [m]:

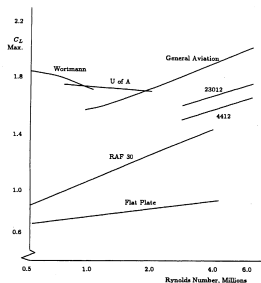
$$Re = \frac{V \cdot 1}{\nu} = \frac{V}{1.46072 \times 10^{-5}} \cong 68.5 \times 10^3 \cdot V$$

- Dijagram Reynoldsovih brojeva Re za jediničnu dužinu u funkciji brzine leta V je dat na donjem grafiku.

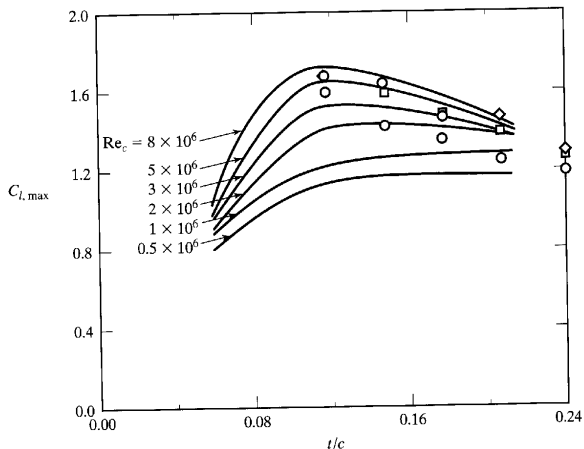


Geometrija krila – 2/15

- Iz prethodnog dijagrama je jasno da se raspon Reynoldsovih brojeva za uobičajene dužine tetiva letelica ($c \leq 1.5$ m) nalazi u intervalu $2 \times 10^6 \leq Re \leq 6 \times 10^6$.
- To znači da za taj raspon Reynoldsovih brojeva treba birati odgovarajuće aeroprofile.



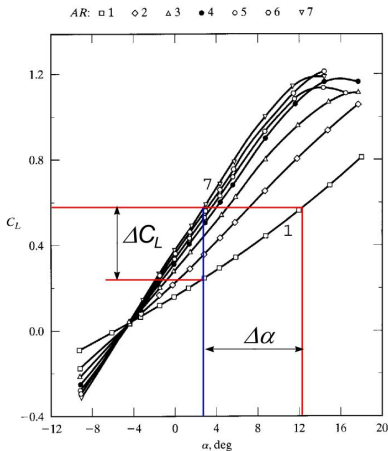
Geometrija krila – 3/15



Slika: Trapezno krilo – deblji aeroprofil na vrhu!



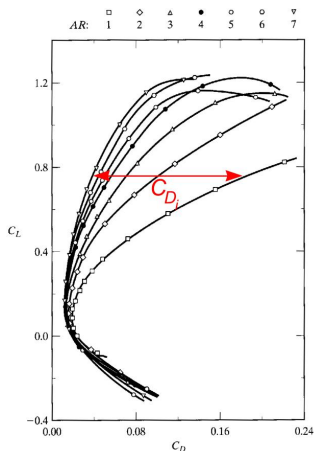
Geometrija krila – 4/15



Slika: Uticaj vitkosti krila na gradijent uzgona krila!



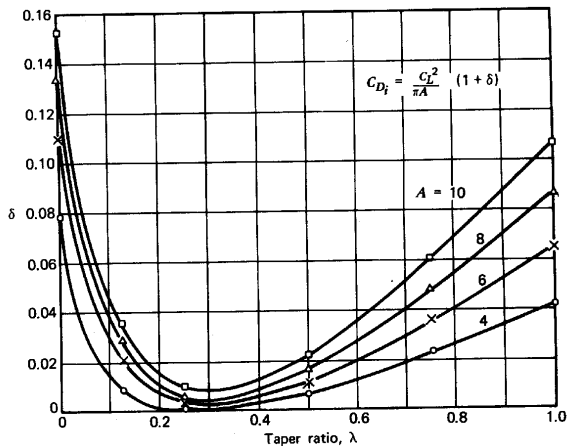
Geometrija krila – 5/15



Slika: Uticaj vitkosti krila na indukovani otpor C_{D_i} !



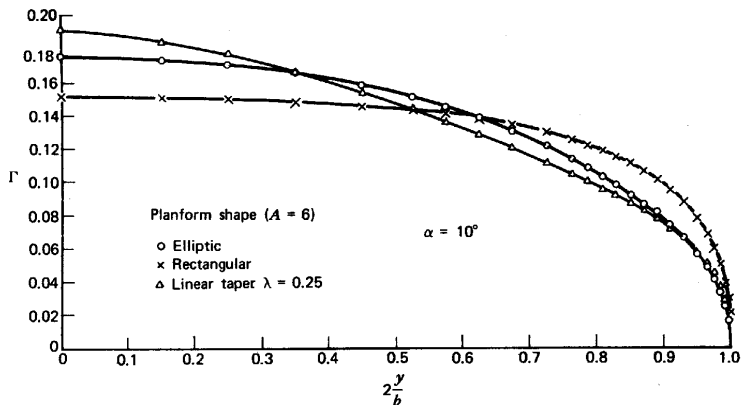
Geometrija krila – 6/15



Slika: Uticaj suženja krila ($\lambda = c_t/c_r$) na indukovani otpor



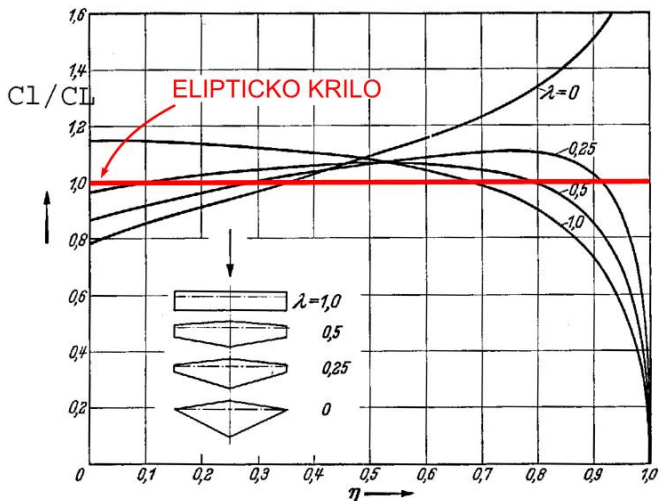
Geometrija krila – 7/15



Slika: Eliptička raspodela ima najmanji indukovani otpor

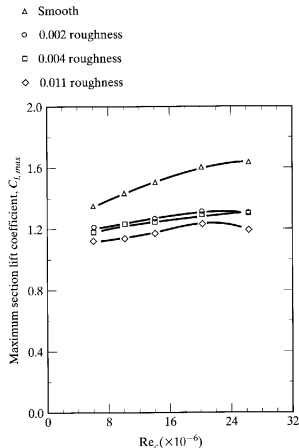


Geometrija krila – 8/15



Slika: Lokalni koeficijent uzgona treba da ima na krajevima krila rezervu od otcepljenja!

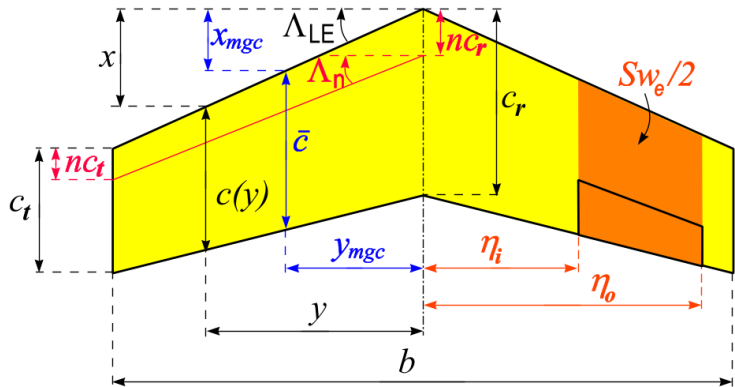
Geometrija krila – 9/15



Slika: Uticaj hrapavosti na maksimalni koeficijent uzgona $C_{L,max}$



Geometrija krila – 10/15



Slika: Geometrijski parametri krila



Geometrija krila – 11/15

- Za našu letelicu treba birati aeroprofile Univerziteta iz Alberte ili Vortmanovu FX seriju aeroprofila.
- Na svu sreću, sa smanjivanjem Reynoldsovog broja hrapavost ima manji značaj.
- Male vitkosti krila imaju značajan indukovani otpor.
- Velike vitkosti krila imaju mali Reynoldsov broj, mali prostor za rezervoare goriva, malo rastojanje izmedju pojaseva ramenjače i povećanu težinu krila!
- Raspodela **cirkulacije** je najpovoljnija za eliptičko krilo (najmanji indukovani otpor) ali zbog smanjenja tetive opada maksimalni koeficijent uzgona na kraju krila.
- Eliptičko krilo ima teoretski najveću nosivost, ali zbog uticaja Re otcepiće se prvo na kraju.



Geometrija krila – 12/15

- Trapezno krilo ima najveći koeficijent uzgona na kraju krila, gde je maksimalni koeficijent uzgona manji zbog manjeg Re . Zbog toga je neophodno vitoperiti trapezno krilo (smanjiti napadni ugao na kraju krila).
- Optimalno vitoperenje nije linearno! Praktično ga treba provesti na $40\% \div 50\%$ polurazmaha sa kraja krila!
- Vitoperenjem krila se smanjuje maksimalni koeficijent uzgona krila u odnosu na aeroprofil!
- Iz tehnoloških razloga vitoperenje se sprovodi linearno (još veće smanjenje maksimalnog koeficijenta uzgona krila u odnosu na aeroprofil).
- Nevitopereno trapezno krilo ima relativno malu maksimalnu nosivost jer se krajevi krila otcepljuju pre nego što glavni deo krila dodje do svog maksimuma.

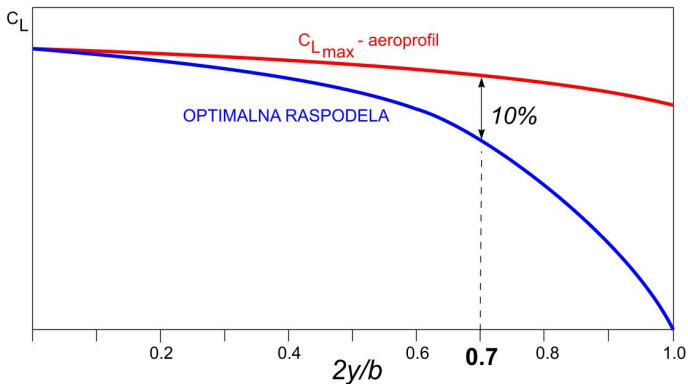


Geometrija krila – 13/15

- Otcepljenje u zoni krilaca je opasno jer onemogućuje komandovanje krilcima.
- Za nekoliko preseka duž razmaha u uslovima sletanja i poletanja treba odrediti maksimalni koeficijent uzgona (s obzirom na aeroprofil i Re).
- Nacrtati ispod krive maksimalnih lokalnih uzgona krivu poželjnih lokalnih uzgona (rezerva protiv otcepljenja).
- Vitoperiti aeroprofil po krivi poželjnih maksimalnih koeficijenata uzgona.
- Odabrati tetivu tako da se dobije eliptička raspodela cirkulacije!
- Korigovati oblik krila s obzirom na tehnološkičnost proizvodnje!



Geometrija krila – 14/15



Slika: “Optimalna” raspodela lokalnog koeficijenta uzgona



Geometrija krila – 15/15

- Kako imamo problem sa težinom (ograničenje) odgovara nam deblje krilo i krilo manje vitkosti (veća tetiva).
- Zbog garažne proizvodnje nećemo sužavati krilo već ćemo ga ostaviti sa konstantnom tetivom duž razmaha.
- Za svaki slučaj vitoperićemo ga malo na kraju krila, iako pravougaono krilo ima dobru raspodelu maksimalnog koeficijenta uzgona, za ugao $\epsilon = 1^\circ$.
- Očekujemo pad nosivosti krila u odnosu na eliptičko krilo iste vitkosti za 15%!
- Pokušaćemo da odredimo vitkost s obzirom na nosivost krila i na maksimalnu brzinu.
- Sreća pa imamo jak motor!



Deo I

Statistička analiza



Sadržaj – 1/1

Sadržaj

Uvod

Razmah krila

Suženje krila

Srednja geometrijska tetiva (SGT) krila

Relativna debljina krila

Izbor aeroprofila

Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila

Krilca



Uvod – 1/6

- Broj letelica ove kategorije je dovoljan da se na osnovu statističkih podataka bez analize mehanike leta i aerodinamike odrede konstruktivni parametri letelice.
- Ugao dijedra kod visokokrilaca se kreće od 1° do 2° dok kod niskokrilaca iznosi: $5^\circ - 7^\circ$.
- Ugao ugradnje krila je između 1.5° i 4° .
- Relativna tetiva krilaca i zakrilaca $\bar{c}_F = 0.25(\pm 0.05)$.



Uvod – 2/6

- Površina krila i tip mehanizacije direktno utiču na performanse letelice.
- Oblik krila utiče na ponašanje letelice pri letu minimalnom brzinom (otcepljenje) i na veličinu induktivnog otpora.
- Oblik krila se definiše kao projekcija krila na podlogu pri pogledu odozgo.
- Taj oblik je okarakterisan vitkošću krila i suženjem krila:

$$R = \frac{b^2}{S}, \quad \lambda = \frac{c_t}{c_r}.$$

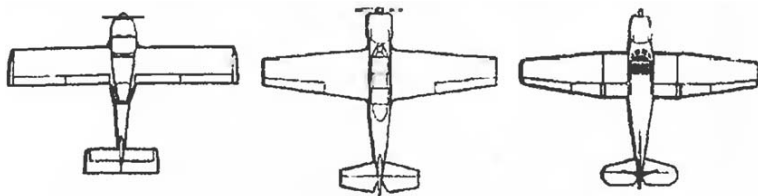


Uvod – 3/6

- Ne postoji samo jedno krilo koje zadovoljava TTZ letelice. Optimizacija vazduhoplova je višekriterijumski problem.
- U ovoj kategoriji letelica najčešće se koriste jedan od tri oblika prikazana na sledećem slajdu.
- Pravougaono krilo se najlakše pravi u garažnim uslovima. Aerodinamički je lošije u odnosu na trapezno.
- Uglavnom se koristi kada je broj letelica u proizvodnji mali ili kada je prodajna cena odlučujući faktor.
- Krila sa upornicom imaju veću vitkost. Mehanizacija je prosta.
- Najteža su (bez upornice), relativno manji prostor za gorivo i stalni trap.



Uvod – 4/6



Trapezno krilo ima manji induktivni otpor, lako je, veliki moment inercije u korenu, lako se smešta gorivo i stajni trap, bez vitoperenja ima loše karakteristike pri otcepljenju strujanja.



Uvod – 5/6

- Krilo sa centroplanom zadržava dobre osobine trapeznog krila.
- Lako se pravi i konstruiše.
- Pogodno je za dvomotorne letelice.
- Induktivni otpor krila:

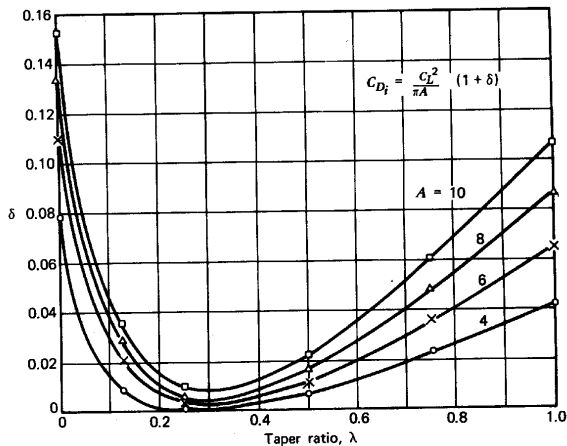
$$C_{Di} = \frac{1 + \delta}{\pi Re} C_L^2.$$

- Koeficijent δ zavisi od oblika krila:

$$\delta = \begin{cases} 0.002 \div 0.005 & \text{Trapezno krilo sa centroplanom} \\ 0.002 \div 0.08 & \text{Trapezno krilo} \\ 0.05 \div 0.12 & \text{Pravougaono krilo} \end{cases}$$



Uvod – 6/6



Slika: Uticaj suženja trapeznog krila ($\lambda = c_t/c_r$) na koeficijent δ



Razmah krila – 1/7

- Po definiciji:

$$\mathcal{R} = \frac{b^2}{S}, \quad \Rightarrow \quad b = \sqrt{\mathcal{R}S}.$$

- Povećanje razmaha smanjuje tetivu krila i unutrašnju zapreminu krila.
- Smanjuje koeficijent induktivnog otpora, smanjuje kritični napadni ugao, povećava gradijent krive uzgona, povećava efikasnost zakrilaca, neznatno raste otpor trenja krila.
- Povećanjem razmaha povećava se moment savijanja krila, smanjuje se krutost na savijanje i uvijanje, zadržavanje iste otpornosti i krutosti krila povećava masu krila.



Razmah krila – 2/7

- Povećanje razmaha povećava maseni moment inercije krila u odnosu na uzdužnu osu, povećava prigušenje krila u valjanju, smanjuje efikasnost krilaca male tetive.
- Trend analiza razmaha u funkciji površine krila i u funkciji poletne mase daje:

$$b = 4.42 + 0.406 \cdot S, \quad b = 8.8 + 0.000122 \cdot W_o.$$

- Trend izmedju parametra $U_G = \sqrt{P \cdot V_H}$ i opterećenja krila po razmahu W_o/b :

$$\frac{W_o}{b} = 82.7 + 5.95 \sqrt{P \cdot V_H}, \quad b = \frac{W_o}{82.7 + 5.95 \sqrt{P \cdot V_H}},$$

gde je P u [kW], V_H u [km/h], W_o u [N], a S u [m²].

Razmah krila – 3/7

- Alternativni trend:

$$\frac{b^2}{W_o} = 0.00271 + \frac{74.6}{W_o}.$$

- Odakle se dobija:

$$b = \sqrt{74.6 + 0.00271 \cdot W_o}.$$

- Vitkost krila se može odrediti iz istog trenda:

$$\frac{W_o}{b^2} = \frac{W_o/S}{\mathcal{R}}, \quad \mathcal{R} = \frac{W_o}{S} \cdot \frac{b^2}{W_o}.$$



Razmah krila – 4/7

- Trend po vitkosti krila ima znatnije rasipanje jer bilo koji način koji umanjuje težinu krila (upornica) ima za posledicu povećanje vitkosti krila.

Primer

Odrediti razmah i vitkost krila za našu letelicu koristeći se gornjim trendovima. $W_o = 4630$ [N], $P = 74.57$ [kW], $S = 11.35$ [m²], $V_H = 160$ [km/h].



Razmah krila – 5/7

Rešenje

Trendovi za razmah:

$$b = 4.42 + 0.406 \cdot S = 4.42 + 0.406 \cdot 11.35 \cong 9.03$$

$$b = 8.8 + 0.000122 \cdot W_o = 8.8 + 0.000122 \cdot 4630 \cong 9.36$$

$$b = \frac{W_o}{82.7 + 5.95\sqrt{P \cdot V_H}} = \frac{4630}{82.7 + 5.95 \cdot \sqrt{74.57 \cdot 160}} \cong 6.32$$

$$b = \sqrt{74.6 + 0.00271 \cdot W_o} = \sqrt{74.6 + 0.00271 \cdot 4630} \cong 9.34$$

Trend za vitkost:

$$\mathcal{R} = \frac{W_o}{S} \cdot \left(0.00271 + \frac{74.6}{W_o} \right) = \frac{4630}{11.35} \cdot \left(0.00271 + \frac{74.6}{4630} \right) \cong 7.68$$

Razmah krila – 6/7

Vitkost za $b = 9.03$ [m]:

$$\mathcal{R} = \frac{b^2}{S} = \frac{9.03^2}{11.35} \cong 7.18$$

Vitkost za $b = 9.36$ [m]:

$$\mathcal{R} = \frac{b^2}{S} = \frac{9.36^2}{11.35} \cong 7.72$$

Naši proračuni daju za očekivanu vrednost vitkosti između 7.18 i 7.72. Stvarna veličina vitkosti krila se određuje naknadnom optimizacijom parametara letelice. Mi ćemo zbog daljih primera usvojiti aritmetičku sredinu izračunate tri vrednosti:

$$\begin{aligned}\mathcal{R} &= \frac{7.18 + 7.68 + 7.72}{3} \cong 7.53 \\ b &= \sqrt{S \cdot \mathcal{R}} = \sqrt{11.35 \cdot 7.53} \cong 9.24 \text{ [m]}\end{aligned}$$

Razmah krila – 7/7

```
% proracun geometrijskih karakteristika krila lake letelice  
clear all, clc
```

```
% ulazni podaci
```

```
Wo = 4630;           % poletna tezina [N]  
P = 74.57;           % snaga motora [kW]  
S = 11.35;           % površina krila [m^2]  
V = 160;             % brzina krstarenja [km/h]  
Vmax = 200;          % max brzina [km/h]
```

```
% trendovi za razmah
```

```
b1 = 4.42 + 0.406*S;  
b2 = 8.8 + 0.000122*Wo;  
b3 = Wo/(82.7 + 5.95*sqrt(P*V));    % premalo!  
b4 = sqrt(74.6 + 0.00274*Wo);
```

```
% trend za vitkost
```

```
AR1 = Wo/S*(0.00271 + 74.6/Wo);  
AR2 = b1^2/S;  
AR3 = b2^2/S;  
AR = mean([AR1 AR2 AR3]);
```

```
b = sqrt(AR*S);  
c = S/b;           % tetiva pravougaonog krila [m]
```

Suženje krila – 1/4

- Najveći uticaj na raspodelu opterećenja po razmahu.
- Što je manje $\lambda = c_t/c_r$ to je rezultujuća aerodinamička sila bliža ravni simetrije letelice čime se smanjuje moment savijanja krila.
- Visina aeroprofila u korenu raste jer i sam aeroprofil raste kako bi trapez zadovoljio zadatu površinu krila S pri fiksnom razmahu b (odabrana vitkost \mathcal{R}).
- Suženo krilo može biti kruće i jače od pravougaonog, a istovremeno i lakše od njega.
- Praktični minimum suženja može biti diktiran visinom potrebnom za komandovanje krilcima.
- Suženje je glavni parametar koji utiče na karakter otcepljenja strujanja po razmahu.



Suženje krila – 2/4

- Položaj otcepljenja u odnosu na ravan simetrije za **nevitopereno** krilo:

$$\frac{y_{otcep}}{b/2} \cong 1 - \lambda.$$

- Kod manjih vrednosti λ može se očekivati i ranije otcepljenje zbog umanjena Reynoldsovog broja i sa njim sniženje maksimalnog koeficijenta uzgona.
- S obzirom da suženje blago dostiže svoj optimum nije celishodno primenjivati suženja manja od $\lambda \leq 0.4$.
- Kada su definisani površina krila S , vitkost (razmah) i suženje krila, projekcija krila na horizontalnu ravan je u potpunosti definisana.



Suženje krila – 3/4

- Ako je poznato S , b i λ tada je:

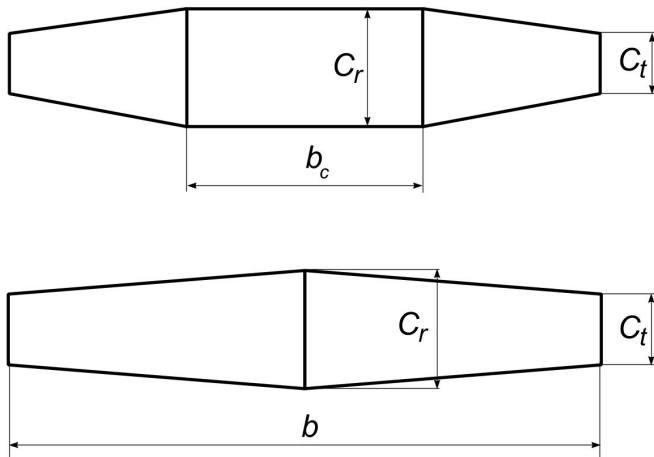
$$c_r = \frac{S}{b} \cdot \frac{2}{1 + \lambda}, \quad c_t = \lambda \cdot c_r.$$

- Za krilo sa centroplanom ako je poznato b , S , λ i b_c :

$$c_r = \frac{S}{b_c + (1 + \lambda) \cdot \frac{b - b_c}{2}}.$$



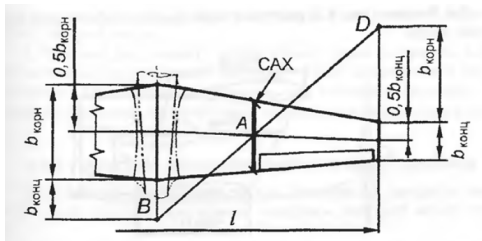
Suženje krila – 4/4



Srednja geometrijska tetiva (SGT) krila – 1/2

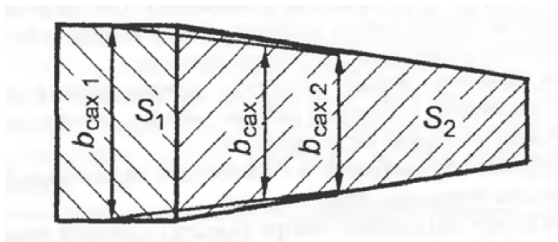
Značajna kao referentna veličina za procenu aerodinamičkih karakteristika/veličina.

- Kod pravougaonog krila odgovara (konstantnoj) tetivi krila.
- Kod trapeznog krila može se odrediti grafički.



Srednja geometrijska tetiva (SGT) krila – 2/2

Kod krila složenijeg oblika ili višekrilaca može se proceniti osrednjavanjem po površini srednjih geometrijskih tetiva svakog segmenta SGT_1 i SGT_2 .



$$SGT = \frac{SGT_1 S_1 + SGT_2 S_2}{S_1 + S_2}$$



Relativna debljina krila – 1/2

Pri ostalim fiksnim parametrima krila povećanje debljine dovodi:

- do povećanja visine ramenjače i unutrašnje zapremine krila,
- do smanjenja težine krila,
- do povećanja krutosti krila na savijanje i uvijanje,
- do povećanja otpora krila i do povećanja $C_{L_{\max}}$ ($t/c \leq 16\% \div 18\%$).

Povećavanje vitkosti krila mora biti kompenzovano istovremenim povećanjem relativne debljine krila.

Sužavanje krila unekoliko kompenzuje potrebu za povećanjem relativne debljine krila jer raste tetiva korenog aeroprofila.



Relativna debljina krila – 2/2

- Najčešće primenjivane relativne debljine $t/c = 14\% \div 18\%$.
- Relativne debljine $t/c > 20\%$ dovode do porasta profilnog otpora što limitira vitkost krila na $\mathcal{R} \leq 13$.
- Najpogodnija relativna debljina za manje letelice je oko 15% za aeroprofil u ravni simetrije dok se aeroprofili na vrhu krila biraju u rasponu $t/c = 10\% \dots 15\%$.
- Praktični minimum debljine zavisi od potrebnog prostora za normalan rad komandi krila.



Izbor aeroprofila – 1/10

Principi:

- Većim delom duž razmaha krilo mora imati nizak profilni otpor u rasponu C_L uobičajenom za krstarenje.
- Profil na kraju krila bi trebalo da ima veći maksimalni koeficijent uzgona aeroprofila, a otcepljenje treba da ima blagi karakter.
- Koreni aeroprofil sa izvučenim zakrilcima treba da ima visoki koeficijent uzgona i relativno mali porast otpora u režimu penjanja.
- Koeficijent momenta propinjanja bi trebalo da bude mali kako bi uravnotežavajuća sila repa bila mala i kako bi opterećenje trupa bilo manje.



Izbor aeroprofila – 2/10

- Minimalni koeficijent otpora je niži za tanje aerofile.
- Aeroprofil treba da ima maksimalnu moguću debljinu jer to utiče na smanjenje težine celog krila.
- Sa druge strane, neophodno je obezbediti zadovoljavajuću zapreminu za smeštanje goriva i stajnog trapa.
- Osnovni geometrijski parametri aeroprofila su relativna debljina t/c i krivina f/c , kao i položaj ovih parametara u odnosu na napadnu ivicu aeroprofila.



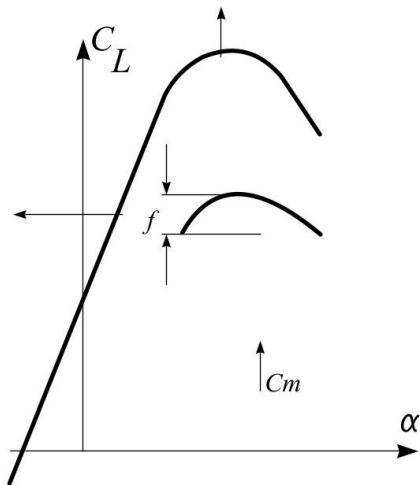
Izbor aeroprofila – 3/10

Relativna krivina aeroprofila

- Relativna krivina definiše ugao nultog uzgona α_o , ($C_L = 0$).
- Osim toga, definiše koeficijent momenta C_m i koeficijent uzgona pri minimalnom profilnom otporu, kao i $C_{L_{\max}}$.
- Veća krivina daje veći $C_{L_{\max}}$ ali i veći C_m što zahteva veću silu horizontalnog repa – veći otklon elevatora, porast otpora.
- Krivina se bira tako da u režimu krstarenja koeficijent uzgona C_L bude blizak vrednosti pri kojoj je finesa najveća $(C_L/C_D)_{\max}$.
- Akrobatske letelice imaju simetričan aeroprofil zbog što sličnijih karakteristika u prevrnutom letu!



Izbor aeroprofila – 4/10



Izbor aeroprofila – 5/10

Položaj maksimalne debljine

- Što je dalji od napadne ivice to je manji profilni otpor.
- Što je dalji od napadne ivice to je manje $C_{L_{\max}}$.
- Što je dalji od napadne ivice to je veći otpor aeroprofila pri većim napadnim uglovima.



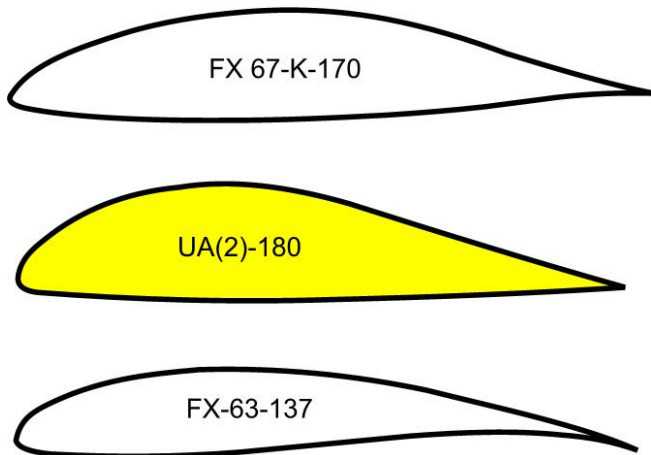
Izbor aeroprofila – 6/10

Položaj maksimalne krivine

- Kod tanjih aeroprofila približavanje napadnoj ivici povećava $C_{L_{\max}}$ i izaziva otcepljenje sa napadne ivice – nagli pad uzgona.
- Što je niži $C_{L_{\max}}$ to je blaži proces otcepljenja strujanja.
- Pomeranje maksimalne krivine unazad ublažava proces otcepljenja.



Izbor aeroprofila – 7/10



Slika: Aeroprofil za male Reynoldsove brojeve



Izbor aeroprofila – 8/10

FX 47-K-170

Model coefficients of the UACD-200 wing

No.	X	Y Upper	Y Lower
1	0.0	0.0	-0.0
2	0.00293	0.01267	-0.00976
3	0.01109	0.03081	-0.02153
4	0.02109	0.05127	-0.03583
5	0.04621	0.06944	-0.01815
6	0.07157	0.08844	-0.01871
7	0.10495	0.10765	-0.02071
8	0.14911	0.12686	-0.02310
9	0.17631	0.13731	-0.02320
10	0.19441	0.14735	-0.02329
11	0.21250	0.15700	-0.02326
12	0.23080	0.16630	-0.02326
13	0.24924	0.17524	-0.02326
14	0.26784	0.18389	-0.02326
15	0.28659	0.19224	-0.02326
16	0.30549	0.20029	-0.02326
17	0.32454	0.20804	-0.02326
18	0.34374	0.21549	-0.02326
19	0.36309	0.22264	-0.02326
20	0.38259	0.22949	-0.02326
21	0.40224	0.23604	-0.02326
22	0.42204	0.24229	-0.02326
23	0.44204	0.24824	-0.02326
24	0.46224	0.25389	-0.02326
25	0.48259	0.25924	-0.02326
26	0.50309	0.26429	-0.02326
27	0.52374	0.26894	-0.02326
28	0.54454	0.27329	-0.02326
29	0.56549	0.27734	-0.02326
30	0.58659	0.28109	-0.02326
31	0.60784	0.28454	-0.02326
32	0.62924	0.28769	-0.02326
33	0.65079	0.29044	-0.02326
34	0.67249	0.29279	-0.02326
35	0.69424	0.29474	-0.02326
36	0.71604	0.29629	-0.02326
37	0.73789	0.29744	-0.02326
38	0.75979	0.29819	-0.02326
39	0.78174	0.29854	-0.02326
40	0.80374	0.29849	-0.02326
41	0.82579	0.29794	-0.02326
42	0.84789	0.29689	-0.02326
43	0.86994	0.29534	-0.02326
44	0.89204	0.29329	-0.02326
45	0.91419	0.29074	-0.02326
46	0.93629	0.28769	-0.02326
47	0.95839	0.28414	-0.02326
48	0.98049	0.27994	-0.02326
49	1.00259	0.27519	-0.02326

NR	X/T	YU/T	YU/T
1	1.00000	0.00000	0.00000
2	0.99989	0.00000	0.00000
3	0.99972	0.00113	0.00022
4	0.99939	0.00243	0.00044
5	0.98296	0.00415	0.00076
6	0.97247	0.00631	0.00105
7	0.95839	0.00884	0.00144
8	0.94044	0.01201	0.00194
9	0.93301	0.01566	0.00272
10	0.91573	0.01991	0.00373
11	0.89669	0.02548	0.00498
12	0.87525	0.03269	0.00649
13	0.85197	0.04137	0.00935
14	0.82767	0.05287	0.01326
15	0.80438	0.06723	0.01932
16	0.77779	0.08498	0.02887
17	0.75000	0.10723	0.04284
18	0.72114	0.13499	0.06219
19	0.69134	0.16923	0.09218
20	0.66072	0.21008	0.13499
21	0.62941	0.25843	0.19008
22	0.59755	0.31499	0.26844
23	0.56526	0.37924	0.37219
24	0.53270	0.45199	0.51715
25	0.50000	0.53274	0.70324
26	0.46730	0.62499	0.93365
27	0.43474	0.72824	1.21321
28	0.40224	0.84289	1.64824
29	0.37049	0.96924	2.14801
30	0.33928	1.11119	2.81499
31	0.30866	1.2783	3.64874
32	0.27886	1.4745	4.76825
33	0.25000	1.7000	6.18700
34	0.22214	1.95624	8.01499
35	0.19542	2.2427	10.3644
36	0.17033	2.56994	13.3611
37	0.14645	2.94263	17.03856
38	0.12408	3.37490	21.54800
39	0.10322	3.87824	26.95800
40	0.08427	4.45566	33.34800
41	0.06699	5.11156	40.80262
42	0.05156	5.85158	49.41827
43	0.03806	6.67439	59.20580
44	0.02624	7.58499	70.28800
45	0.01704	8.58724	82.68400
46	0.00961	9.68415	96.41800
47	0.00428	10.8792	111.54800
48	0.00107	12.17453	129.08217
49	0.00000	13.56800	149.00000

DICKE/T,...= 0.170 RUECKLAGE/T,...= 0.402
 WUELBUNG/T,...= 0.051 RUECKLAGE/T,... 0.435
 PROFILTIEFE,...= T



Izbor aeroprofila – 9/10

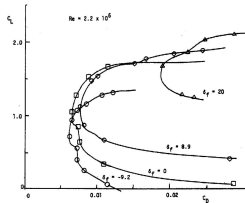


Figure 6
Effect of flap deflection on the drag polar

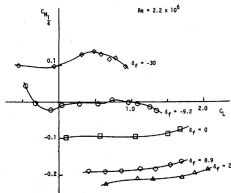


Figure 7
Effect of flap deflection on the pitching moment

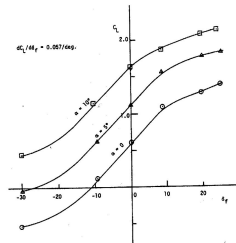


Figure 4
Effect of flap deflection on lift: C_L vs. δ_f

Slika: Aerodinamičke karakteristike UA(2)-180





Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 1/6

- Treba izbeći mogućnost nekontrolisanog otcepljenja i lako izbegavanje ako se ono i desi.
- Otcepljenje na krajevima krila izaziva oštro valjanje aviona. Mogućnost korekcije krilcima je smanjena zbog zasenčenja krilaca otcepljenom strujom.
- Pogodno je da aeroprofil na vrhu krila ima blagi maksimum koeficijenta uzgona bez naglog pada uzgona.
- Otcepljenje u korenom delu može uticati na bafeting repa ukoliko se nalazi u zoni otcepljene struje.
- Otcepljenje u korenu može biti poželjno jer smanjuje napadni ugao letelice i vraća letelicu u let bez otcepljenja.



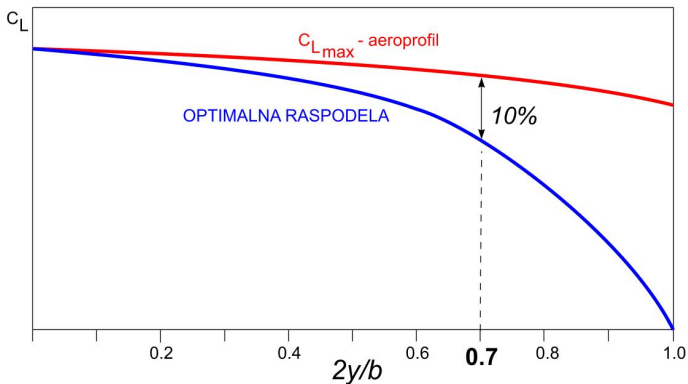
Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 2/6

Poželjne karakteristike krila:

- Otcepljena zona ne bi trebalo da je veća od 40% razmaha krila mereno u odnosu na ravan simetrije.
- Razvoj inicijalnog otcepljenja treba da se usmerava ka ravni simetrije, a ne suprotno.
- Rezerva sigurnosti na 70% razmaha krila mora biti bar $\Delta C_{L_{\max}} \sim 0.1$ – ilustrovano sledećim slajdom.



Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 3/6



Slika: "Optimalna" raspodela lokalnog koeficijenta uzgona



Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 4/6

- Vitkost krila ne utiče na karakteristike otcepljenja.
- Krila konstantne relativne debljine imaju poželjniju karakteristiku pri otcepljenju.
- Tanki aeroprofil sa oštrim nosom naglo gube nosivost.
- Oštro otcepljenje se dešava kod krila sa velikim suženjem i tankim aeroprofilom na kraju krila.
- Deblji aeroprofil sa zatupljenim nosnim delom sporije gube nosivost tako da je u slučaju nesimetričnog otcepljenja reakcija pilota moguća.

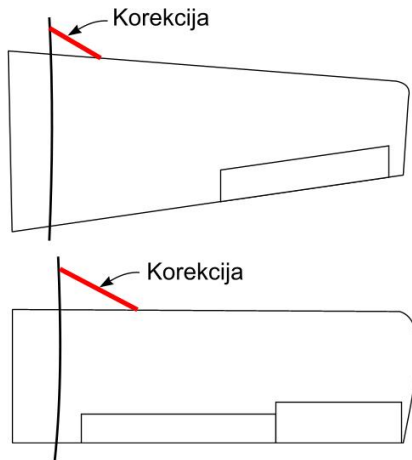


Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 5/6

- Geometrijsko vitoperenje veće od $\epsilon > 5^\circ$ dovodi do znatnog povećanja induktivnog otpora.
- Veća suženja su moguća samo ukoliko koreni aeroprofil $t/c \geq 12\%$.
- Uticaj trupa i gondola može imati nedefinisani uticaj na karakteristiku krila.
- Može se desiti da letna ispitivanja zahtevaju korekciju karakteristika otcepljenja krila. To se može postići efektivnim smanjenjem relativne debljine krila u korenu – sledeći slajd.
- Ovime se smanjuje krivina aeroprofila i relativna debljina čime se inicira ranije otcepljenje.



Uticaj vitoperenja na otcepljenje krila – 6/6



Slika: Korekcija karakteristika otcepljenja nakon letnih ispitivanja



Krilca – 1/18

- Najčešće, krilce ima isto suženje kao i samo krilo.
- Povećanje krutosti krilca se može ostvariti primenom krilca konstantne tetive.
- Spojler (interceptor) smanjuje uzgon krila izazivajući svaljivanje na stranu na kojoj deluje.
- Spojler generiše poželjan ugao klizanja, može se instalirati po celom razmahu krila.
- Spojler ima mali koeficijent otpora u neutralnom položaju.
- Zakrilci se mogu primeniti po celom razmahu krila i u slučaju primene spojlera.

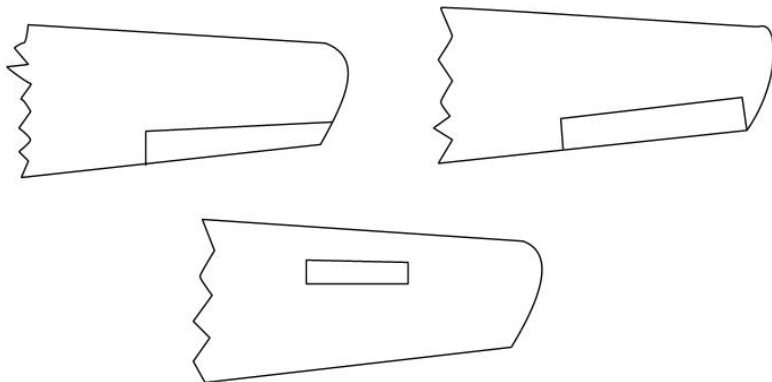


Krilca – 2/18

- Strukturalno su zakrilci lakši od krilaca jer se koriste pri manjim brzinama.
- Spojlerima se menja uzgonska sila krila bez promene napadnog ugla.
- Osnovni nedostatak spojlera je njegova nelinearnost, ali i mogućnost reverznog dejstva pri malim i velikim otklonima, neefikasnost pri velikim napadnim uglovima u otcepljenju.
- Smanjenje uzgona letelice i gubitak visine – mali značaj za lake letelice jer komplikuju sistem upravljanja.



Krilca – 3/18



Krilca – 4/18

- Spojleri se isključivo stavljaju na gornjaku krila na $0.7 \div 0.8$ tetive krila od napadne ivice.
- Što je spojler dalje od napadne ivice krila to je manje efikasan, a manji je i napadni ugao za koji je njegovo dejstvo efikasno.
- Površina spojlera $(3.3\% \div 4.3\%) \cdot S$.
- Tetiva spojlera $(0.05 \div 0.1) \cdot c$.
- Položaj spojlera $(55\% \div 65\%) \cdot b/2$ (polu-razmaha krila).
- Maksimalni ugao otklona manji od $45^\circ \div 50^\circ$ (izbegavanje reversa).
- Spojlere je zgodno primeniti sa krilcima koja imaju redukovani opseg otklona, kao dodatak za veće otklone.



Krilca – 5/18

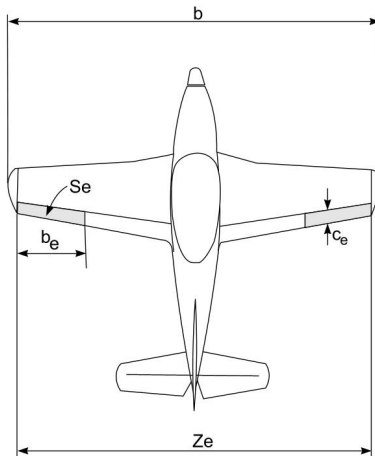
Efikasnost krilaca zavisi od:

- odnosa tetiva c_e/c ,
- odnosa razmaha b_e/b ,
- ugla otklona krilaca i
- od njihovog položaja na krilu.
- Geometrijski parametri krilaca su dati na sledećem slajdu.
- Relativna površina krilaca:

$$\bar{S}_e = \frac{2S_e}{S}.$$



Krilca – 6/18



Krilca – 7/18

Avion sa jednim motorom

- Relativna površina krilaca:

$$\bar{S}_e = \frac{2S_e}{S} = 0.079(\pm 0.018), \quad \bar{S}_e \in (0.055, 0.11)$$

- Relativno rastojanje krilaca

$$\bar{b}_e = \frac{2b_e}{b} = 0.37(\pm 0.063), \quad \bar{b}_e \in (0.32, 0.49)$$

- Relativna tetiva krilca

$$\bar{c}_e = \frac{c_e}{c} = 0.26(\pm 0.058), \quad \bar{c}_e \in (0.17, 0.38)$$

- Relativna koordinata kraja krilaca

$$\bar{Z}_e = \frac{Z_e}{b} = 0.94(\pm 0.046), \quad \bar{Z}_e \in (0.84, 1.0)$$



Krilca – 8/18

Avion sa dva motora

- Relativna površina krilaca:

$$\bar{S}_e = \frac{2S_e}{S} = 0.062(\pm 0.0127), \quad \bar{S}_e \in (0.044, 0.087)$$

- Relativno rastojanje krilaca

$$\bar{b}_e = \frac{2b_e}{b} = 0.315(\pm 0.058), \quad \bar{b}_e \in (0.25, 0.45)$$

- Relativna tetiva krilca

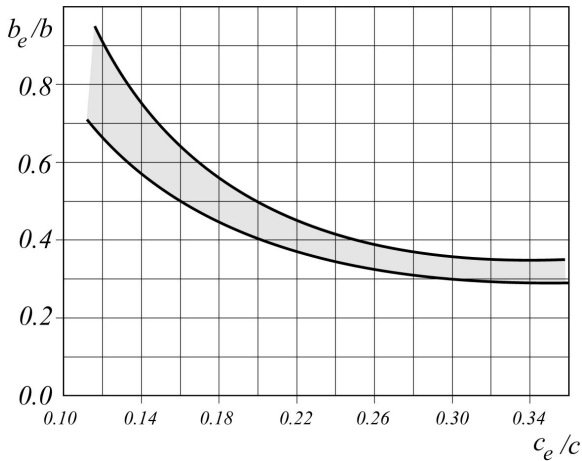
$$\bar{c}_e = \frac{c_e}{c} = 0.26(\pm 0.038), \quad \bar{c}_e \in (0.18, 0.31)$$

- Relativna koordinata kraja krilaca

$$\bar{Z}_e = \frac{Z_e}{b} = 0.93(\pm 0.048), \quad \bar{Z}_e \in (0.84, 99)$$



Krilca – 9/18



Slika: Trend za izbor dimenzija krilaca

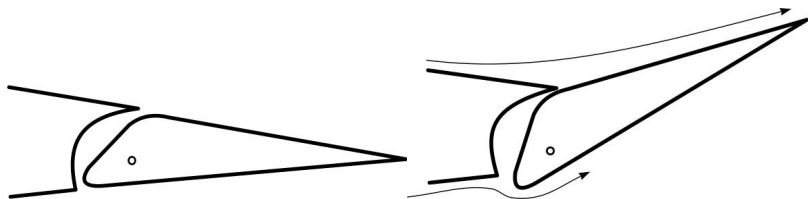


Krilca – 10/18

- Krilce koje povećava uzgon (otklon na dole) povećava induktivni otpor tako da se osim momenta valjanja javlja i moment skretanja.
- Moment skretanja deluje na suprotnu stranu od poželjne.
- Zbog toga je neophodno umanjiti taj moment:
 - ▶ Diferencijalnim otklonom krilaca (25° – nagore i 15° – nadole).
 - ▶ Profilisanjem nosa krilca tako da doda otpor u pravom smeru.



Krilca – 11/18



Slika: Otklon na gore izbacuje nosni deo krilca koji generiše otpor u poželjnom smislu!

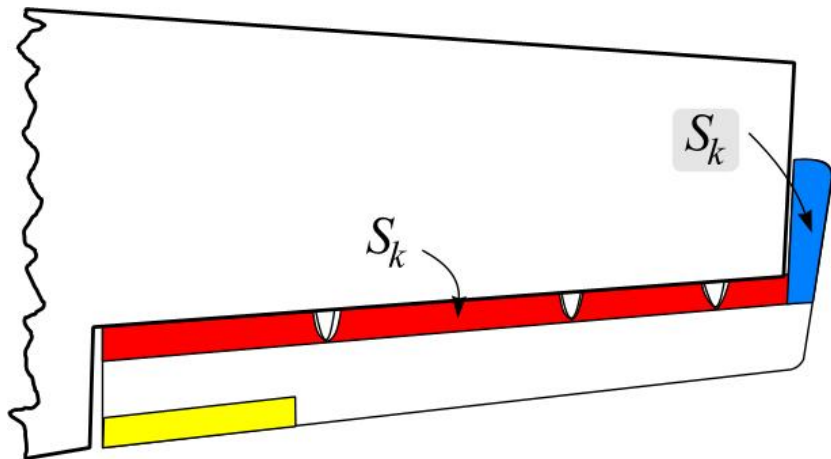


Krilca – 12/18

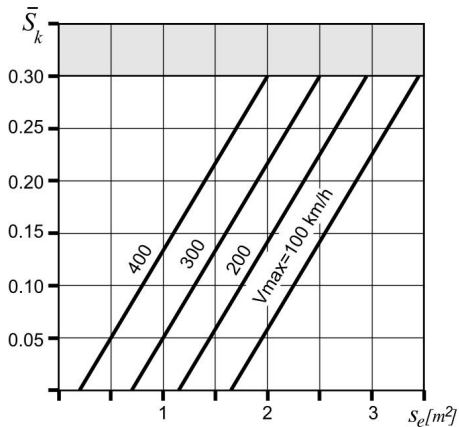
- Krilca su opterećenija od zakrilaca jer se otklanjaju i pri velikim brzinama.
- Pri većim brzinama sile na palici postaju prevelike.
- Rešenje je aerodinamička kompenzacija.
- Osa obrtanja se pomera u unutrašnjost krilca čime jedan deo krilca smanjuje ukupan moment potreban za njegov otklon.
- Za još veće sile kompenzacija se vrši segmentom elevatora isturenim prema napadnoj ivici horizontalnog repa.
- Za letelice površine krila do $10 \text{ [m}^2\text{]}$ i brzine ispod 250 [km/h] nije potrebno vršiti kompenzaciju.



Krilca – 13/18



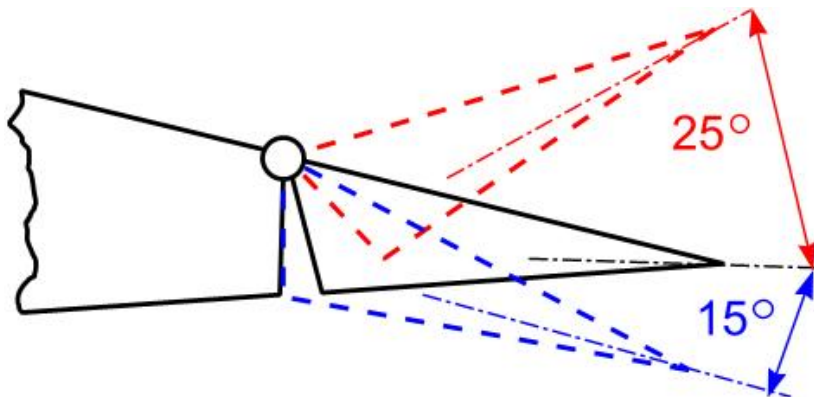
Krilca – 14/18



Slika: Nomogram za izbor kompenzacije



Krilca – 15/18



Krilca – 16/18

Primer

Odrediti dimenzije krilaca za avion za koji se zna da je $R = 7.53$, $S = 11.35 \text{ [m}^2\text{]}$ i $b = 9.24 \text{ [m]}$.

Rešenje

Na osnovu gornjih trendova za jednomotorni avion:

$$\bar{S}_e = \frac{2S_e}{S} = 0.079, \quad \Rightarrow \quad S_e = 0.079 \cdot 11.35/2 \cong 0.45 \text{ [m}^2\text{]}$$

Relativni razmah krilaca:

$$\frac{2 \cdot b_e}{b} = \bar{b}_e = 0.370, \quad b_e = 0.370 \cdot 9.24/2 \cong 1.71 \text{ [m]}$$



Krilca – 17/18

Tetiva krila:

$$c = \frac{S}{b} = \frac{11.35}{9.24} \cong 1.23 \text{ [m]}$$

Relativna tetiva krilaca:

$$\frac{c_e}{c} = \bar{c}_e = 0.26, \quad c_e = 0.26 \cdot 1.23 \cong 0.32 \text{ [m]}$$

Pozicija kraja krilaca:

$$\bar{Z}_e = \frac{Z_e}{b} = 0.94, \quad Z_e = 0.94 \cdot 9.24 \cong 8.69 \text{ [m]}$$



Krilca – 18/18

```
% nastavak skripta...
```

```
% krilca
```

```
Se = 0.079*S/2; disp('Se [m^2]'), disp(Se)
```

```
be = 0.370*b/2; disp('be [m]'), disp(be)
```

```
ce = 0.26*c; disp('ce [m]'), disp(ce)
```

```
ze = 0.94*b; disp('ze [m]'), disp(ze)
```

