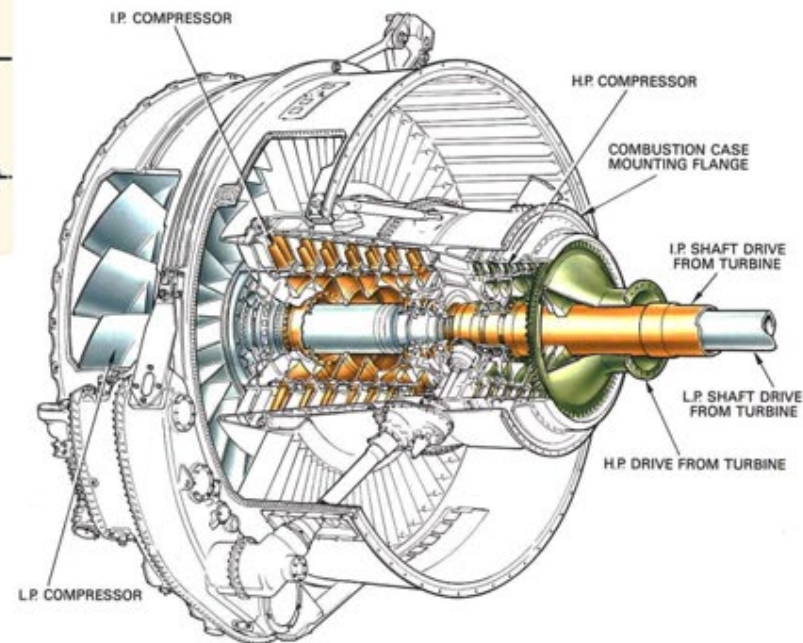
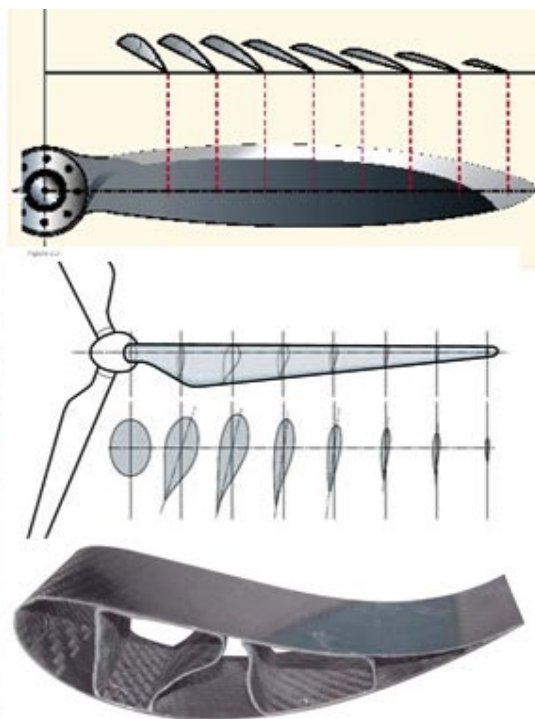


## Aerotelo i karakteristični presezi

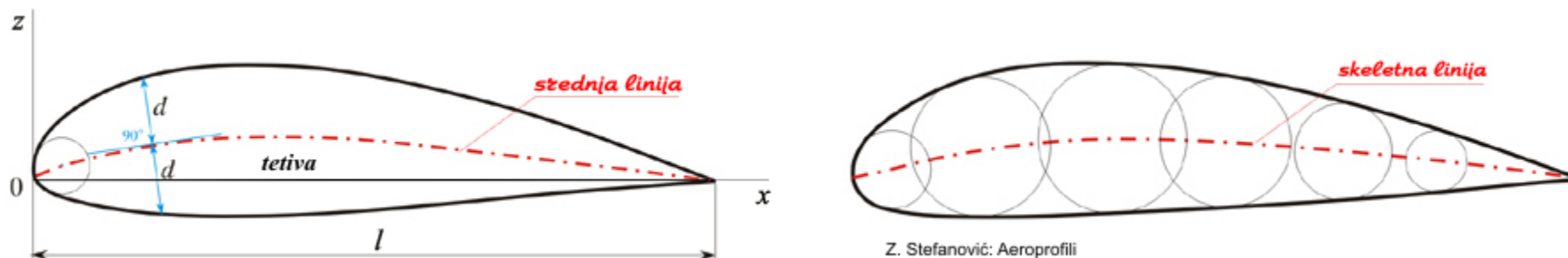
Pod **aerotelom** se podrazumeva kontura čiji je oblik prilagođen za kretanje kroz vazduh. Tipičan primer je **uzgonska površina** - to je telo čija je jedna dimenzija bitno veća u odnosu na druge dve, odnosno telo čija je jedna komponenta aerodinamičke sile koju generiše (uzgon) bitno veća od druge dve. To su krilo, repne površine, krakovi elisa, lopatice rotora, itd. Uzdužni presek aerotela je **aeroprofil**.



Slika 1. Karakteristični presezi uzgonskih površina - aeroprofili

## Geometrijske karakteristike aeroprofila

Aeroprofil je geometrijski definisan oblikom srednje linije (ili alternativno - skeletne linije) i raspodelom debljine oko nje.



Slika 2. Srednja linija i skeletna linija aeroprofila

**Srednja linija** je linija koja polovi sve duži koje spajaju gornju i donju konturu aeroprofila i stoje upravno na njoj.

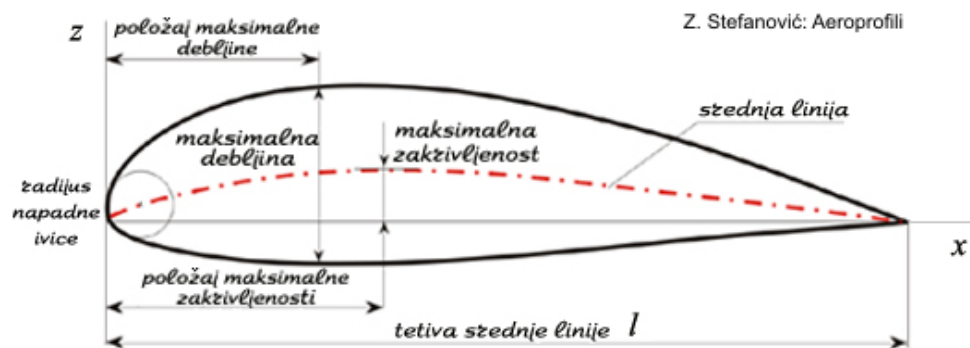
**Skeletna linija** predstavlja liniju definisanu centrima krugova upisanih u aeroprofil.

**Napadna ivica** je početak srednje linije, a **izlazna ivica** je njen kraj. Ova definicija se prenosi i na uzgonsku površinu, koja se teorijski sastoji iz beskonačno mnogo evolutivnih aeroprofila po njenom razmahu (videti sliku 1). Tetiva je u opštem slučaju duž koja spaja bilo koje dve tačke na aeroprofilu. Specijalno, duž koja spaja napadnu i izlaznu ivicu zove se *tetiva srednje linije*, ili ako se drugačije ne naglasi, samo **tetiva**.

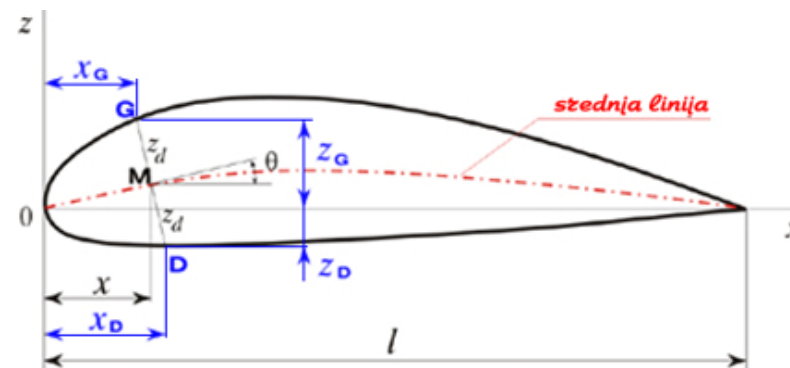
**Gornjaka** (gornja površina aeroprofila) je deo njegove konture iznad srednje linije, a **donjaka** deo ispod srednje linije. Za svaki konkretni tip aeroprofila definiše se zakon raspodele debljine (slika 2) oko srednje linije, koji formira geometriju gornjake i donjake. Isti nazivi se analogno koriste i za uzgonske površine.

Koordinatni sistem u kome se definiše geometrija aeroprofila ima koordinatni početak u napadnoj ivici, pri čemu se  $x$  osa prostire u pravcu tetive srednje linije. Kao ordinata koristi se  $z$  osa (mada se u analizama 2D strujanja oko aeroprofila, kao što je prikazano ranije, alternativno za ordinatu može koristiti i oznaka  $y$ ).

Osnovni konstruktivni parametri srednje linije su **maksimalna zakrivljenost**  $c_{\max}$  (ili maksimalna krivina) i njen podužni položaj  $x_{mc}$ , dok su osnovne konstruktivne vrednosti raspodele debljine duž srednje linije **maksimalna debljina**  $d_{\max}$  i njen podužni položaj  $x_{md}$ , radijus zaobljenja napadne ivice  $r_0$ , radijus zaobljenja izlazne ivice  $r_1$  i ugao dijedra  $\tau$  koji formiraju tangente gornjake i donjake na izlaznoj ivici (slika 3).



Slika 3. Osnovni konstruktivni parametri aeroprofila



Slika 4. Formiranje kontura gornjake i donjake

U smislu praktične primene, definišu se relativne vrednosti konstruktivnih parametara:

$\left(\frac{c}{l}\right)_{\max}$  - maksimalna relativna zakrivljenost,  $\left(\frac{x}{l}\right)_{mc}$  - položaj maksimalne zakrivljenosti,  $\left(\frac{d}{l}\right)_{\max}$  - maksimalna relativna debljina,

$\left(\frac{x}{l}\right)_{md}$  - položaj maksimalne debljine,  $\left(\frac{r}{l}\right)_0$  i  $\left(\frac{r}{l}\right)_1$  - relativni radijusi napadne i izlazne ivice. Svi ovi parametri mogu se prikazivati kao

decimalne vrednosti, ili u procentima.

Konture gornjake i donjake aeroprofila se generišu prema jednačinama (slika 4):

$$\left(\frac{x}{l}\right)_G = \frac{x}{l} - \left(\frac{z}{l}\right)_d \sin \theta \quad \text{i} \quad \left(\frac{z}{l}\right)_G = \left(\frac{z}{l}\right)_c + \left(\frac{z}{l}\right)_d \cos \theta \quad \text{za gornjaku}$$

$$\left(\frac{x}{l}\right)_D = \frac{x}{l} + \left(\frac{z}{l}\right)_d \sin \theta \quad \text{i} \quad \left(\frac{z}{l}\right)_D = \left(\frac{z}{l}\right)_c - \left(\frac{z}{l}\right)_d \cos \theta \quad \text{za donjaku}$$

gde  $\theta$  predstavlja lokalni nagib konture srednje linije.

Shodno geometrijskim karakteristikama, aeroprofilu se mogu podeliti na više načina.  
Prema maksimalnoj relativnoj debljini, dele se na:

- aeroprofile **male relativne debljine**,  $(d/l)_{\max} < 8\%$
- aeroprofile **srednje relativne debljine**,  $(d/l)_{\max} = 8 \div 12\%$
- aeroprofile **velike relativne debljine**,  $(d/l)_{\max} > 12\%$

Prema maksimalnoj relativnoj zakrivljenosti, mogu biti:

- **simetrični** aeroprofilu,  $(c/l)_{\max} = 0\%$
- aeroprofilu **male relativne krivine**,  $(c/l)_{\max} < 2\%$
- aeroprofilu **srednje relativne krivine**,  $(c/l)_{\max} = 2 \div 4\%$
- aeroprofilu **velike relativne krivine**,  $(c/l)_{\max} > 4\%$

Prema položaju maksimalne relativne debljine, mogu biti:

- **klasični**, kod kojih je  $(x/l)_{\text{md}} \leq 30\%$
- **laminarni** ili prodorni, kod kojih je  $(x/l)_{\text{md}} > 30\%$
- **nadzvučni**, kod kojih položaj  $(x/l)_{\text{md}}$  najčešće varira u okolini 50% terive

Prema položaju srednje linije u odnosu na tetivu:

- **standardni** - srednja linija je iznad tetive
- **inverzni** - srednja linija je ispod tetive

... itd.

## Primeri obeležavanja i familije aeroprofila

### Aeroprofili serije NACA sa četvorocifrenom oznakom

Cela serija aeroprofila izvedena je sa položajem maksimalne relativne debljine na  $(x/l)_{md} = 0.30$  (izuzev modifikovanih varijanti).

NACA	x	x	xx
institucija	$(c/l)_{max}$ u %	$(x/l)_{mc}$ u desetinama %	$(d/l)_{max}$ u %

Na primer, aeroprofil **NACA 2415** ima maksimalnu relativnu zakrivljenost  $(c/l)_{max} = 0.02$  (odnosno 2%), na rastojanju  $(x/l)_{mc} = 0.4$  (t.j. 40%) od napadne ivice, maksimalnu relativnu debljinu  $(d/l)_{max} = 15\%$ , na standardnom rastojanju  $(x/l)_{md} = 30\%$  od napadne ivice.

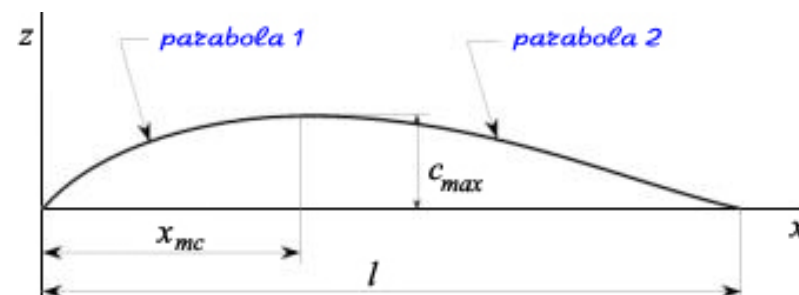
Ako uvedemo oznake  $m = (c/l)_{max}$  i  $p = (x/l)_{mc}$ , oblik srednje linije ove serije aeroprofila, koja se sastoji iz dva parabolička luka (slika 5), dat je izrazima:

$$\left(\frac{z}{l}\right)_c = \frac{x}{l} \left(2p - \frac{x}{l}\right) \frac{m}{p^2} \text{ od napadne ivice do položaja } (x/l)_{mc} = p, \text{ a iza njega } \left(\frac{z}{l}\right)_c = \left[ (1-2p) + 2p \frac{x}{l} - \left(\frac{x}{l}\right)^2 \right] \frac{m}{(1-p)^2} \text{ do izlazne ivice.}$$

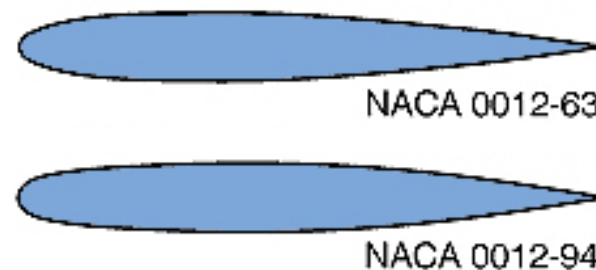
$$\text{Radijus napadne ivice je } \left(\frac{r}{l}\right)_0 = 1.1019 \left(\frac{d}{l}\right)_{max}^2, \text{ dok je ugao dijedra izlazne ivice } \tau = 2 \arctan \left[ 1.16925 \left(\frac{d}{l}\right)_{max} \right].$$

Modifikovane verzije imaju nomenklaturu NACA xxxx-xx, gde prva dopunska cifra iza crtice označava promenu u radijusu napadne ivice ( $0 \rightarrow$  oštra,  $3 \rightarrow 25\%$  od standardnog radijusa,  $6 \rightarrow$  standardni radijus i  $9 \rightarrow 3$  puta veći radijus), dok druga označava promenjeni položaj maksimalne relativne debljine  $(x/l)_{md}$  u desetinama %.

Na primer, NACA 0012-94 označava simetrični aeroprofil relativne debljine 12%, ali sa uvećanim radijusom napadne ivice u odnosu na normalni, kod koga se maksimalna relativna debljina nalazi na mestu  $(x/l)_{md} = 0.40$  (oznaka -63 je originalni aeroprofil bez izmena).



Slika 5. Kontura srednje linije četvorocifrene serije



Slika 6. Modifikacija aeroprofila



## Aeroprofil serije NACA sa petocifrenom oznakom

I ova serija aeroprofila izvedena je sa položajem maksimalne relativne debljine na  $(x/l)_{md} = 0.30$  (izuzev modifikovanih varijanti).

NACA	x	xx	xx
institucija	$10 \times 2/3 C_{Zi}$	$2 \times (x/l)_{mc}$ u %	$(d/l)_{max}$ u %

Primer - aeroprofil **NACA 23012**, često korišćen ne samo za krila aviona, već i za lopatice glavnih rotora helikoptera, ima tzv. idealni ili konstruktivni koeficijent uzgona  $C_{Zi} = 0.3$ , pošto je  $10 \times 2/3 C_{Zi} = 2$  (ovaj koeficijent uzgona praktično je jednak optimalnom koeficijentu uzgona  $C_{Zop}$ , pri kome aeroprofil stvara minimalni otpor  $C_{Xo min}$ ; prva cifra je vrlo bliska vrednosti  $(c/l)_{max}$  izražene u %), položaj  $(x/l)_{mc} = 0.15$ , a relativna debljina je  $(d/l)_{max} = 0.12$ .

Srednja linija se sastoji od kubne parabole u prednjem delu i prave linije u zadnjem (osim nekih modifikacija sa reflektovanom kubnom parabolom u zadnjem delu). U osnovnoj varijanti jednačine srednje linije su:

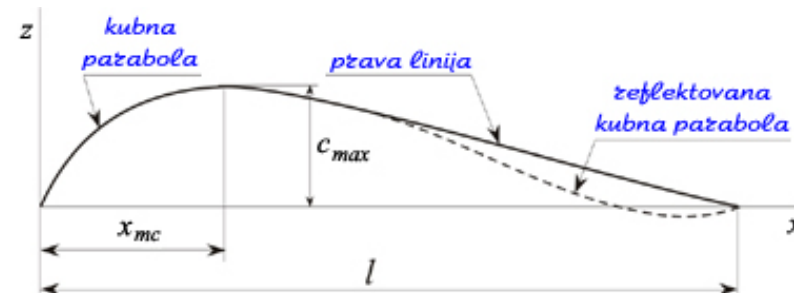
$$\left(\frac{z}{l}\right)_c = \frac{K_1}{6} \left[ \left(\frac{x}{l}\right)^3 - 3p \left(\frac{x}{l}\right)^2 + (3-p)p^2 \left(\frac{x}{l}\right) \right] \text{ u oblasti } x/l = 0 \text{ do } x/l = p, \text{ i } \left(\frac{z}{l}\right)_c = \frac{K_1}{6} \left(1 - \frac{x}{l}\right) p^3 \text{ jednačina prave do izlazne ivice. U}$$

ovom slučaju, položaj  $p$  na kome se spajaju kubna parabola i prava linija nije mesto maksimalne krivine, već je definisan izrazom:

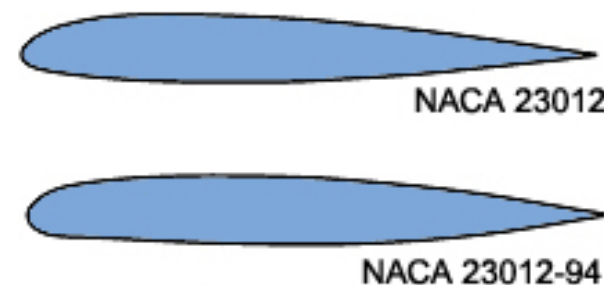
$$\left(\frac{x}{l}\right)_{mc} = \left(1 - \sqrt{\frac{p}{3}}\right) p. \text{ Pri tome, parametar } K_1 \text{ predstavlja funkciju zavisnu od } C_{Zi}$$

i položaja  $p$ .

Standardne modifikacije NACA xxxxx-xx sadrže u nastavku oznake koje imaju isto značenje kao i u slučaju četvorocifrene serije.



Slika 7. Kontura srednje linije petocifrene serije



Slika 8. Osnovni aeroprofil i modifikacija

## NACA serija "6" - laminarni aeroprofil

Za razliku od prethodnih serija aeroprofila, koji se nazivaju klasičnim, NACA je naknadno razvila serije aeroprofila kod kojih je cilj bio održavanje laminarnog graničnog sloja u znatno većem podužnom domenu gornjake i donjake. Istorijski gledano, prvi pokušaji razvoja laminarnih ili prodornih aeroprofila, vršeni su u okviru serije "1" (razvijena je 1939. godine), gde se došlo do zaključka da se bitnije smanjenje otpora aeroprofila može postići pomeranjem tačke minimalnog pritiska unazad u odnosu na prethodne familije aeroprofila, čime se unazad pomera i tačka preobražaja, koja se javlja neposredno iza mesta  $p_{\min}$ .

Serijska 6 razvijena je 1945. godine, publikovana je u okviru tehničkog izveštaja NACA TR-824 i našla je izuzetno široku operativnu primenu u vazduhoplovstvu, od jedrilica, preko sportskih, transportnih i putničkih, do nadzvučnih borbenih aviona. Aeroprofil ove serije obeležavaju se na nekoliko načina, pri čemu je tipični sistem označavanja dat u donjoj tabeli.

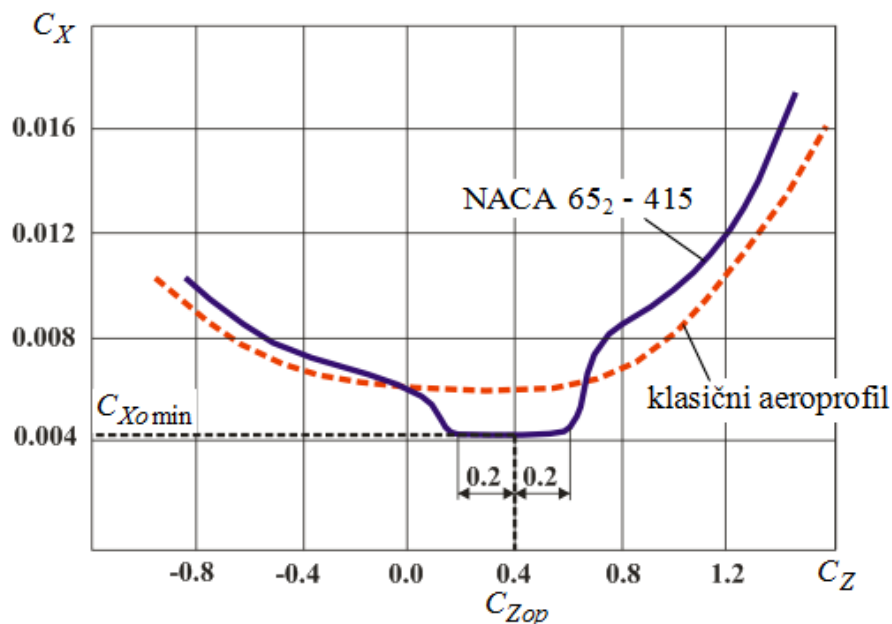
NACA	x	x	x	- x	xx
institucija	oznaka serije	$(x/l)_{C_{p\min}}$ u desetinama %	$\pm 10 \times \Delta C_Z$ oko $C_{Zi}$	$10 \times C_{Zi}$	$(d/l)_{\max}$ u %

Na primer, **NACA 65<sub>2</sub> - 415** je laminarni aeroprofil serije 6, kod koga se  $C_{p\min}$  postiže na  $x/l = 0.5$ , konstruktivni (optimalni) koeficijent uzgona je  $C_{Zi} = 0.4$ , a oblast minimalnog koeficijenta otpora je u dijapazonu  $\pm 0.2$  u odnosu na koeficijent uzgona pri minimalnom otporu, tj. od  $C_Z = 0.2$  do  $C_Z = 0.6$  (slika 10), i sa  $(d/l)_{\max} = 0.15$ .

Laminarni aeroprofil ima manji minimalni koeficijent otpora od klasičnih adekvatne debljine i krivine, ali samo u oznakom deklarisanom okolini optimalnog koeficijenta otpora, zato što je laminarni sloj mnogo osetljiviji od turbulentnog, pa je i njegovo odvajanje burnije - videti prethodno poglavlje.



Slika 9. Primer laminarnog aeroprofila serije 6



Slika 10. Koeficijenti otpora laminarnog i klasičnog aeroprofila

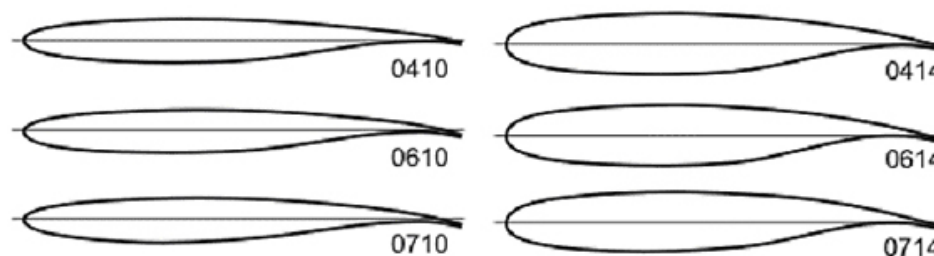
Kod nekih aviona, naročito manevarskih (npr. borbenih) sa laminarnim aeroprofilima, koristi se "A" modifikacija laminarnih aeroprofila, na primer NACA 64A410. Ona se radi tako što se poslednjih 20% tetive gornjake i donjake izvode pravolinijski da bi komandne površine na krilima imale veću fizičku debljinu i krutost. Isto tako, ako je  $\Delta C_Z < 0.1$ , indeks u oznaci laminarnih aeroprofila se izostavlja, kao u prethodnom primeru.

### NASA SC familija - superkritični aeroprofil

Ova serija aeroprofila razvijena je za upotrebu na visokim podzvučnim brzinama početkom 1970-tih godina. Njihova geometrija formirana je tako da se povećanje otpora usled efekata stišljivosti javlja na većim podzvučnim Mahovim brojevima nego npr. kod aeroprofila starijih generacija. Time se ili omogućava krstarenje većom brzinom sa strelastim krilom jedne određene geometrije (u odnosu na krilo sa npr. laminarnim aeroprofilom), ili se vrši konstruisanje krila sa manjim uglom strele, što je povoljno u smislu poboljšanja uzgonskih karakteristika tog krila, jer velika strela krila poboljšava karakteristike u kontekstu smanjenja talasnog otpora, ali degradira njegove uzgonske karakteristike.

NASA	SC	(x)	- xx	xx
institucija	superkritični	faza razvoja	$10 \times C_{Zi}$	$(d/l)_{\max}$ u %

Tako npr. **NASA SC(2) - 0710** predstavlja superkritični aeroprofil nastao u razvojnoj fazi 2, ima konstruktivni koeficijent uzgona  $C_Z = 0.7$  i maksimalnu relativnu debljinu 10%. Za razliku od laminarnih, geometriju ovih aeroprofila karakteriše srazmerno veći radijus napadne ivice i zaravnjenija gornjaka.



Slika 11. Primer superkritičnih aeroprofila serije NASA SC(2)



### *NASA LS i MS familije aeroprofila*

Ovi aeroprofil nastali su kao "derivativi" superkritičnih aeroprofila. Naime, uočivši neke prednosti superkritičnih aeroprofila koje mogu biti od koristi i pri manjim podzvučnim brzinama, tokom 1970-tih godina Ričard Vitkomb (Richard Witcomb) je sa svojim saradnicima, pored razvoja superkritičnih, radio i na razvoju aeroprofila namenjenih kategoriji opšte avijacije (genaral aviation). Tako su ove familije dobile skraćene nazive LS (low-speed) i MS (medium-speed) u smislu malih i srednjih podzvučnih brzina.

Dva karakteristična aeroprofila iz ove kategorije su GA(W)-1 i GA(W)-2 (od General Aviation - Witcomb, kako su inicijalno bili nazvani), koji po zvaničnoj NASA nomenklaturi imaju oznake:

- GA(W) - 1 je **NASA LS(1) - 0417**; na primer, ovaj aeroprofil relativne debljine 17% primenjen je na kompozitnoj jedrilici Vuk-T, projektovanoj na Mašinskom fakultetu Univerziteta u Beogradu.
- GA(W) - 2 je **NASA LS(1) - 0413**, relativne debljine 13%, namenjen je lakim avionima.

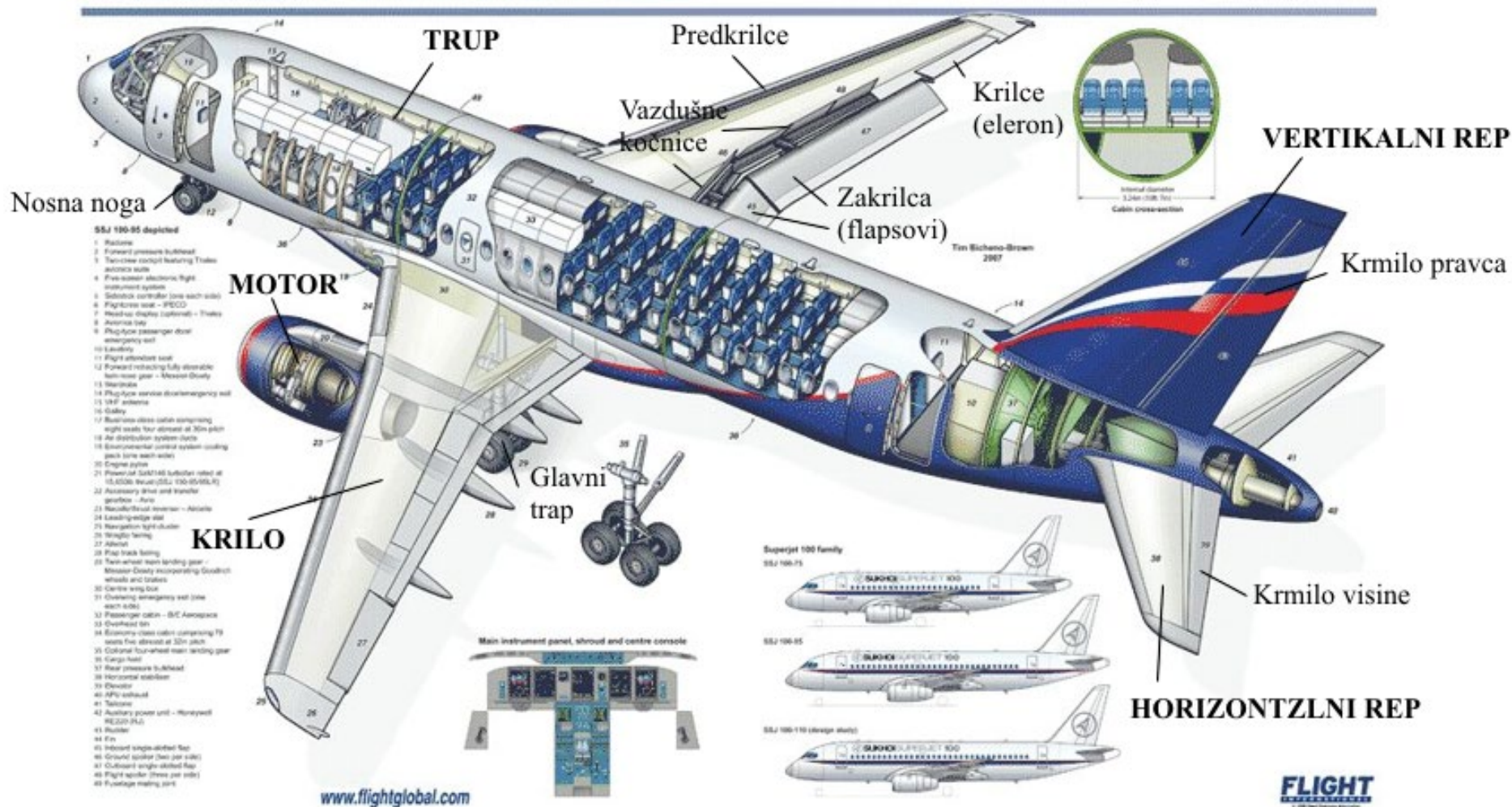
Ovi aeroprofilu imaju visoke vrednosti maksimalnog koeficijenta uzgona i srazmerno male vrednosti koeficijenta otpora, pri čemu se u širem domenu eksploatacionih hrapavosti aerodinamičke karakteristike ovih aeroprofila praktično ne menjaju (za razliku od laminarnih, koji su izuzetno osetljivi na nepravilnosti konstruktivne izvedbe, zbog čega mogu da izgube svoja svojstva laminarnosti).



Slika 12. Aeroprofilu GA(W) - 1 i GA(W) - 2

## *Osnovni elementi konstrukcije aviona*

## SUKHOI SUPERJET 100



Slika 13. Osnovni elementi konstrukcije savremenog putničkog aviona