

# Aeroprofili i krila za nadzvučne i hiperzvučne brzine leta

---

**Andrić, Tomislav**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2019**

*Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj:* **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:088733>

*Rights / Prava:* [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-01-15**



*Repository / Repozitorij:*

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -  
Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Tomislav Andrić**

**AEROPROFILI I KRILA ZA NADZVUČNE I HIPERZVUČNE BRZINE  
LETA**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, 2019.**

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

**ZAVRŠNI RAD**

**AEROPROFILI I KRILA ZA NADZVUČNE I HIPERZVUČNE BRZINE  
LETA**

**AIRFOILS AND WINGS FOR SUPERSONIC AND HYPERSONIC  
FLIGHT SPEEDS**

Mentor: izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Tomislav Andrić

JMBAG: 0135236731

Zagreb, rujan 2019.

## SAŽETAK

Aeroprofil je poprečni presjek krila, aerodinamički je oblikovana površina koja ostvaruje uzgon potreban za let. Uzgon je aerodinamička sila koja nastaje kao rezultat razlike tlakova na gornjaci i donjaci krila. Krilo se dobije nizanjem aeroprofila jedan do drugog, to je glavna površina na zrakoplovu koja stvara uzgon. Uporabom vrlo tankih superkritičnih aeroprofila, postiže se bolji koeficijent uzgona pri manjim brzinama u odnosu na oštre tanke aeroprofile, te se poboljšavaju performanse pri nadzvučnim i hiperzvučnim brzinama, u odnosu na konvencionalne aeroprofile. Najpovoljnija krila za nadzvučne i hiperzvučne brzine su delta krila koja su karakteristična po tome što stvaraju mali valni otpor.

KLJUČNE RIJEČI: aeroprofil; krilo; nadzvučna brzina; hiperzvučna brzina; delta krilo; kut strijele krila

## SUMMARY

An airfoil is a cross-section of the wing, it is a streamline shaped surface which achieves lift required for flight. Lift is an aerodynamic force which results from different pressures on the upper and lower surface of the wing. The wing is acquired by stringing the airfoils side by side, it is the most important surface of the aircraft for creating lift. By using very thin supercritical airfoils, better lift coefficient is achieved at lower speeds, compared to sharp and thin airfoils, and also a better performance at supersonic and hypersonic speeds, compared to conventional airfoils. Most favourable wings for supersonic and hypersonic speeds are delta wings which are characteristic by the fact that they produce very little wave drag.

KEY WORDS: airfoil; wing; supersonic speed; hypersonic speed; delta wing; sweepback angle

# SADRŽAJ

1. UVOD .....	1
2. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE AEROPROFILA .....	3
2.1. Tetiva aeroprofila .....	4
2.2. Središnjica aeroprofila .....	5
2.3. Relativna debljina aeroprofila .....	5
2.4. Relativna zakrivljenost aeroprofila .....	6
2.5. Skeletnica .....	7
2.6. Napadni kut .....	7
3. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE KRILA.....	9
3.1. Načini ugradnje krila.....	10
3.2. Kut ugradnje krila .....	11
3.3. Geometrijsko vitoperenje krila.....	11
3.4. Diedar krila .....	12
3.5. Vitkost krila.....	12
3.6. Kut strijele krila.....	12
3.7. Srednja aerodinamička tetiva.....	13
4. POJAVE PRI NADZVUČNOM STRUJANJU .....	14
4.1. Zvučni zid .....	16
4.2. Vibracije (buffet).....	16
4.3. Raspodjela tlaka u krozzvučnom području.....	17
4.4. Machov val .....	19
4.5. Kosi i odvojeni povijeni udarni val .....	20
4.6. Prandtl - Meyerova ekspanzija .....	21
4.7. Promjena koeficijenta uzgona i otpora povećanjem Machovog broja .....	22
5. KRILA ZA NADZVUČNE BRZINE LETA.....	24
5.1. Pravilo površine .....	24
5.2. Strijela krilo.....	25
5.2.1. Utjecaj strijela krila na Machov broj.....	25
5.2.2. Promjenjiva geometrija krila .....	26
5.2.3. Negativni učinci strijela krila.....	27
5.2.4. <i>Vortex</i> generatori .....	28
5.3. Hibridno krilo.....	28
5.4. Delta krilo .....	30
5.4.1. Let u nižem području brzina .....	31

5.4.2. Let u nadzvučnom području brzina .....	32
6. KRILA ZA HIPERZVUČNE BRZINE LETA .....	33
6.1. Koncepti hiperzvučnih zrakoplova .....	34
6.2. Aeroprofilu u hiperzvučnom strujanju .....	36
6.3. Krila za hiperzvučni let.....	39
7. ZAKLJUČAK.....	43
LITERATURA.....	45
POPIS SLIKA .....	47
POPIS DIJAGRAMA.....	48

# 1. UVOD

Predmet istraživanja završnog rada su aeroprofil i krila za nadzvučne i hiperzvučne brzine leta. Svrha ovog rada je prikazati osobine aeroprofila i krila, te objasniti do kakvih pojava dolazi pri povećanim brzinama leta, odnosno u nadzvučnom području brzina. Nadalje, prikazane su značajke nadzvučnih i hiperzvučnih krila, te koja su krila najpovoljnija za takvo područje brzina. Cilj završnog rada je prikazati karakteristike različitih oblika krila i aeroprofila u nadzvučnom i hiperzvučnom području strujanja, te odrediti koji su oblici najprikladniji za takav let.

Rad je koncipiran u sedam poglavlja:

1. Uvod
2. Geometrijske značajke aeroprofila
3. Geometrijske značajke krila
4. Pojave pri nadzvučnom strujanju
5. Krila za nadzvučne brzine leta
6. Krila za hiperzvučne brzine leta
7. Zaključak

Prvo poglavlje, tj. uvodni dio definira temu istraživanja, u njemu su određeni svrha i cilj završnog rada, te su predstavljena poglavlja koja su obrađena kroz rad.

U drugom poglavlju *Geometrijske značajke aeroprofila* definira se aeroprofil te njegove geometrijske osobine kao što su tetiva, središnjica, relativna debljina aeroprofila, relativna zakrivljenost aeroprofila, skeletnica i napadni kut.

U trećem poglavlju *Geometrijske značajke krila* definirano je krilo, prikazano je i objašnjeno na koji način geometrijske značajke utječu na krilo. Obrađene značajke su: način i kut ugradnje krila, geometrijsko vitoperenje krila, diedar krila, vitkost krila, kut strijele krila te srednja aerodinamička tetiva.

Četvrto poglavlje *Pojave pri nadzvučnom strujanju* prikazuje što se događa s aeroprofilima i krilima povećanjem brzine strujanja u nadzvučno područje. Pojave koje nastaju su: zvučni zid, Machov val, kosi i odvojeni povijeni valovi, ekspanzijski valovi, vibracije, promjena koeficijenta uzgona i otpora.

Peto poglavlje *Krila za nadzvučne brzine leta* prikazuje različite konstrukcije krila koja su pogodna za nadzvučno područje brzina, te na koji način takva krila pozitivno i negativno utječu na različite režime letenja.

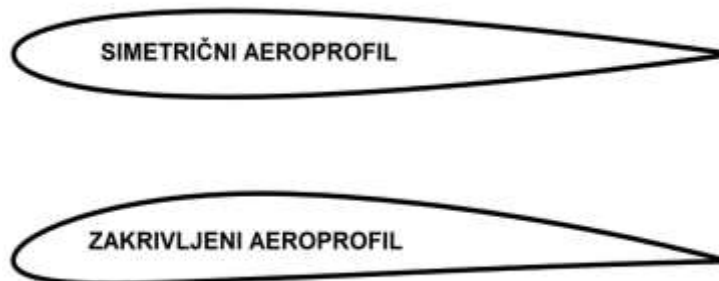
Šesto poglavlje *Krila za hiperzvučne brzine leta* definira hiperzvučno područje brzina, bavi se usporedbom raznih koncepata hiperzvučnih zrakoplova, te se uspoređuju aeroprofili i konstrukcije krila koja su pogodna za takav let.

U sedmom poglavlju slijedi zaključak u kojem su predstavljeni konačni rezultati istraživanja prema pojedinim dijelovima rada.



## 2. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE AEROPROFILA

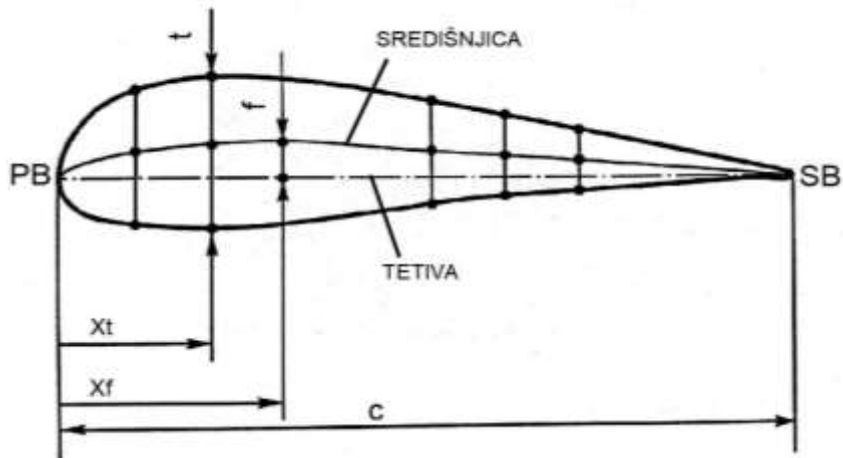
Aeroprofil je poprečni presjek krila, komandnih površina, elisa zrakoplova ili rotora helikoptera. Aerodinamički je oblikovana površina koja stvara uzgon potreban za let zrakoplova uz relativno mali otpor. Postoje razni oblici aeroprofila koji mogu biti simetrični i zakrivljeni. Simetrični profili su s gornje i donje strane jednaki, odnosno kako i sam naziv kaže simetrični (slika 1). Generiraju najmanje otpora i najmanju silu potrebnu za stvaranje uzgona, stoga se primjenjuju pri većim brzinama leta kao što je nadzvučna brzina. Zakrivljeni profili su namijenjeni za manje brzine leta kao što je podzvučna brzina. Specifičnog su izgleda gdje je nos aeroprofila spušten i zaobljenog oblika, a stražnji kraj je izveden kao oštri kut (slika 1).



Slika 1. Simetrični i zakrivljeni aeroprofil [1]

Na slici 2 prikazane su sljedeće značajke aeroprofila: [2]

- PB ▪ prednji brid,
- SB ▪ stražnji brid,
- c ▪ tetiva,
- središnjica,
- t ▪ najveća debljina aeroprofila,
- f ▪ najveća zakrivljenost aeroprofila,
- $X_t$  ▪ položaj udaljenosti najveće debljine,
- $X_f$  ▪ položaj udaljenosti najveće zakrivljenosti.

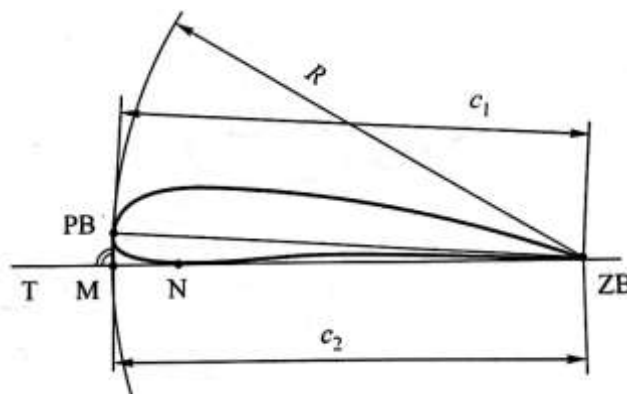


Slika 2. Geometrijske značajke aeroprofila [2]

## 2.1. Tetiva aeroprofila

Tetiva aeroprofila je dužina koja spaja prednji brid sa stražnjim bridom. Tetiva se može definirati na dva načina (slika 3): [2]

- Iz stražnjeg brida se povuče luk polumjera  $R$  koji tangira aeroprofil u prednjem bridu, dužina koja spaja ta dva brida naziva se tetiva  $c_1$ .
- Iz stražnjeg brida se povuče pravac koji tangira aeroprofil u točki  $N$ . Točka  $M$  je presjek pravca  $ZB-T$  i tangente koja tangira aeroprofil u prednjem bridu, a okomita je na pravac  $ZB-T$ . Dužina koja spaja stražnji brid i točku  $M$  naziva se tetiva aeroprofila  $c_2$ .



Slika 3. Definiranje tetive aeroprofila [2]

## 2.2. Središnjica aeroprofila

Središnjica je linija koja spaja prednji brid sa stražnjim bridom, kod simetričnih profila je linija, a kod zakrivljenih aeroprofila ona je krivulja. Nalazi se na jednakim udaljenostima od gornjake i donjake aeroprofila. Ako se na tetivu povuku dužine koje su okomite na nju, kao što je to prikazano na slici 2, središnjicom se naziva krivulja koja spaja polovišta svih dužina. Oblik središnjice je važan u određivanju aerodinamičkih značajki aeroprofila.

## 2.3. Relativna debljina aeroprofila

Debljinu aeroprofila definira najduža tetiva koja je okomita na tetivu aeroprofila. Relativna debljina aeroprofila je odnos maksimalne debljine prema tetivi aeroprofila koja se izražava u postotcima prema sljedećoj formuli: [2]

$$\bar{t} = \frac{t}{c} \times 100\% \quad (1)$$

Gdje su:

- $\bar{t}$  ▪ relativna debljina aeroprofila
- $c$  ▪ dužina tetive aeroprofila [m]

Položaj udaljenosti najveće debljine također je važna osobina aeroprofila, koji se određuje relativno u postotcima prema sljedećoj formuli: [2]

$$\bar{x}_t = \frac{x_t}{c} \times 100\% \quad (2)$$

Gdje su:

- $\bar{x}_t$  ▪ položaj udaljenosti najveće debljine
- $c$  ▪ dužina tetive aeroprofila

Prema najvećoj relativnoj debljini aeroprofili se dijele na: [3]

- tanke ▪  $t < 8 \%$
- srednje ▪  $8 \leq t < 12 \%$
- debele ▪  $t \geq 12 \%$

## 2.4. Relativna zakrivljenost aeroprofila

Zakrivljenost aeroprofila se definira kao najveća udaljenost središnjice od tetive aeroprofila. Simetrični profili nemaju zakrivljenost, jer se središnjica poklapa s tetivom aeroprofila. Uobičajeni podzvučni aeroprofilima imaju maksimalnu zakrivljenost od 2 do 4% koja se nalazi na 35 do 40% tetive od prednjeg brida. [3] Relativna zakrivljenost aeroprofila izražava se u postocima prema formuli: [2]

$$\bar{f} = \frac{f}{c} \times 100\% \quad (3)$$

Gdje su:

- $\bar{f}$  ▪ relativna zakrivljenost aeroprofila
- $c$  ▪ dužina tetive aeroprofila

Udaljenost od prednjeg brida do najveće zakrivljenosti aeroprofila niz tetivu predstavlja položaj udaljenosti najveće zakrivljenosti. Određuje se relativno u postocima prema formuli: [2]

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{c} \times 100\% \quad (4)$$

Gdje su:

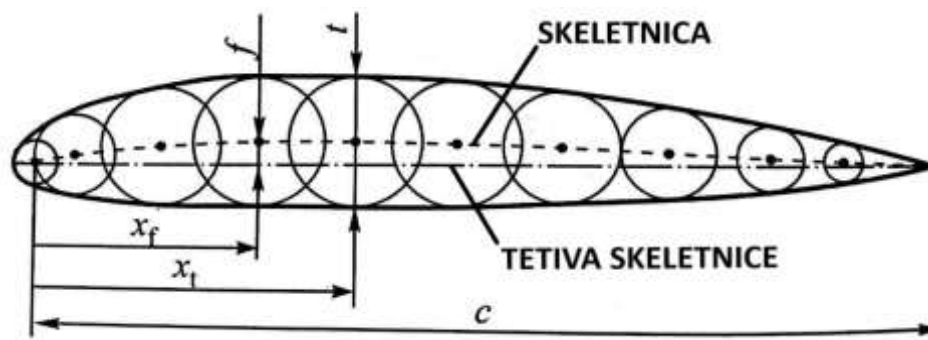
- $\bar{x}_f$  ▪ relativna zakrivljenost aeroprofila
- $c$  ▪ dužina tetive aeroprofila

Prema najvećoj relativnoj zakrivljenosti aeroprofilima se dijele na: [3]

- mala zakrivljenost ▪  $f < 2\%$
- srednja zakrivljenost ▪  $2 \leq f < 4\%$
- velika zakrivljenost ▪  $f \geq 4\%$

## 2.5. Skeletnica

Aeroprofil se može definirati i na drugi način, a to je sa skeletnicom i tetivom skeletnice. Skeletnica i središnjica razlikuju se u načinu definiranja, tj. središnjica je linija koja spaja polovišta svih dužina okomitih na tetivu aeroprofila, a skeletnica spaja središta ucrtanih kružnica u aeroprofilu. Tetiva skeletnice je dužina koja spaja krajnje točke skeletnice. U ovom slučaju debljina aeroprofila  $t$  se definira kao promjer najveće upisane kružnice, a zakrivljenost  $f$  kao najveća udaljenost skeletnice od tetive skeletnice. (slika 4)



Slika 4. Skeletnica [2]

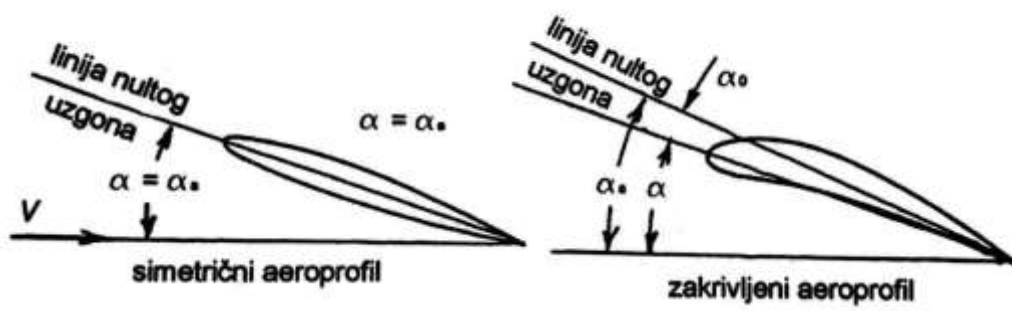
## 2.6. Napadni kut

Geometrijski napadni kut ili samo napadni kut  $\alpha$  predstavlja kut između tetive aeroprofila i pravca neporemećene zračne struje. O napadnom kutu direktno ovisi veličina uzgona, jer njegovim povećanjem, do određene granice (kritičnog napadnog kuta), raste vrijednost sile uzgona ali i sile otpora. Prelaskom kritičnog napadnog kuta dolazi do odvajanja strujnica zraka na izlaznim dijelovima aeroprofila, turbulencije i sloma uzgona. Za većinu zrakoplova kritični napadni kut je oko  $16^\circ$ .

Kut nultog uzgona  $\alpha_0$  je kut između tetive aeroprofila i pravca neporemećene zračne struje kod nultog uzgona, a kod simetričnih aeroprofila kut nultog uzgona iznosi  $0^\circ$ . Kod pozitivno zakrivljenih aeroprofila kut nultog uzgona  $\alpha_0$  nije jednak nuli, nego ima negativnu vrijednost i najčešće iznosi od  $-2^\circ$  do  $-4^\circ$ . [3] (slika 5)

Efektivni ili aerodinamički napadni kut  $\alpha_a$  dobije se kada geometrijskom napadnom kutu  $\alpha$  dodamo i kut nultog uzgona  $\alpha_0$ : [3]

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_0 \quad (5)$$



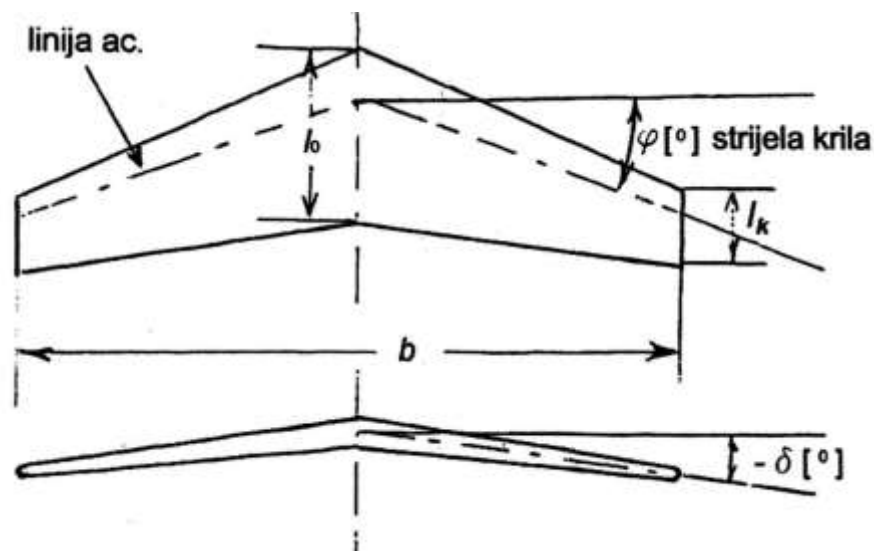
Slika 5. Aerodinamički napadni kut na simetričnom i zakrivljenom aeroprofilu [3]

### 3. GEOMETRIJSKE ZNAČAJKE KRILA

Krila, horizontalni rep, vertikalni rep i druge aerodinamičke površine nastaju nizanjem aeroprofila jedan do drugog. Glavna zadaća tih površina je stvaranje uzgonskih sila koje održavaju zrakoplov u letu i omogućavaju upravljanje istim. Sila uzgona je aerodinamička sila koja nastaje kao rezultat razlike tlakova na gornjoj i donjoj strani krila. Krilo je glavna površina za stvaranje uzgona na zrakoplovu, no služi i za smještaj uređaja za povećanje uzgona, otpora, te se u njima nalaze i rezervoari za gorivo.

Na slici 6 prikazani su osnovni parametri koji definiraju geometriju krila:

- $b$  ▪ razmah (raspon) krila,
- linija aerodinamičkih centara,
- $\varphi$  ▪ kut strijele, [°]
- $-\delta$  ▪ diedar krila, [°]
- $l_o$  ▪ tetiva na korijenu krila,
- $l_k$  ▪ tetiva na kraju krila.



Slika 6. Geometrijske značajke krila [3]

Površina krila  $S$  je tlocrtna površina projekcije krila. Iako raspodjela tlaka nije jednaka kao ona na krilu, dio površine koji zauzima trup priračunava se površini krila. Raspon krila  $b$  je udaljenost između krajeva krila. Srednja geometrijska tetiva  $l_m$  je srednja vrijednost dužine tetive svih aeroprofila, koja pomnožena s rasponom krila  $b$  daje površinu krila  $S$ : [3]

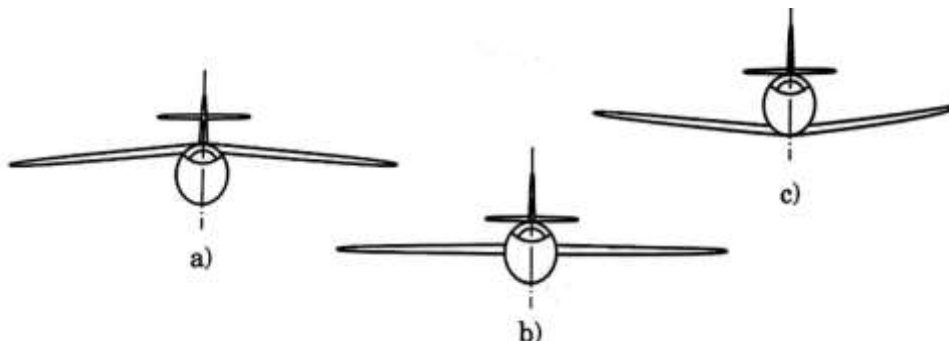
$$S = l_m \times b \quad (6)$$

### 3.1. Načini ugradnje krila

Zrakoplovi kojima su krila pričvršćena za gornji dio trupa nazivaju se visokokrilci (slika 7a). Prednost visokokrilaca je bolja vidljivost terena u letu, stabilniji su pri manjim brzinama, te su operacije prihvata i otpreme zrakoplova na aerodromima olakšane zbog slobodnog prostora ispod krila. Mana ovakvih krila je ta da blokiraju pogled pilota u zaokretima. Veliki teretni zrakoplovi imaju ovakvu konfiguraciju.

Zrakoplovi kojima su krila pričvršćena za srednji dio trupa nazivaju se srednjekrilci (slika 7b). Takvi zrakoplovi imaju tanke i simetrične aeroprofile koji služe za veće brzine leta. Vrlo su upravljivi ali manje stabilniji od visokokrilaca. Ovakav način ugradnje krila se nalazi kod borbenih zrakoplova.

Ako zrakoplov ima krila pričvršćena za donji dio trupa onda je niskokrilac (slika 7c). Takva krila ne blokiraju pogled pilotu u zaokretima. Niskokrilci su također vrlo upravljivi, stabilniji su od srednjekrilaca, ali ne i od visokokrilaca. Danas većina putničkih zrakoplova ima ovakvu izvedbu krila.

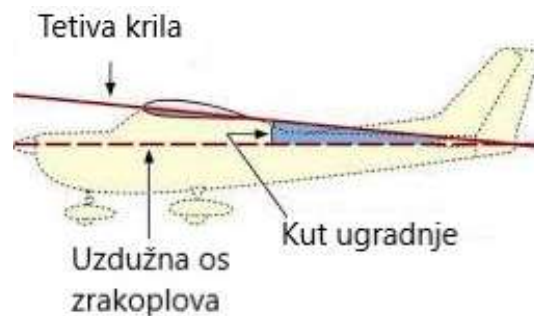


Slika 7. Načini ugradnje krila: a) visoka, b) srednja, c) niska [2]



### 3.2. Kut ugradnje krila

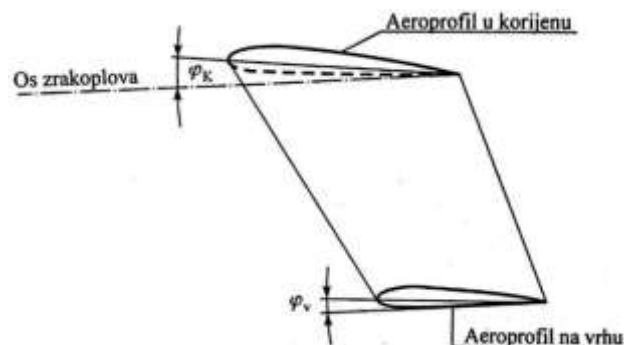
Krilo je pričvršćeno za trup zrakoplova i nalazi se pod određenim kutom u odnosu na uzdužnu os zrakoplova. Taj kut koji tetiva krila zatvara s uzdužnom osi zrakoplova naziva se kut ugradnje krila (slika 8). Osim krila, i horizontalni stabilizator može imati kut ugradnje. Kut ugradnje i napadni kut razlikuju se po tome što je kut ugradnje stalan u odnosu na uzdužnu os zrakoplova, a napadni kut ovisi o pravcu neporemećene zračne struje.



Slika 8. Kut ugradnje krila [4]

### 3.3. Geometrijsko vitoperenje krila

Kod geometrijski vitoperenog krila tetive aeroprofila ne leže u istoj ravnini. Inducirani otpor je najveći pri velikim napadnim kutovima, stoga se najčešće krila, od korijena prema vrhu, uvijaju prema dolje. Rezultat je smanjenje napadnog kuta duž krila, a time i smanjenje induciranog otpora. Vitoperenje krila može se definirati i kao postupno uvijanje, odnosno smanjenje kuta ugradnje od korijena prema vrhu krila, kao što je prikazano na slici 9.



Slika 9. Vitopereno krilo [2]

### 3.4. Diedar krila

Kut diedra  $\delta$  je kut koji krilo zatvara s horizontalnom ravninom. Na slici 6 prikazan je negativan kut diedra koji se još naziva i *anhedral*. Kut diedra može biti i pozitivan koji se u tom slučaju zove *dihedral*.

Vrhovi *dihedral* krila nalaze se iznad ravnine korijena krila, povećana im je stabilnost oko uzdužne osi i takva krila se najčešće nalaze kod mlaznih putničkih zrakoplova. Vrhovi *anhedral* krila se nalaze ispod ravnine korijena krila, njima je namjerno narušena stabilnost kako bi se povećala upravljivost i takva se krila najčešće upotrebljavaju kod borbenih zrakoplova.

### 3.5. Vitkost krila

Vitkost krila ili aspektni odnos  $AR$  je omjer dužine krila i njegove širine. Što je veći omjer zrakoplov ima duža i uža krila, a što je manji omjer zrakoplov ima kraća i šira krila. Za sva krila kojima je poznat raspon  $b$  i površina  $S$ , aspektni odnos se određuje iz formule: [2]

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (7)$$

Vitkost krila je važan element pri određivanju otpora krila konačnog raspona, utječe i na aerodinamičke karakteristike krila te na težinu krila. Jedrilice su zrakoplovi koji imaju jako veliku vrijednost  $AR$  u odnosu na elisne ili mlazne zrakoplove.

### 3.6. Kut strijele krila

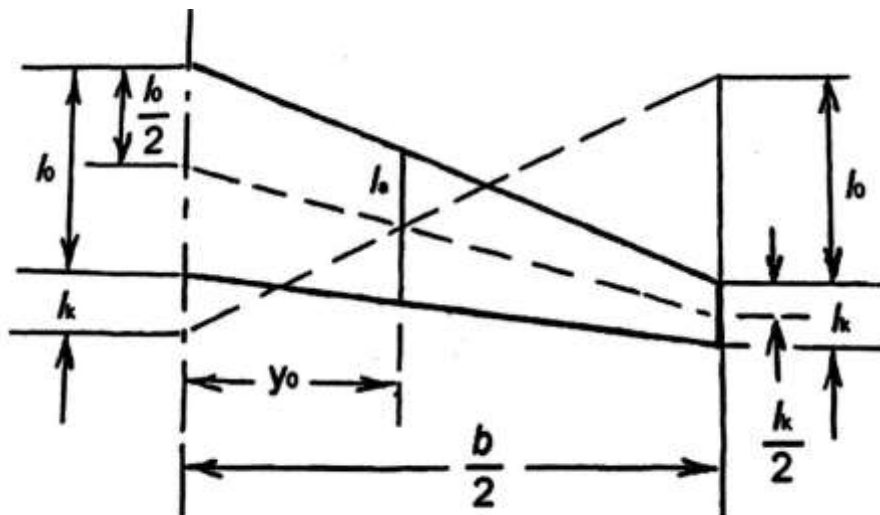
Kut strijele krila  $\phi$  je odnos zamišljenog pravca koji povezuje sve točke udaljene 25% od prednjeg brida i ravnine koja je okomita na pravac leta, kao što je prikazano na slici 6. S postavljanjem krila pod određeni kut unazad postignuto je znatno smanjenje otpora pri letu s brzinom blizu brzine zvuka i iznad, a zrakoplovu je povećana lateralna stabilnost. Na zrakoplovima koji lete manjim brzinama i kojima je

za slijetanje neophodna manja brzina, krila se uglavnom ugrađuju pod pravim kutom. U novije vrijeme ovaj dizajn krila koristi se na gotovo svim zrakoplovima s mlaznim motorom.

### 3.7. Srednja aerodinamička tetiva

Srednja aerodinamička tetiva je tetiva fiktivnog pravokutnog krila na koje djeluju iste aerodinamičke sile i momenti kao i na stvarno krilo. Do izračuna srednje aerodinamičke tetive dolazi se složenim putem, ali za neke oblike krila, kao što je trapezno, može se doći i grafički na način prikazan na slici 10, gdje su:

- $l_a$  ▪ srednja aerodinamička tetiva,
- $y_0$  ▪ položaj srednje aerodinamičke tetive,
- $l_0$  ▪ tetiva na korijenu krila,
- $l_k$  ▪ tetiva na vrhu krila,
- $b$  ▪ raspon krila.



Slika 10. Određivanje srednje aerodinamičke tetive  $l_a$  [3]

## 4. POJAVE PRI NADZVUČNOM STRUJANJU

Machov broj je bezdimenzionalna jedinica koja predstavlja odnos stvarne brzine leta i lokalne brzine zvuka, prikazan formulom: [3]

$$Ma = \frac{V}{a} \quad (8)$$

- Gdje su:
- $Ma$  ▪ Machov broj,
  - $V$  ▪ brzina leta, [m/s; km/h; kts]
  - $a$  ▪ brzina zvuka. [m/s; km/h; kts]

Kritični Machov broj  $Ma_{kr}$  je zapravo  $Ma$  broj pri kojem se prvi put na krilu brzina strujanja izjednačila s lokalnom brzinom zvuka  $Ma = 1$ . [5] Aerodinamika velikih brzina se prema Machovom broju dijeli na: [3]

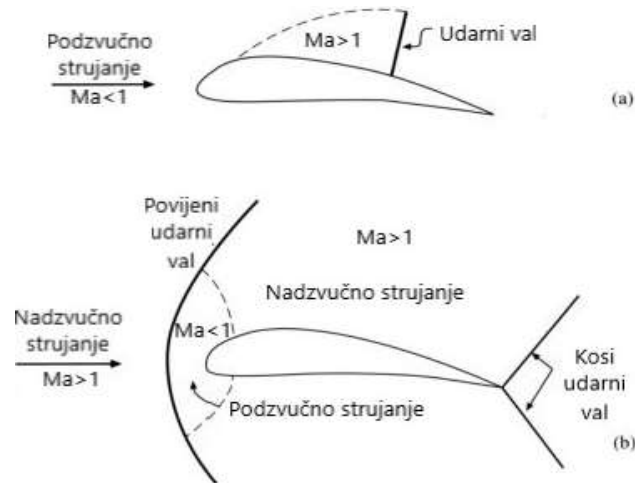
- podzvučnu ▪  $Ma < 1$ ,
- zvučnu ▪  $Ma = 1$ ,
- krozzvučnu ▪  $0,8 < Ma < 1,2$ ,
- nadzvučnu ▪  $1,2 < Ma < 5$ ,
- hiperzvučnu ▪  $Ma > 5$ .

Brzina zvuka značajno ovisi o temperaturi zraka, koja opada s visinom do 11 km i ostaje konstantna do visine 20 km. Dakle, brzina zvuka će na razini mora, gdje je standardna temperatura  $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ , iznositi 343 m/s, a na visini 11 km iznositi će 295 m/s.[6]

Stlačivost zraka se zanemaruje do strujanja gdje je  $Ma < 0,45$ , dok se za strujanja veća od 0,45 uzima u obzir. Machov broj je zapravo mjera utjecaja stlačivosti zraka. Već kod krozzvučnih brzina, zbog povećane stlačivosti zraka, pojavljuju se udarni valovi. Udarni val predstavlja diskontinuitet između nadzvučnog i podzvučnog strujanja.

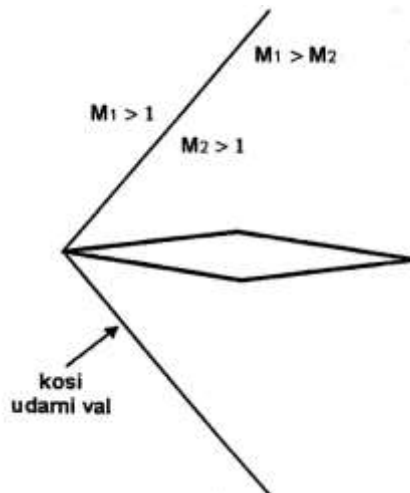
Krozzvučno strujanje počinje s prvom pojavom nadzvučnog strujanja  $Ma > 1$  koje je najizraženije na gornjaci aeroprofila (slika 11a). Povećanjem brzine strujanja, nadzvučno područje se također povećava i širi prema prednjem i zadnjem kraju aeroprofila. Kada brzina strujanja dosegne i prijeđe  $Ma = 1$ , udarni val se pomakne

prema zadnjem bridu i postaje kosi udarni val. Povijeni udarni val se stvara ispred aeroprofila, a iza njega se formira malo područje podzvučnog strujanja  $Ma < 1$ , kao što je prikazano na slici 11b.



Slika 11. Stvaranje udarnog vala [7]

Na slici 11 prikazano je stvaranje udarnog vala oko zakrivljenog aeroprofila. Da se radi o aeroprofilu koji ima oštar prednji brid, kao na slici 12, u tom slučaju bi se kosi udarni val formirao točno na prednjem bridu aeroprofila i iza njega se ne bi stvaralo podzvučno područje, samo bi došlo do malog smanjenja Machovog broja koji i dalje ostaje nadzvučan.



Slika 12. Udarni val kod oštrog aeroprofila [3]

## 4.1. Zvučni zid

Zvučni zid je aerodinamička pojava koja nastaje kada zrakoplov dosegne brzinu zvuka. Zrak se sabija ispred zrakoplova i javljaju se udarni valovi na brzinama blizu nadzvučnih. Otpor zraka, odnosno valni otpor, se znatno povećava i time se smanjuje uzgon zrakoplova. Kada se zrakoplov kreće brzinom zvuka, formiraju se zračni valovi, dolazi do titranja čestica zraka u pravcu širenja vala koji se kreće lokalnom brzinom jednakom brzini zvuka. S povećanjem brzine leta povećava se amplituda zvučnih valova, a poremećaj tlaka zraka se približava zrakoplovu. Molekule zraka prelaze preko aeroprofila i u vrlo kratkom vremenskom razdoblju se poveća tlak, gustoća i temperatura zraka. Prilikom prelaska na nadzvučnu brzinu ispred zrakoplova se formira prepreka sastavljena od valova malog poremećaja koju se naziva zvučnim zidom. Zrakoplov tijekom nadzvučnog leta neprekidno oblikuje zvučne valove koji se simetrično šire njegovom putanjom (Machov val).

Pojam zvučni zid se pojavio tijekom drugog svjetskog rata kada su tadašnji borbeni zrakoplovi, leteći brzinama blizu brzine zvuka, bili izloženi utjecaju stlačivosti zraka. Zbog udarnih valova, mnogo je zrakoplova bilo oštećeno pri letu, i smatralo se da zrakoplov ne može letjeti brže od brzine zvuka. Godine 1945. sagrađen je prvi nadzvučni zrakoplov *Bell X-1*, a u njemu je 1947. godine pilot Chuck Yeager prvi put „probio“ zvučni zid s brzinom od  $Ma = 1,06$ . [8]

## 4.2. Vibracije (buffet)

Prevučeni let ili *stalling* je let gdje uzgon više ne raste s povećanjem napadnog kuta. Vibracije se javljaju pri malim brzinama i pri velikim brzinama. Pri malim brzinama vibracije ili *buffeting* daju pilotu indicaciju o prevučenom letu, na način da se osjeti vibracija zrakoplova. Svaki zrakoplov ima svoju minimalnu brzinu leta gdje je zrakoplov još upravljiv, daljnje smanjenje brzine znači ulazak u *stalling* gdje može doći do potpunog gubitka upravljivosti i naglog gubitka visine. Vibracije pri velikim brzinama se javljaju stvaranjem vrtložne brazde iza udarnog vala koja nasjeda na repne površine zrakoplova. *Buffeting* na velikim brzinama ujedno znači i prelazak Machovog kritičnog

broja. Vrtložne brazde koje se stvaraju iza udarnog vala imaju veliku energiju i mogu biti opasne za konstrukciju zrakoplova. Faktori koji utječu na *buffeting* granicu: [3]

- koeficijent opterećenja u zaokretu,
- Machov broj,
- napadni kut,
- visinu leta po tlaku,
- težinu zrakoplova,
- položaj težišta zrakoplova.

### 4.3. Raspodjela tlaka u krozzvučnom području

Slika 13 prikazuje raspodjelu tlaka i udarnih valova oko zakrivljenog aeroprofila povećanjem Machovog broja. Ubrzavanjem do brzina većih od zvuka dolazi do velikih nepravilnosti u raspodjeli tlaka po aeroprofilu, a posljedica je poremećaj upravljivosti i stabilnosti zrakoplova u tom području.

Na brzini  $Ma_{kr}=0,75$  počinje utjecati stlačivost zraka na krilo. Strujnice se odvajaju u blizini izlaznog ruba aeroprofila, koeficijent uzgona ima vrijednost kao i u podzvučnom području, ali zatim slabije raste s *Ma* brojem. Na gornjaci strujanje postaje zvučno u jednoj točki gdje je lokalna brzina strujanja najveća, a to je Machov kritični broj.

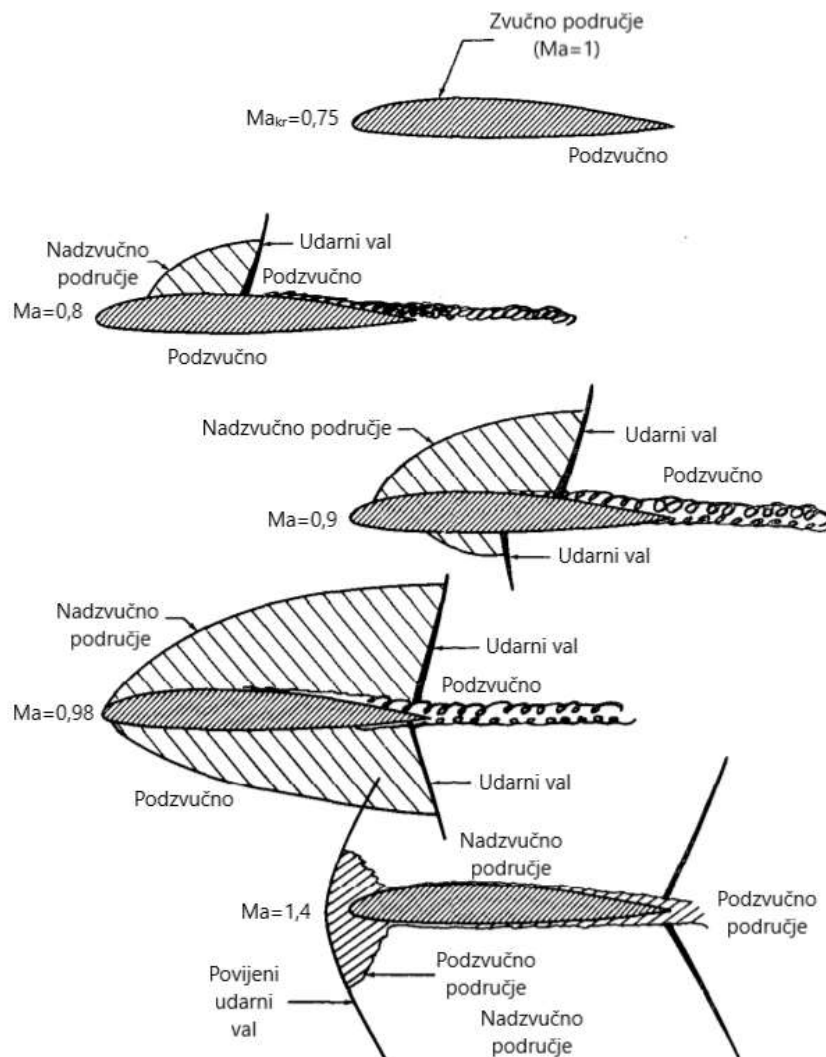
Pri brzini  $Ma=0,8$  nadzvučno područje raste i javlja se udarni val na gornjaci aeroprofila zbog kojeg tlak naglo pada iza njega. Kada nadzvučno strujanje prođe iza udarnog vala vraća se u podzvučno područje brzine. Uzgon je dovoljan za održavanje leta, ali otpor naglo raste.

Povećanjem brzine strujanja do  $Ma=0,9$ , nadzvučno područje se širi prema prednjem i zadnjem kraju aeroprofila, te se stvara udarni val i na donjaci aeroprofila. Dolazi do naglog pada koeficijenta uzgona, a uzgon je na zadnjem dijelu aeroprofila negativan. Povećava se udarni val i vrtložna struja iza njega koji dodatno smanjuju tlak.

Kada strujanje dosegne brzinu  $Ma=0,98$  udarni val na gornjaci i donjaci je pomaknut do stražnjeg brida aeroprofila. Brzina strujanja oko aeroprofila je gotovo

svugdje nadzvučna, te se vrtložna brazda naglo smanjuje. Koeficijent uzgona raste, a koeficijent otpora je dosegao svoj maksimum.

Na brzini  $Ma=1,4$  cijeli aeroprofil je u nadzvučnom području, tj. izašao je iz krozzvučnog područja. Ispred prednjeg brida aeroprofila formira se povijeni udarni val, a udarni val na stražnjem bridu prelazi u kosi udarni val. Iza povijenog udarnog vala stvara se malo područje podzvučnog strujanja. Da se radilo o oštrou aeroprofilu, na prednjem bridu bi se formirao kosi udarni val i iza njega se ne bi stvorilo podzvučno strujanje. Koeficijent otpora se znatno smanjio, a s njime i vrtložna brazda.



Slika 13. Raspodjela tlaka i udarnih valova na aeroprofilu u krozzvučnom području [9]



#### 4.4. Machov val

Ako poremećaj, izazvan gibanjem tijela kroz zrak, putuje brzinom većom od brzine zvuka, on prestiže putanje valova koji se emitiraju iz točke poremećaja. Formira se kosa valna fronta koja iza sebe ostavlja zonu dokle je stigao poremećaj. Svi poremećaji koncentriraju se na jednoj liniji koja zatvara određeni kut s putanjom točke odakle kreću poremećaji. Ta se linija zove Machov val, a ako se radi o trodimenzionalnom strujanju naziva se Machov konus. Na slici 14 prikazan je poremećaj koji se giba brzinom većom od brzine zvuka. Točka 0 predstavlja sadašnji položaj vala poremećaja, točka -1 položaj prije jedne sekunde, točka -2 položaj prije dvije sekunde itd. [3] Zona djelovanja je područje zatvoreno Machovim konusom u kojem se vrši poremećaj, a zona mirovanja je područje ispred konusa u kojem još nema poremećaja.



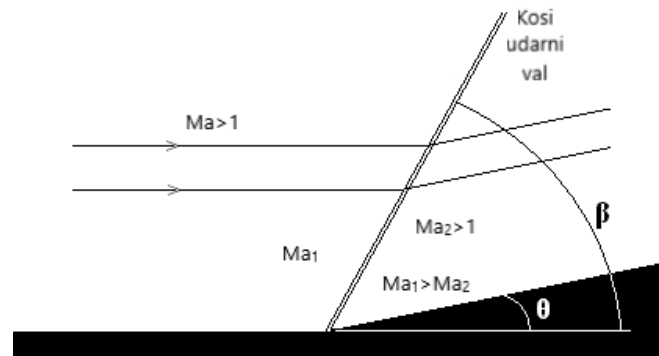
Slika 14. Machov val [3]

Ako se krilo, tanko kao žilet i beskonačnog raspona, stavi u nadzvučno strujanje s nulnim napadnim kutom, izazvalo bi vrlo mali poremećaj u strujanju te bi se na vrhu svakog aeroprofila formirao Machov val. [3] Taj val bi tada zatvarao Machov kut  $\mu$  s tetivom aeroprofila koji se preko geometrije izražava: [3]

$$\mu = \arcsin \left( \frac{1}{M} \right) \quad (9)$$

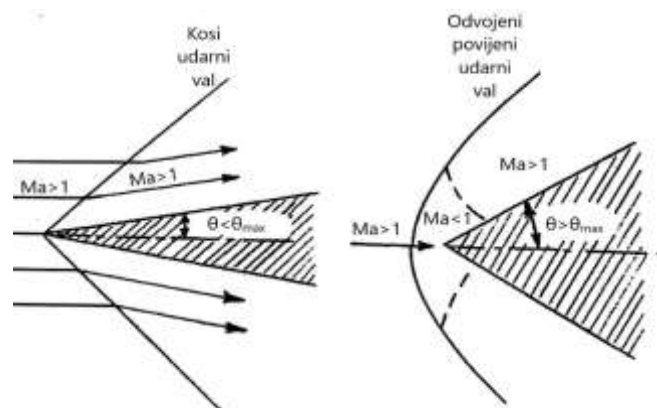
## 4.5. Kosi i odvojeni povijeni udarni val

Kosi udarni val se stvara prelaskom nadzvučne zračne struje preko površine koja je nagnuta prema struji. Na slici 15 prikazan je dvodimenzionalni kosi udarni val gdje kut  $\beta$  predstavlja kut između kosog udarnog vala i pravca nadzvučne struje. Kut  $\theta$  je kut skretanja zračne struje od prvobitnog pravca. Prolaskom nadzvučne struje kroz kosi udarni val, Machov broj se smanjuje ali ostaje veći od jedan ( $Ma_2 > 1$ ). Kosi val udaljavanjem od aeroprofila prelazi u Machov val.



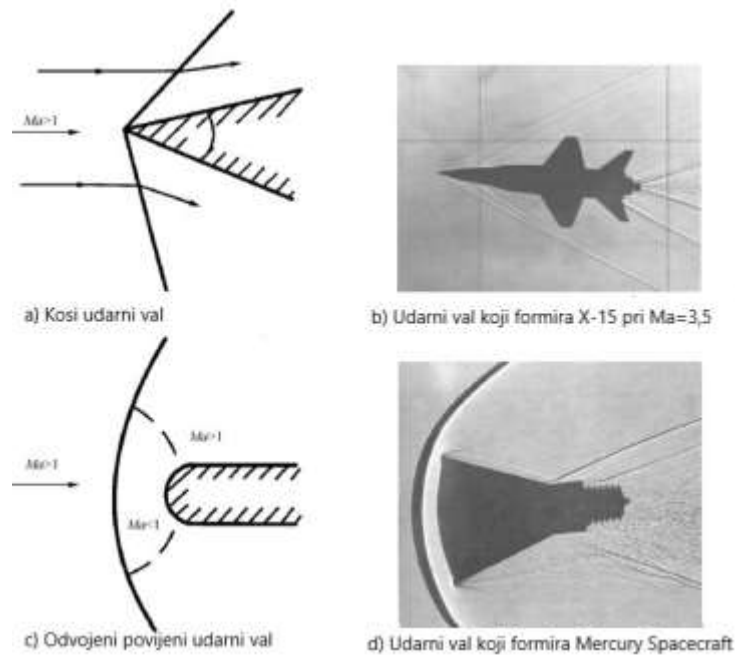
Slika 15. Kosi udarni val [10]

Odvojeni povijeni udarni val javlja se na zakrivljenim aeroprofilima namijenjenim za podzvučne brzine kao što je prikazano na slici 11. Kada kut skretanja zračne struje  $\theta$  prijeđe preko  $\theta_{max}$  udarni val se odvaja od aeroprofila (slika 16). Formira se neposredno ispred prednjeg brida aeroprofila, a iza njega se stvara malo područje podzvučnog strujanja, a ostalo strujanje oko aeroprofila je nadzvučno.



Slika 16. Kosi i odvojeni povijeni udarni val [3]

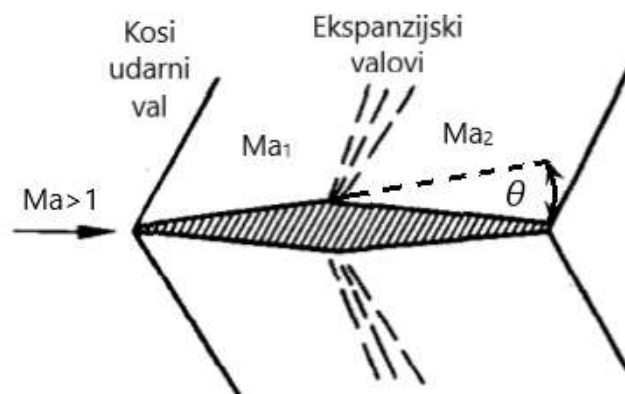
Na slici 17 prikazani su udarni valovi koje stvaraju dva različita tijela: borbeni zrakoplov X-15 i svemirska letjelica. Zrakoplov leteći brzinom većom od zvuka formira priljubljene kose udarne valove, pa se tako stvara i konus koji putuje zajedno sa zrakoplovom. *Mercury* svemirska letjelica predstavlja tupi objekt koji se giba brzinom većom od zvuka i stvara odvojeni povijeni udarni val. Takav nepovoljni oblik ima svrhu stvaranja velikog otpora kako bi letjelica mogla aerodinamički kočiti, a odvojeni povijeni udarni val smanjuje aerodinamičko zagrijavanje.



Slika 17. Formiranje udarnog vala na borbenom zrakoplovu X-15 i Mercury svemirskoj letjelici [11]

#### 4.6. Prandtl - Meyerova ekspanzija

Kada nadzvučno strujanje, slijedeći površinu tijela, skrene od početnog pravca strujanja za kut  $\theta$ , tada se strujanju poveća brzina kako bi moglo pratiti tu površinu. Skretanje se ne događa trenutno, prvo se odvija ekspanzija strujanja kroz područje ekspanzijskih valova koje je prikazano na slici 18. U strujanju nema naglih promjena i ostaje izentropsko, tj. nema promjene entropije tijekom ekspanzije [3]. Ekspanzijski val zapravo razdvaja dva strujanja. Kada nadzvučno strujanje prođe kroz val tada joj se poveća brzina, odnosno Machov broj ( $Ma_1 > Ma_2$ ), pada statički tlak i smanjuje se gustoća.

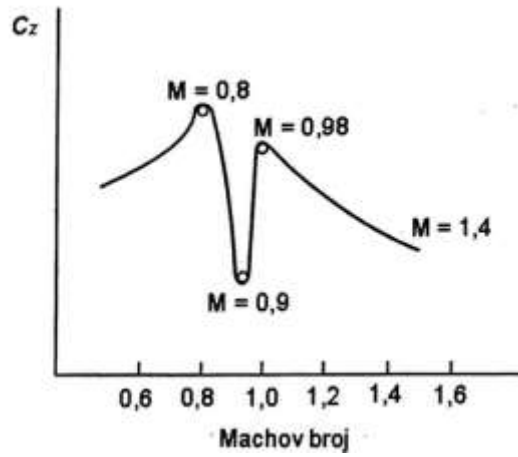


Slika 18. Ekspanzijski valovi [9]

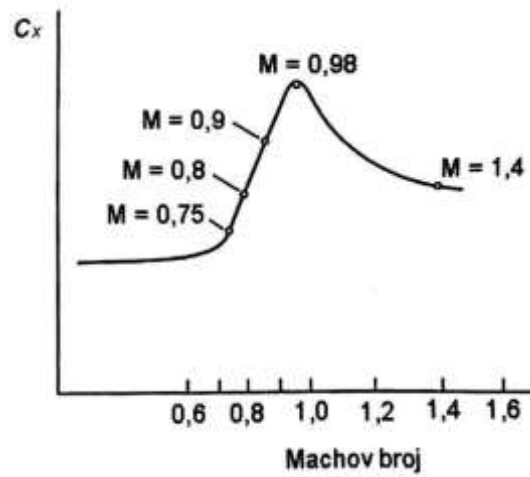
#### 4.7. Promjena koeficijenta uzgona i otpora povećanjem Machovog broja

Krozzvučno područje brzina ima izražene promjene koeficijenta uzgona, otpora i momenta s povećanjem Machovog broja. Te promjene, za određeni aeroprofil, prikazane su na dijagramu 1. Do brzine  $Ma = 0,8$  koeficijent uzgona  $C_z$  raste, a iznad te brzine, zbog pojave udarnih valova na gornjaci i kasnije na donjaci,  $C_z$  drastično opada. Koeficijent uzgona nastavlja padati do vrijednosti  $Ma = 0,9$ , tada skokovito raste do brzine  $Ma = 0,98$  i onda ponovno pada s brzinom. Koeficijent otpora  $C_x$  do brzine  $Ma = 0,7$  ima ustaljenu vrijednost, kao što se vidi na dijagramu 2, tada počinje naglo rasti do vrijednosti  $Ma = 0,98$ . Zatim, koeficijent otpora opada s porastom Machovog broj i poprima ustaljenu vrijednost negdje oko  $Ma = 1,5$ . Veliki porast koeficijenta otpora stvara znatne poteškoće u letu u krozzvučnom području brzina. Kako bi se smanjili štetni utjecaji velikih brzina aeroprofilu trebaju biti dizajnirani na način: [3]

- maksimalna relativna debljina i kut izlaznog ruba trebaju biti što manji,
- položaj maksimalne relativne debljine treba biti blizu 50% ili malo ispod,
- mora biti simetričan,
- radijus prednjeg brida mora biti mali.



Dijagram 1. Promjena koeficijenta uzgona u krozzvučnom području brzina [3]



Dijagram 2. Promjena koeficijenta otpora u krozzvučnom području brzina [3]

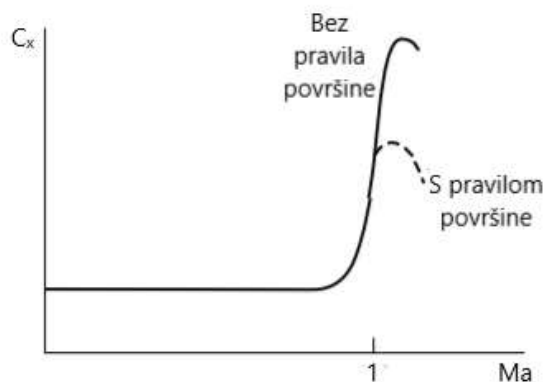
## 5. KRILA ZA NADZVUČNE BRZINE LETA

U dizajniranju zrakoplova namijenjenog za let pri nadzvučnim brzinama, važnu ulogu ima aeroprofil krila koji pri tim brzinama mora stvarati potrebnu silu uzgona. Nadzvučni aeroprofil je simetričan, tanak i s vrlo oštrim napadnim i izlaznim bridom, kao što se može vidjeti na slici 18 i uglavnom se upotrebljava kod borbenih zrakoplova. Superkritični aeroprofili namijenjeni za podzvučne i kروزzvučne brzine dizajnirani su s ciljem da odgađaju formiranje udarnog vala koji prouzrokuje odvajanje graničnog sloja i stvaranje vrtložne brazde pri promjeni napadnog kuta. Takav zakrivljeni aeroprofil bi u nadzvučnom strujanju formirao odvojeni povijeni udarni val koji značajno povećava otpor. Upravo se to želi izbjeći upotrebom nadzvučnih aeroprofila koji stvaraju kosi udarni val. Negativna posljedica oštrog aeroprofila će biti osjetljivost na promjenu napadnog kuta, stoga se za povećanje uzgona pri manjim brzinama upotrebljavaju uređaji za povećanje uzgona kao što su pretkrilca i zakrilca.

### 5.1. Pravilo površine

Inženjer aeronautike Richard T. Whitcomb se sredinom 20. stoljeća bavio problemima leta zrakoplova u kروزzvučnom području brzina i zaslužan je za teoriju pravila površine [12]. Glavni cilj pravila površine pri konstrukciji zrakoplova je smanjenje valnog otpora koji se ponajprije javlja u području brzina oko  $Ma = 1$ .

Valni otpor u kروزzvučnom strujanju je minimalan kada je volumenska raspodjela zrakoplova po dužini blaga i kada trup zrakoplova poprime „zvonoliki“ oblik. Sužavanjem trupa dobije se blaga raspodjela površine te se površina poprečnog presjeka smanji u odnosu na zrakoplov bez primjene pravila površine. Smanjenjem valnog otpora, pomoću pravila površine, omogućen je let nadzvučnim brzinama sredinom 20. stoljeća. Na dijagramu 3 može se uočiti da se koeficijent otpora značajno smanjio pri brzini  $Ma = 1$  kod zrakoplova s primijenjenim pravilom površine.



Dijagram 3. Krivulja  $C_x$  -  $Ma$  s primjenom pravila površine [12]

Za smanjenje otpora koji nastaje zbog udarnih valova u nadzvučnom strujanju, trup se dizajnira u obliku *Sears-Haack* tijela koje stvara najmanji mogući valni otpor u nadzvučnom području brzina. [13]

## 5.2. Strijela krilo

Strijela krilo može biti konstruirano prema nazad s pozitivnim kutom strijele krila  $+\varphi$  ili prema naprijed s negativnim kutom strijele krila  $-\varphi$ . Takva krila imaju ulogu odgađanja pojave udarnih valova koji povećavaju otpor zbog stlačivosti zraka pri brzinama blizu brzine zvuka, stoga se ugrađuju na skoro svim mlaznim zrakoplovima namijenjenim za let pri tim brzinama.

Kod strijele krila s negativnim kutom  $-\varphi$ , javljaju se poteškoće u pogledu aeroelastičnosti i vibracija, kao i reversa krilaca. Zrakoplov koji je inače stabilan pri velikim napadnim kutovima postaje nestabilan kod zrakoplova koji ima strijelu unaprijed, iako se taj problem može riješiti postavljanjem horizontalnog stabilizatora ispod ravnine krila.

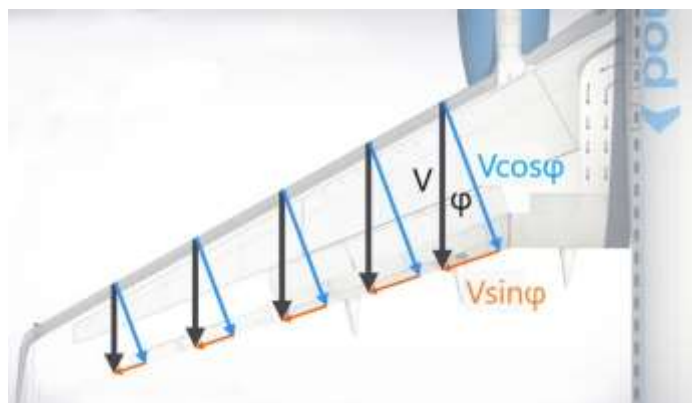
### 5.2.1. Utjecaj strijela krila na Machov broj

Upotrebom strijela krila povećava se Machov kritični broj. Na slici 19 prikazano je dvodimenzionalno strujanje oko krila, gdje se vektor brzine može razdvojiti na dvije komponente, okomitu  $V\cos\varphi$  i paralelnu  $V\sin\varphi$ . Za određivanje Machovog kritičnog

broja za strijela krilo  $Ma_{krs}$  biti će potrebna komponenta koja je okomita na prednji brid krila, a to je  $V\cos\varphi$  [3], pa formula za  $Ma_{krs}$  glasi: [3]

$$Ma_{krs} = \frac{Ma_{kr}}{\cos\varphi} \quad (10)$$

Primjer, ako određeni aeroprofil ima Machov kritični broj  $Ma_{kr} = 0,75$ , a kut strijele iznosi  $\varphi = 45^\circ$ , tada će Machov kritični broj za određeno strijela krilo iznositi  $Ma_{krs} = 1,06$ . Dakle, povećanjem Machovog kritičnog broja odgađa se stvaranje udarnih valova rezultirajući time da zrakoplov može letjeti većom brzinom bez povećanja koeficijenta otpora.



Slika 19. Strujanje oko strelastog krila [14]

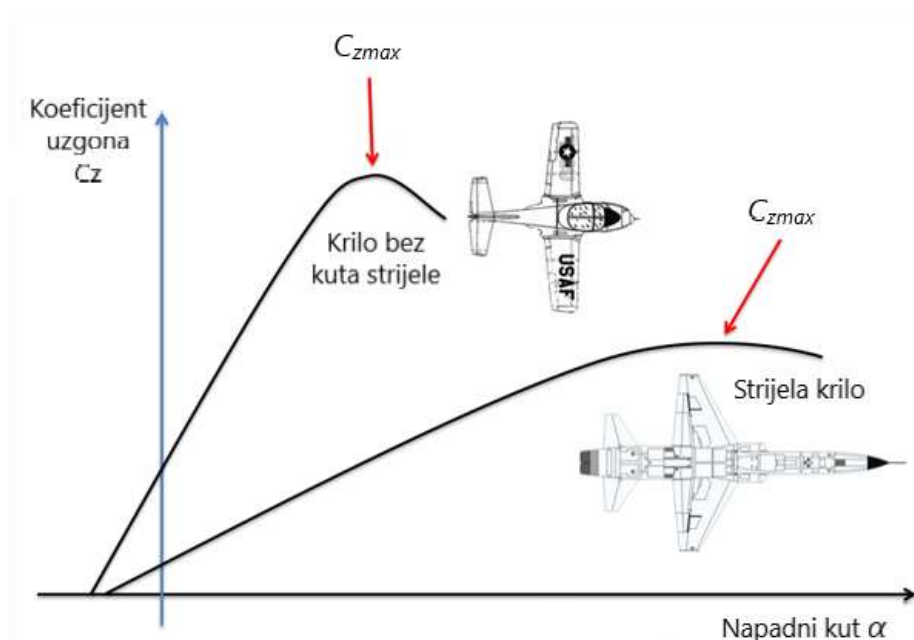
### 5.2.2. Promjenjiva geometrija krila

Kod strijela krila veliko dostignuće u tehnologiji je promjenjiva geometrija krila koja se upotrebljava kod borbenih zrakoplova. Kut strijele krila mijenja se ovisno u režimu leta. Prilikom polijetanja i slijetanja postavljen je minimalni kut strijele čime se postiže manja minimalna brzina i povećanje uzgona, a time i kraća potrebna dužina za polijetanje i slijetanje. Dolet i trajanje leta također se mogu povećati jer zrakoplov u letu može mijenjati svoju finesu promjenom kuta strijele. Tijekom krstarenja krila su zabačena u iza pod najvećim kutom strijele stvarajući najmanji otpor. Na primjer, neki borbeni zrakoplov s promjenjivom geometrijom krila bi u trenutku slijetanja, s kutom strijele krila od  $16^\circ$ , imao brzinu od 185 km/h, a s kutom strijele krila od  $72^\circ$  brzinu od 336 km/h [15].



### 5.2.3. Negativni učinci strijela krila

Na dijagramu 4 prikazana je krivulja koeficijenta uzgona  $C_z$  u ovisnosti o napadnom kutu za strijela i nestrijela krilo. Može se uočiti da su kod strijela krila gradijent krivulje koeficijenta uzgona i maksimalni koeficijent uzgona  $C_{zmax}$  smanjeni, a kritični napadni kut povećan, što rezultira povećanom brzinom uzlijetanja i slijetanja i korištenjem dodatnih uređaja za povećanje uzgona.

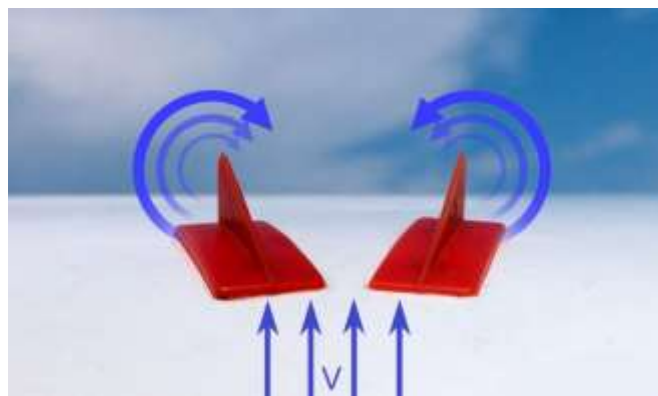


Dijagram 4. Koeficijent uzgona u ovisnosti o napadnom kutu kod krila sa i bez kuta strijele [16]

U prevučenom letu na krajevima strijela krila dolazi do tendencije odvajanja graničnog sloja, te se javlja moment propinjanja. Dolazi do smanjene efikasnosti upravljačkih površina i uređaja za povećanje uzgona koji imaju okretnu os u odnosu na pravac brzine neporemećenog strujanja.

#### 5.2.4. Vortex generatori

Na strijela krilu *Vortex* generatori se najčešće postavljaju na gornjaci ispred upravljačkih površina, posebno krilaca, kako bi se poboljšala njihova efikasnost. *Vortex* generatori služe za sprječavanje preranog odvajanja graničnog sloja pri brzinama većim od Machovog kritičnog broja. To su zapravo male limene pločice koje se postavljaju pod kutom u odnosu na smjer strujanja, kao na slici 20, povećavajući kinetičku energiju graničnog sloja i na taj način odgađaju odvajanje strujnica koje povećavaju efikasnost upravljačkih površina.



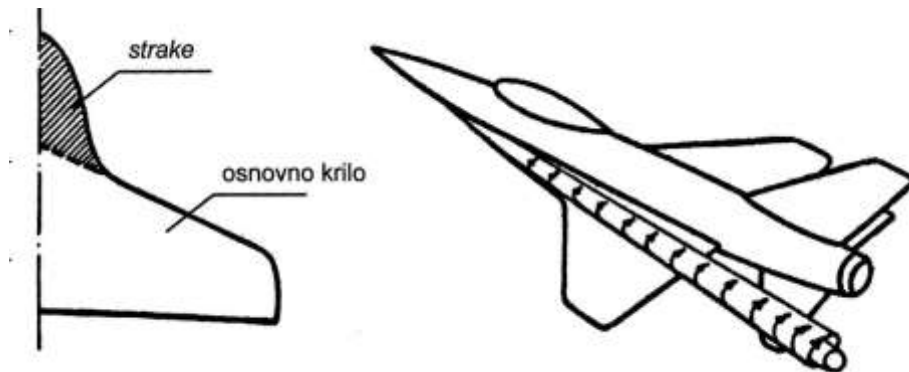
Slika 20. Vortex generatori [17]

#### 5.3. Hibridno krilo

Hibridno krilo ima izduženi prednji brid u korijenu krila, koji se naziva *strake*, na koji se nastavlja „normalni“ dio krila, zajedno tvoreći hibridno krilo kao na slici 21. *Strake* dio krila, svojim oštrim prednjim bridom i velikim kutom strijele, stvara stabilne vrtloge koji prelaze preko gornjake krila. Na taj način se sprječava odvajanje strujnica i povećava uzgon krila. Takvo krilo ima dobre aerodinamičke karakteristike na podzvučnim i nadzvučnim brzinama. Dobre karakteristike hibridnih krila mogu se očitovati iz sljedećih faktora: [14]

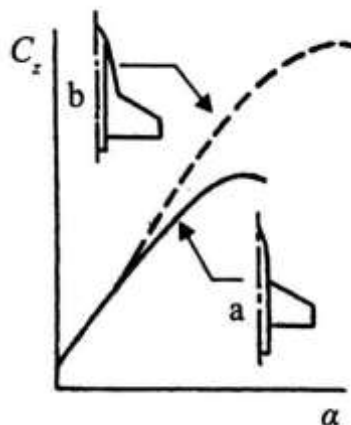
- Smanjena minimalna brzina, što znači da je i potrebna dužina za polijetanje i slijetanje manja;
- Pomiče se granica vibracija u manevrima pri visokim podzvučnim brzinama zbog povećanog koeficijenta uzgona;

- Smanjen otpor pri velikim napadnim kutovima i povećanje stabilnosti po pravcu zbog stabilnih vrtloga koji sprječavaju odvajanje strujnica;
- U nadzvučnom području leta smanjuju se otpori uslijed udarnih valova.

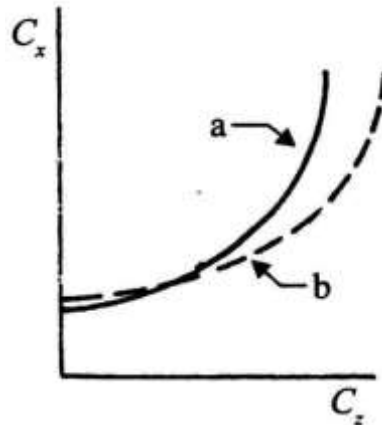


Slika 21. Hibridno krilo i formiranje stabilnih vrtloga na gornjaci krila [14]

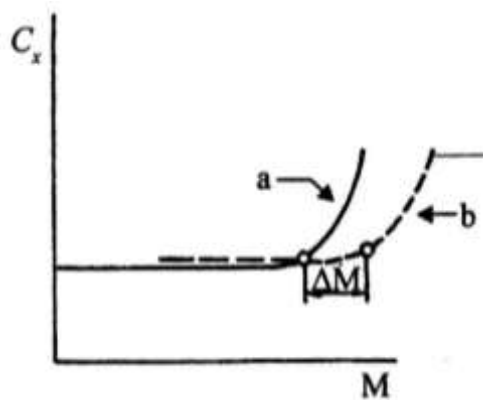
Na dijagramima 5, 6 i 7 prikazana su aerodinamička ispitivanja osobina hibridnog krila. Iz ispitivanja se može uočiti manji koeficijent otpora porastom napadnog kuta u odnosu na normalno krilo istog temeljnog oblika ali bez *strake* površine. Iz krivulje  $C_x - C_z$  može se zaključiti da se koeficijent uzgona znatno povećao kod hibridnog krila. Nagli prirast koeficijenta otpora kod Machovog kritičnog broja pomaknut je u područje većih Machovih brojeva u odnosu na drugo krilo.



Dijagram 5. Krivulja  $C_z - \alpha$  kod hibridnog *b* i običnog krila *a* [14]



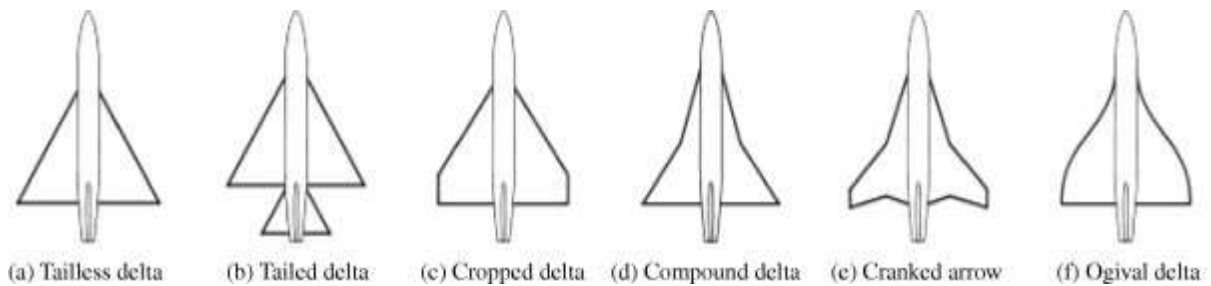
Dijagram 6. Krivulja  $C_x$  -  $C_z$  kod hibridnog  $b$  i običnog krila  $a$  [14]



Dijagram 7. Krivulja  $C_x$  -  $M$  kod hibridnog  $b$  i običnog krila  $a$  [14]

#### 5.4. Delta krilo

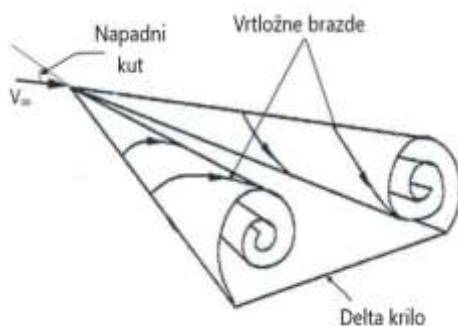
Delta konfiguracija krila izvedena je u obliku trokuta. Zrakoplovi s delta krilima uglavnom nemaju horizontalni rep, pa je kormilo dubine, na izlaznom bridu krila, izvedeno kao kombinacija krilaca i kormila dubine, pod nazivom *elevon* (*elevator* + *aileron*). Karakteristika ovakvih krila je stvaranje malog valnog otpora, te malo pomicanje aerodinamičkog centra u nadzvučnom području brzina. Jedna od loših strana je ta da imaju malu vitkost krila, koja utječe na povećanje induciranog otpora. Na slici 22 prikazane su razne izvedbe delta krila.



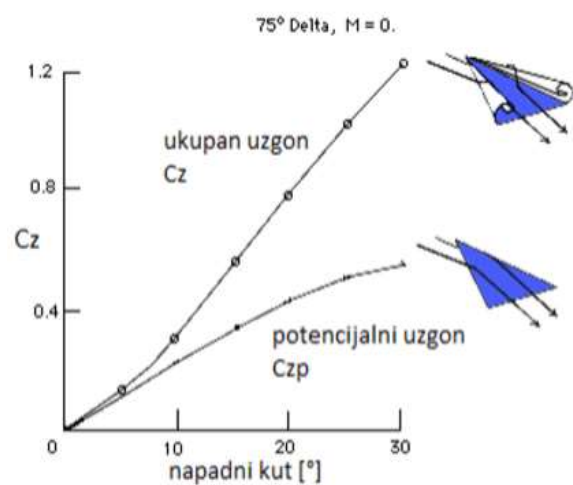
Slika 22. Izvedbe delta krila [18]

### 5.4.1. Let u nižem području brzina

Pri nižim brzinama leta delta krila zahtijevaju veliki napadni kut kako bi mogla stvarati i održavati uzgon. Tanka delta krila stvaraju karakterističnu vrtložnu brazdu koja struji preko gornjeg dijela krila, smanjuje se tlak induciranjem većih brzina i time se povećava uzgon, na način prikazan slikom 23. Neka delta krila imaju izdužen napadni brid u korijenu kako bi se potaknulo stvaranje vrtloga preko krila. Kako napadni kut raste, vrtlog pojačava energiju strujanja preko krila i na taj način sprječava odvajanje strujnica. Zbog toga delta krila imaju povećan kritični napadni kut  $\alpha_{kr}$  što je prikazano i grafički na dijagramu 8. Zrakoplovi s delta krilima moraju imati snažne motore kako bi mogli održavati let u nižem području brzina s velikim napadnim kutom, jer takav režim leta izaziva veliko povećanje otpora.



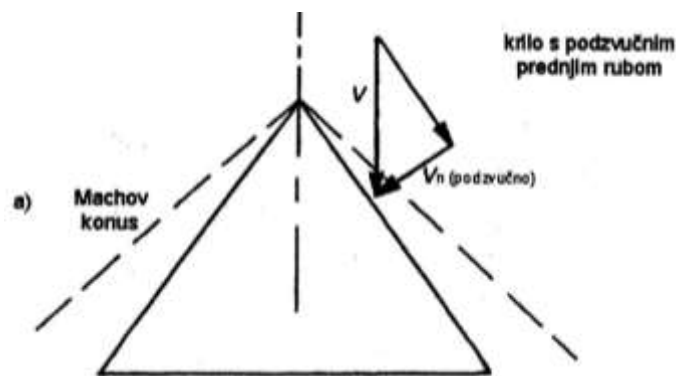
Slika 23. Formiranje vrtloga na delta krilu [19]



Dijagram 8. Krivulja Cz -  $\alpha$  kod delta krila [20]

### 5.4.2. Let u nadzvučnom području brzina

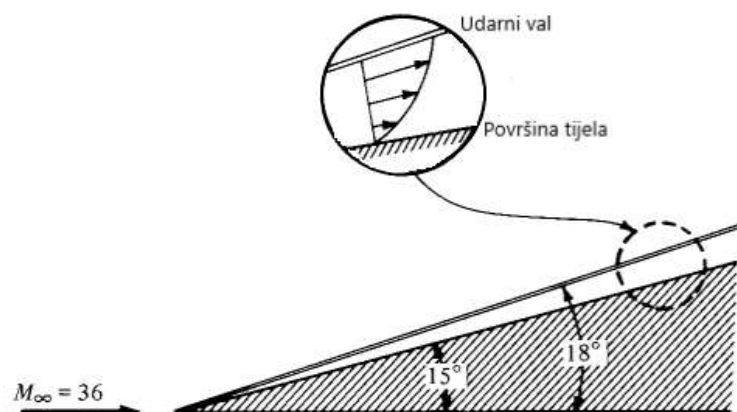
U nadzvučnom strujanju vrh delta krila će stvarati Machov konus. S dovoljno velikim kutom strijele krila napadni rub će se nalaziti iza konusa. Normalna komponenta strujanja  $V_n$ , koja je okomita na napadni brid krila, nalazi se u podzvučnom strujanju. Nikakvi udarni valovi neće postojati od normalne komponente, a raspodjela tlaka po krilu i rezultirajuće sile će biti kao u normalnom podzvučnom strujanju. Prema tome, zrakoplov može letjeti na nadzvučnim brzinama s podzvučnim karakteristikama strujanja oko krila. Stoga je na takvom je krilu možda bolje koristiti podzvučne aeroprofile jer zrakoplov treba poletjeti, sletjeti i dio leta letjeti s podzvučnim brzinama, a nadzvučni aeroprofile bi davali loše rezultate za takve režime leta. Kut strijele kod delta krila se određuje na način da se krilo nalazi iza Machovog konusa kao na slici 24, a ne da konus presijeca krilo.



Slika 24. Delta krilo pri nadzvučnom strujanju [3]

## 6. KRILA ZA HIPERZVUČNE BRZINE LETA

Hiperzvučno područje brzina može se definirati kao brzina koja nadmašuje Machov broj 5. S povećanjem Machovog broja pojačava se jačina udarnog vala rezultirajući sužavanjem Machovog konusa. Na slici 25 klinasto tijelo je izloženo strujanju brzine  $Ma = 36$ . Tijelo ima nagib od  $15^\circ$ , a kosi udarni val koji se formira ima nagib svega  $18^\circ$ . Ta mala udaljenost udarnog vala od tijela, odnosno uski konus, je karakteristika hiperzvučnog strujanja.



Slika 25. Udarni val pri brzini  $Ma = 36$  [12]

U hiperzvučnom strujanju prelaskom fluida preko udarnog vala, brzina fluida se smanjuje, a temperatura, tlak i gustoća drastično rastu. Stoga se hiperzvučno strujanje može definirati i kao strujanje takvom brzinom gdje se temperatura fluida toliko poveća da iza udarnih valova dolazi do disocijacije i ionizacije molekula plina. [12]

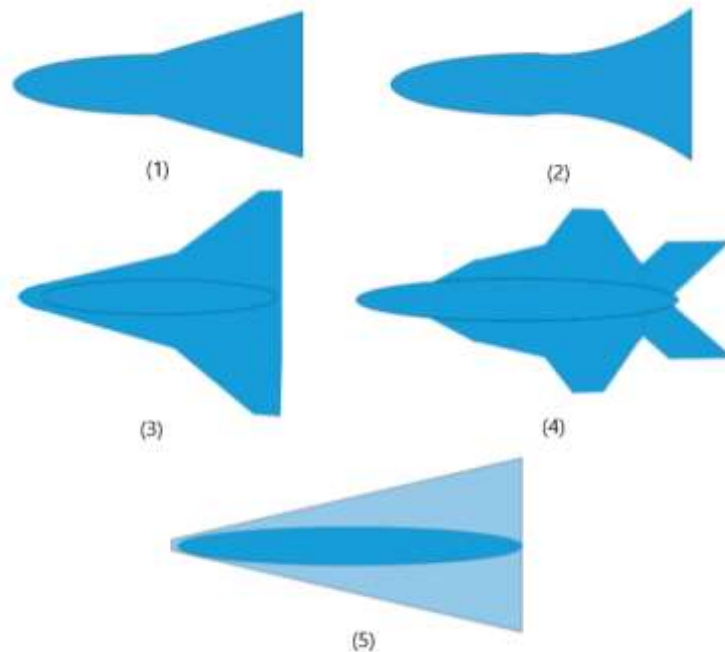
Projektiranje zrakoplova uvjetovano je vrstom strujanja koja će utjecati na zrakoplov pri letu. Kod projektiranja zrakoplova namijenjenog za hiperzvučni let, glavni cilj je smanjenje valnog otpora i aerodinamičkog zagrijavanja površine. Maksimalne temperature koje utječu na zrakoplov pri takvom letu mogu se smanjiti pravilnom raspodjelom topline preko zaobljenog (tupog) nosa, međutim zaobljenje ima za posljedicu povećanja valnog otpora. Stoga se trebaju dodatno primijeniti i načini za smanjenje otpora te naći ravnoteža između zaobljenja nosa i povećanja valnog otpora.

Sve je veća potražnja za komercijalnim nadzvučnim i hiperzvučnim oblikom prijevoza, stoga zrakoplovni proizvođači ulažu u razvoj nove tehnologije motora i dizajna zrakoplova sposobnih za takav let. Tvrtke kao *Boeing*, *Airbus*, *Reaction*

*Engines* i *Lockheed-Martin* su već proizvele nacrtno koncepte za hiperzvučne zrakoplove. U ovom poglavlju biti će prikazano nekoliko konceptata hiperzvučnih zrakoplova, te će se uspoređivati karakteristike aeroprofila i krila u hiperzvučnom strujanju.

## 6.1. Koncepti hiperzvučnih zrakoplova

Uzimajući u obzir faktore kao što su otpor, težina, otpornost materijala na visoke temperature, dolet, potrebna dužina za polijetanje i slijetanje, nosivost, autonomija, maksimalna brzina i visina leta, itd. stvoreno je pet različitih konceptata hiperzvučnih zrakoplova prikazanih na slici 26. [21]



Slika 26. Koncepti hiperzvučnih zrakoplova. [21]

Koncept 1 predstavlja zrakoplov s ravnim delta krilima koja se protežu od sredine trupa i kojima se na stražnjem bridu nalaze upravljačke površine. Zrakoplova ima velik trup koji je pogodan za smještaj korisnog tereta, te ima relativno velik zakrivljeni nos koji pomaže u pravilnoj raspodjeli topline koja nastaje pri velikim brzinama. Motori namijenjeni za postizanje hiperzvučnog leta nalaze se na donjoj strani trupa kako bi se iskoristio cijeli zrakoplov u performansama motora.



Koncept 2 nalikuje prvom konceptu, motori su smješteni na donjoj strani i krila počinju na sredini trupa. Krila su kod ovog koncepta također delta ali sa povijenim napadnim bridom prema vrhu. Trup je dizajniran u obliku *Sears-Haack* tijela, što znači da stvara najmanji mogući valni otpor u nadzvučnom strujanju. Time se ostvaruje bolja upravljivost, te manja buka u krozvučnom i nadzvučnom području strujanja, a u hiperzvučnom strujanju ovaj trup će također sudjelovati u pravilnoj raspodjeli topline.

Koncept 3 također ima relativno velik zakrivljen nos, dizajniran je za pravilnu raspodjelu topline s malim povećanjem valnog otpora. Trup zrakoplova je izveden kao da je „stopljen“ s krilima čineći jednu cjelinu. Na vrhovima krila nalaze se vertikalni stabilizatori, sa svrhom smanjenja površine stabilizatora kako bi se u letu nalazila unutar Machovog konusa. Krila su izvedena u obliku delta krila sa *strake* površinom koja povećava uzgon na krilima pri manjim brzinama. Loša strana ovakve izvedbe je ta da će se stvarati dva udarna vala pri brzinama većim od  $Ma = 1$  koja mogu utjecati na uzgon, a tako i na otpor.

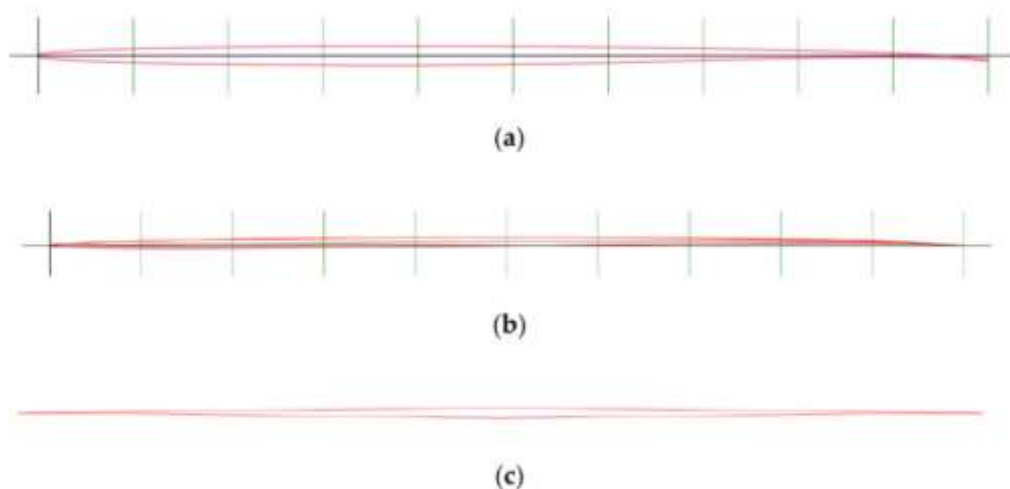
Koncept 4 je dizajniran sa svrhom da preko ekspanzijskih valova ubrza strujanje preko krila koje se usporilo zbog udarnog vala formiranog na nosu zrakoplova. Repna površina u obliku slova V ima ulogu horizontalnog i vertikalnog stabilizatora, te je niža od konvencionalnog vertikalnog stabilizatora. Time se želi postići da je cijela konstrukcija zrakoplova unutar Machovog konusa tijekom leta na hiperzvučnim brzinama.

Koncept 5 je zrakoplov dizajniran s ciljem nalaženja ravnoteže između kontrole temperature, minimalnog otpora te minimalne strukturalne složenosti. Velika površina delta krila će pri nižim brzinama generirati dovoljan uzgon, dok će veliki kut strijele krila smanjiti otpor pri većim Machovim brojevima. Blago zaobljen nos je izabran kako bi se, pri hiperzvučnim brzinama, toplina pravilno raspodijelila uz što manji valni otpor. Na ovom konceptu je također implementiran *Sears-Haack* trup zbog smanjenja valnih otpora pri nadzvučnom strujanju.

Na osnovi provedene studije Koncept 3 i Koncept 5 dali su najbolje rezultate u usporedbi s ostalim konceptima zrakoplova. [21]

## 6.2. Aeroprofilu u hiperzvučnom strujanju

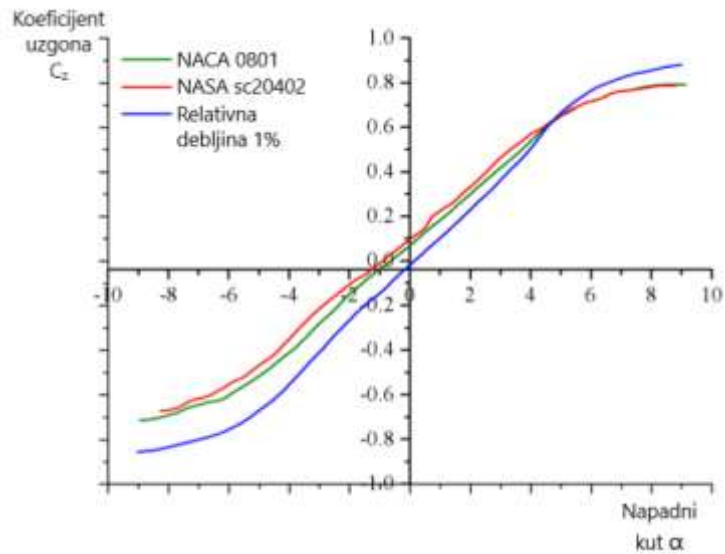
Važan korak u analizi aerodinamičnosti i dizajniranju zrakoplova je odabir pravilnog aeroprofila kako bi se znala svojstva koja koje će krilo stvarati u letu. Na slici 27 prikazana su tri aeroprofila koja bi mogla biti pogodna za hiperzvučne brzine, a to su: NASA SC(2)-0402 (SC-superkritični aeroprofil) s relativnom debljinom 2%, NACA 0801 koji je također superkritičan aeroprofil s relativnom debljinom 1%, te simetrični oštri aeroprofil s relativnom debljinom od 1%.



Slika 27. Aeroprofilu: a) NASA SC(2)-0402, b) NACA 0801, c) simetrični oštri aeroprofil s relativnom debljinom od 1% [21]

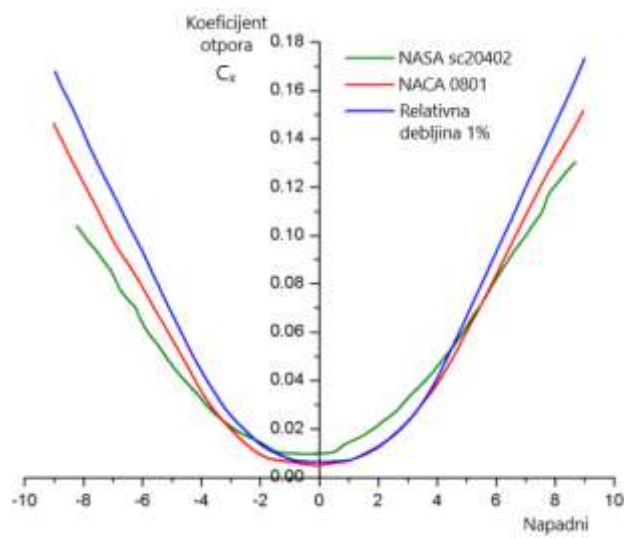
Kada zrakoplov leti u krozzvučnom području brzina, strujanje ubrzava na gornjaci krila i doseže brzinu  $Ma = 1$ , tada se stvaraju udarni valovi koji stvaraju valni otpor. Iza valova strujnice se odvajaju od krila čime se narušava uzgon i smanjuje efektivnost upravljačkih površina na stražnjem bridu krila. Superkritični aeroprofilu imaju povećan radijus na prednjem bridu, ravnu gornjaku te zakrivljen stražnji brid. Strujanje oko takvog profila rezultira slabijim udarnim valom i na taj način se odgađa odvajanje graničnog sloja i smanjenje upravljivosti zrakoplova.

Na dijagramu 9 može se uočiti kako oštri aeroprofil s relativnom debljinom 1% ima manji koeficijent uzgona pri nižim napadnim kutovima, ali prelaskom  $\alpha = 5^\circ$  se poveća u odnosu na ostala dva aeroprofila. Dakle, superkritični aeroprofilu generiraju veći koeficijent uzgona pri manjim napadnim kutovima, što je i očekivano jer se separacija događa na većim napadnim kutovima.



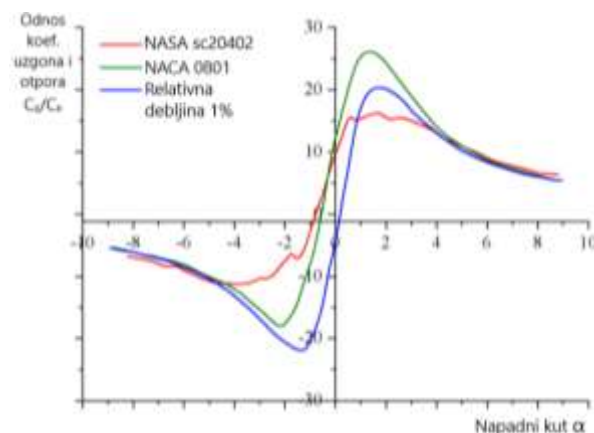
Dijagram 9. Koeficijent uzgona u ovisnosti o napadnom kutu [21]

Dijagram 10 prikazuje ovisnost koeficijenta otpora  $C_x$  o napadnom kutu  $\alpha$  za već spomenute aeroprofile. Najveći otpor pri nižim napadnim kutovima, do  $\alpha = 5^\circ$ , daje NASA SC(2)-0402 iz razloga što taj aeroprofil ima relativnu debljinu 2% za razliku od ostala dva koji imaju 1%, iako pri većim napadnim kutovima NASA aeroprofila stvara najmanji koeficijent otpora. Najveći koeficijent otpora pri većim napadnim kutovima stvara simetrični oštri aeroprofil s relativnom debljinom 1%.



Dijagram 10. Koeficijent otpora u ovisnosti o napadnom kutu [21]

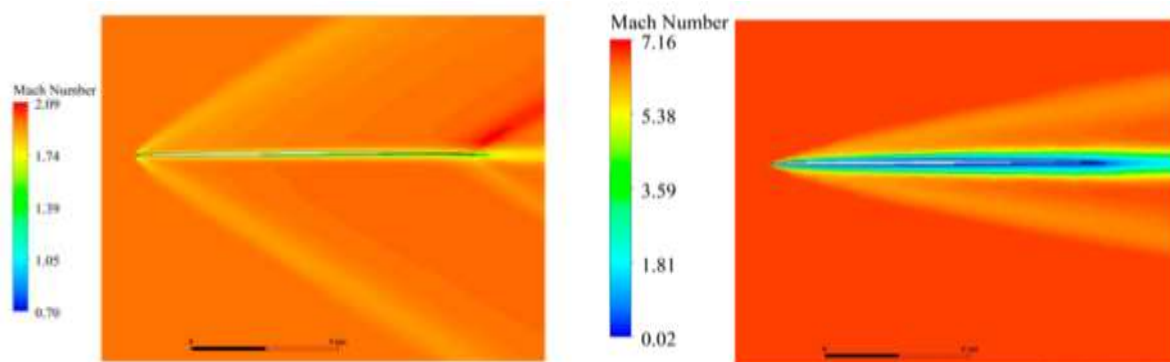
Dijagram 11 prikazuje odnos koeficijenta uzgona i otpora u ovisnosti o napadnom kutu za zadane aeroprofile. Najbolji odnos  $C_z/C_x$  ima NACA 0801 superkritični aeroprofil, a razlog tome je relativna debljina od 1% koja je skoro duplo povećala taj odnos u usporedbi s NASA superkritičnim aeroprofilom koji ima relativnu debljinu 2%. Može se zaključiti da superkritični aeroprofil imaju bolji odnos uzgona i otpora u odnosu na simetrični oštri aeroprofil, iako je poznato da će oštri aeroprofil davati bolje rezultate u nadzvučnom i hiperzvučnom strujanju. Razlog tome je što će oštri aeroprofil stvarati kose udarne valove, a superkritični će stvarati povijene odvojene udarne valove koji povećavaju valni otpor.



Dijagram 11. Odnos koeficijenta uzgona i otpora u ovisnosti o napadnom kutu [21]

Kako bi se vidjelo na koji način pojava odvojenih povijenih udarnih valova u nadzvučnom i hiperzvučnom području utječe na strujanje oko aeroprofila, NACA 0801 superkritični aeroprofil izložen je strujanju pri brzinama od  $Ma = 2$  i  $Ma = 7$  kao što je prikazano na slici 28.

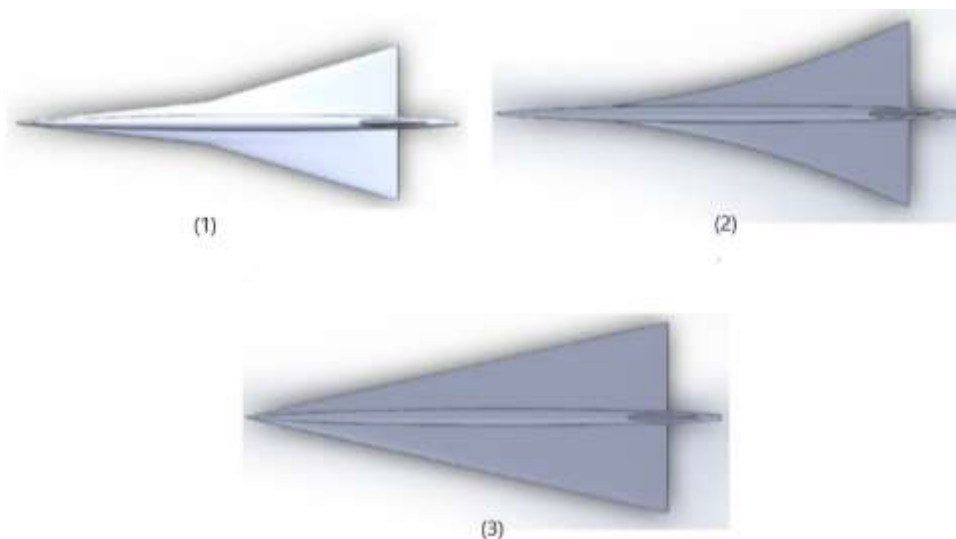
Zbog vrlo male relativne debljine od svega 1%, odvojeni udarni val nema velikih učinaka na strujanje pri brzini od  $Ma = 2$ , odnosno u nadzvučnom strujanju. Na nižim Machovim brojevima ne dolazi do poremećaja strujanja oko NACA 0801 aeroprofila zbog njegove tanke geometrije. Međutim, povećanjem Machovog broja u hiperzvučno strujanje vidljivi su poremećaji koje izazivaju odvojeni udarni valovi. Na slici 28 gdje je brzina strujanja  $Ma = 7$ , može se vidjeti razvijanje graničnog sloja oko aeroprofila. Dakle, uporabom vrlo tankih superkritičnih aeroprofila, postiže se bolji koeficijent uzgona pri manjim brzinama, u odnosu na oštre tanke aeroprofile, te se poboljšavaju performanse pri nadzvučnim i hiperzvučnim brzinama, u odnosu na konvencionalne aeroprofile.



Slika 28. NACA 0801 pri  $Ma = 2$  i  $Ma = 7$  [21]

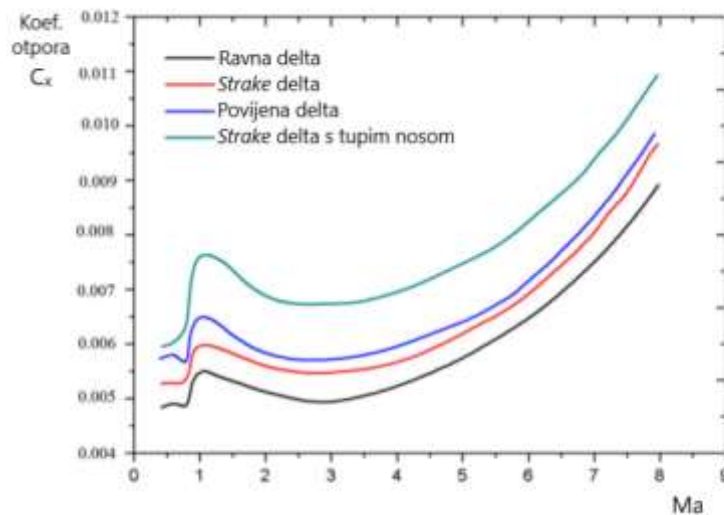
### 6.3. Krila za hiperzvučni let

Na slici 29 prikazan je zrakoplov sa *Sears-Haack* tijelom, vertikalnim stabilizatorom i tri različite konfiguracije krila: delta krila sa *strake* površinom, delta krila s povijenim napadnim bridom i ravna delta krila. Sve tri konfiguracije imaju nos u obliku konusa kako bi se smanjio otpor i pravilno raspodijelila toplina [21]. Da bi se vidjelo na koji način oblik nosa utječe na otpor, dodana je još jedna konfiguracija *strake* delta krila, ali s tupim povijenim nosom.



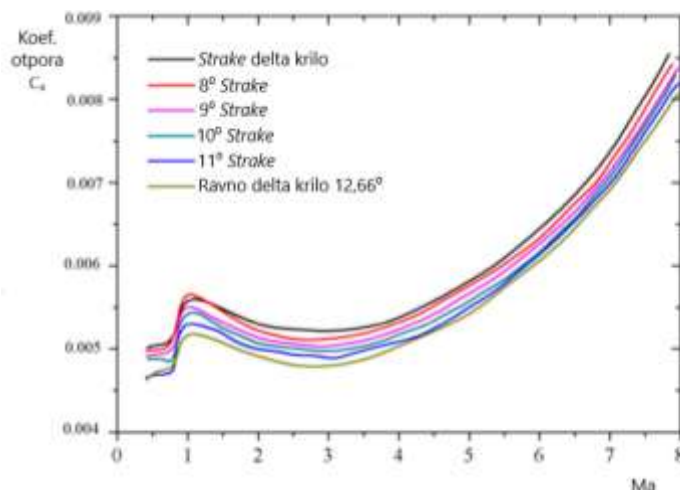
Slika 29. Zrakoplov s: 1) delta krila sa *strake* površinom, 2) delta krila s povijenim napadnim bridom, 3) ravna delta krila [21]

Iz dijagrama 12 koji pokazuje koeficijent otpora  $C_x$  u ovisnosti o Machovom broju za razne konfiguracije krila, može se zaključiti da nos u obliku konusa znatno smanjuje koeficijent otpora s porastom  $Ma$ . *Strake* delta krilo s tupim nosom stvara najveći otpor u krozzvučnom, nadzvučnom, a tako i u hiperzvučnom području brzina. Ako se uzmu u obzir sve tri konfiguracije krila s nosom u obliku konusa, najmanji koeficijent otpora s porastom Machovog broja stvara ravno delta krilo, a najveći otpor povijena delta krila.



Dijagram 12. Koeficijent otpora u ovisnosti o Machovom broju [21]

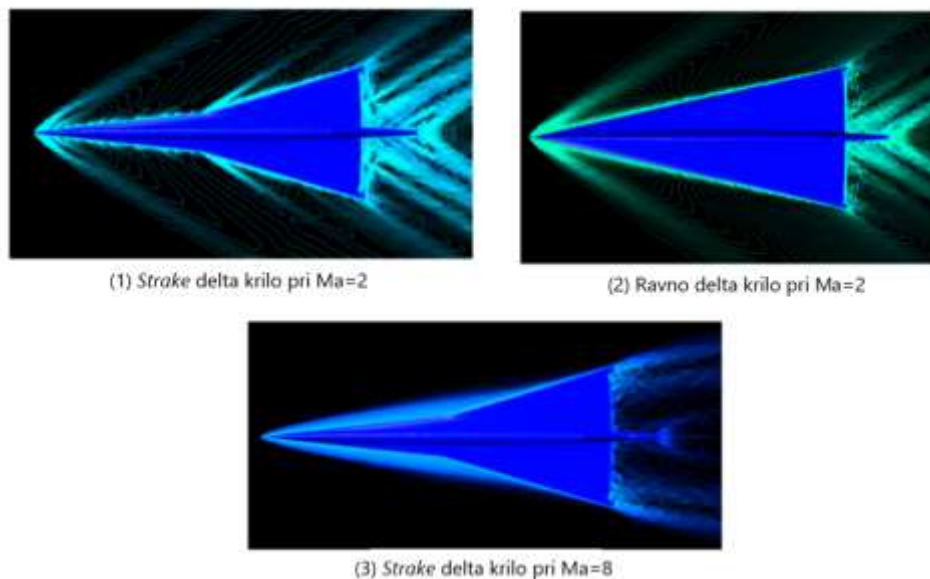
Od tri različite konfiguracije krila s nosom u obliku konusa, povijena delta krila stvaraju najveći otpor s povećanjem brzine strujanja, stoga će se u daljnjoj usporedbi upotrijebiti ravna delta krila i delta krila sa *strake* površinom. Dijagram 13 pokazuje kako utječe povećanje *strake* površine na koeficijent otpora. Iz dijagrama se jasno vidi da se povećanjem *strake* površine koeficijent otpora smanjuje, iz čega se zaključuje da najmanji otpor, povećanjem Machovog broja, stvara ravno delta krilo.



Dijagram 13. Koeficijent otpora u ovisnosti o  $Ma$  s povećanjem kuta strake površine [21]

Slika 30 pokazuje stvaranje udarnih valova na zrakoplovu s ravnim delta krilima te na zrakoplovu s delta krilima sa *strake* površinom. Glavni razlog povećanja otpora, pri  $Ma = 2$ , kod *strake* delta krila je kut skretanja strujanja zbog čega se stvaraju ekspanzijski valovi koji dodatno povećavaju otpor, kao što se vidi na slici 30 (1). Ekspanzijski valovi se ne pojavljuju kod ravnih delta krila jer je strujanje neporemećeno, odnosno nema skretanja strujanja na krilu, vidljivo na slici 30 (2), stoga ravno delta krilo ima manji ukupni otpor

Na slici 30 (3) *strake* delta krilo izloženo je strujanju brzine  $Ma = 8$ . Može se uočiti da su vrhovi krila izvan Machovog konusa i da zbog toga udarni val pogađa napadni brid na vrhu krila. To je vrlo nepoželjno u hiperzvučnom strujanju jer dolazi do velikog zagrijavanja tog dijela koji ne može podnijeti toliku toplinu. S druge strane, vrhovi ravnog delta krila se zadržavaju unutar Machovog konusa jer imaju manji raspon u odnosu na *strake* delta krilo, koje ima veći raspon kako bi ostvarilo potrebnu površinu krila [21].



Slika 30. Krila u nadzvučnom i hiperzvučnom strujanju [21]

Uzevši u obzir prethodne usporedbe krila, odabrana su ravna delta krila kao najpovoljnija krila za let u hiperzvučnom području brzina. Njima bi se ukupni otpor značajno smanjio, konstrukcija zrakoplova bi kod hiperzvučnih brzina ostajala unutar Machovog konusa te su takva krila jednostavnija za proizvodnju što znači i isplativija. Primjer koncepta zrakoplova sa *Sears-Haack* trupom, vertikalnim stabilizatorom te ravnim delta krilima dan je na slici 31.



Slika 31. Koncept zrakoplova za hiperzvučni let [21]



## 7. ZAKLJUČAK

Aeroprofil je zapravo poprečni presjek krila, aerodinamički je oblikovana površina koja ostvaruje uzgon potreban za let uz relativno mali otpor. Postoje razni oblici aeroprofila, a glavna podjela je na simetrične i zakrivljene. Zakrivljeni se upotrebljavaju za manje brzine leta, dok simetrični za veće brzine. Za potpuno definiranje aeroprofila i njegovih performansi potrebno je poznavati njegovu tetivu, središnjicu, napadni kut, relativnu debljinu, zakrivljenost i njihov položaj.

Krilo zrakoplova dobije se nizanjem aeroprofila jedan do drugog, to je glavna površina na zrakoplovu koja stvara uzgon potreban za let. Uzgon je aerodinamička sila koja nastaje kao rezultat razlike tlakova na gornjaci i donjaci krila. Dizajniranje krila uvjetovano je područjem brzina u kojem će zrakoplov letjeti i na taj način se primjenjuju razne geometrijske značajke koje pomažu u ostvarivanju što efektivnijeg leta.

Brzina se u avijaciji može izraziti i preko Machovog broja koji predstavlja odnos stvarne brzine leta i lokalne brzine zvuka. Kada zrakoplov leti u kروزvučnom području brzina dolazi do utjecaja stlačivosti zraka i javljaju se udarni valovi koji značajno povećavaju otpor zrakoplova. Udarni valovi koji se formiraju ispred zakrivljenog aeroprofila su odvojeni i povijeni, a u slučaju oštrog aeroprofila stvaraju se kosi udarni valovi točno na prednjem bridu aeroprofila. Gibanjem tijela brzinom većom od brzine zvuka formira se kosa valna fronta koja iza sebe ostavlja zonu dokle je stigao poremećaj, ta fronta se naziva Machov val, a ako se radi o trodimenzionalnom strujanju naziva se Machov konus.

Za let pri nadzvučnim brzinama važnu ulogu ima aeroprofil koji pri tim brzinama mora stvarati dovoljnu silu uzgona uz što manji otpor. Kut strijele krila povećava Machov kritični broj te odgađa pojavu udarnih valova, što znači da zrakoplov može letjeti većom brzinom bez povećanja koeficijenta otpora. Veliko dostignuće u tehnologiji kod strijela krila je promjena kuta strijele ovisno o režimu leta, što se upotrebljava kod borbenih zrakoplova.

Najpovoljnija krila za nadzvučne brzine su delta krila koja su karakteristična po tome što stvaraju mali valni otpor pri takvim brzinama jer je cijela površina unutar Machovog konusa, no s druge strane pri nižim brzinama zahtijevaju veliki napadni kut kako bi mogla održavati uzgon. Neka delta krila imaju izdužen napadni brid u korijenu

kako bi potaknuli stvaranje vrtloga preko krila koji će povećati uzgon pri manjim brzinama.

Hiperzvučno strujanje može se definirati kao strujanje takvom brzinom gdje se temperatura fluida toliko poveća da iza udarnih valova dolazi do disocijacije i ionizacije molekula plina, a takvo strujanje započinje prelaskom Machovog broja 5. Kod projektiranja hiperzvučnog zrakoplova glavni cilj je smanjenje valnog otpora i aerodinamičkog zagrijavanja površine. Najpovoljniji oblik hiperzvučnog zrakoplova ima sljedeće karakteristike: *Sears-Haack* oblik trupa, vrlo tanak superkritični aeroprofil te ravna delta krila.

## LITERATURA

- [1] [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Airfoil\\_camber.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Airfoil_camber.jpg) (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [2] Kesić, P. Osnove Aerodinamike. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2003.
- [3] Rendulić, Z. Aerodinamika i mehanika leta: za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.
- [4] [http://www.191rcacspa.ca/\\_mndata/191/uploaded\\_files/Level%204%20Aviation%20Assessment%20Review.pdf](http://www.191rcacspa.ca/_mndata/191/uploaded_files/Level%204%20Aviation%20Assessment%20Review.pdf) (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [5] <http://struna.ihj.hr/en/naziv/kriticni-machov-broj/123/> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [6] <http://www.sengpielaudio.com/calculator-speedsound.htm> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [7] <https://history.nasa.gov/SP-4219/Chapter3.html> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [8] <http://www.firstflightcentennial.org/first-supersonic-flight/> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [9] Hurt, H. H. Jr. Aerodynamics for Naval Aviators. University of Southern California; 1965.
- [10] [https://en.wikipedia.org/wiki/Oblique\\_shock#/media/File:Obliqueshock.PNG](https://en.wikipedia.org/wiki/Oblique_shock#/media/File:Obliqueshock.PNG) (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [11] <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936113001143> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [12] Anderson, J. D. Jr. Fundamentals of Aerodynamics, Fifth Edition. University of Maryland; 2011.
- [13] [https://swyde.com/s/Sears-Haack\\_body](https://swyde.com/s/Sears-Haack_body) (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [14] <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/wing-sweep/> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [15] Rendulić, Zl., Rendulić Zo. Pravci razvoja borbenih aviona. Tuhelj; 2006.
- [16] <https://aviation.stackexchange.com/questions/22757/what-is-the-reason-for-the-poor-low-speed-characteristics-of-sweptback-wings> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)

- [17] <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/vortex-generators/>  
(Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [18] <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0045793014001753>  
(Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [19] <http://libratez.cu.edu.tr/tezler/6889.pdf> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [20] <https://www.quora.com/Does-Delta-wing-aircraft-generate-more-lift-than-an-aircraft-with-standard-wings> (Pristupljeno: kolovoz, 2019.)
- [21] Alkaya, C., Ashish, A. S., Pesyridis, A. Conceptual Advanced Transport Aircraft Design Configuration for Sustained Hypersonic Flight. Uxbridge: Department of Mechanical and Aerospace Engineering, College of Engineering and Design, Brunel University London. 2018; 5(3), 91: 6-19.

## POPIS SLIKA

Slika 1. Simetrični i zakrivljeni aeroprofil.....	3
Slika 2. Geometrijske značajke aeroprofila .....	4
Slika 3. Definiranje tetive aeroprofila.....	4
Slika 4. Skeletnica .....	7
Slika 5. Aerodinamički napadni kut na simetričnom i zakrivljenom aeroprofilu.....	8
Slika 6. Geometrijske značajke krila .....	9
Slika 7. Načini ugradnje krila: a) visoka, b) srednja, c) niska .....	10
Slika 8. Kut ugradnje krila .....	11
Slika 9. Vitopereno krilo .....	11
Slika 10. Određivanje srednje aerodinamičke tetive $l_a$ .....	13
Slika 11. Stvaranje udarnog vala.....	15
Slika 12. Udarni val kod oštrog aeroprofila .....	15
Slika 13. Raspodjela tlaka i udarnih valova na aeroprofilu u krozvučnom području .....	18
Slika 14. Machov val .....	19
Slika 15. Kosi udarni val .....	20
Slika 16. Kosi i odvojeni povijeni udarni val.....	20
Slika 17. Formiranje udarnog vala na borbenom zrakoplovu X-15 i Mercury svemirskoj letjelici .....	21
Slika 18. Ekspanzijski valovi .....	22
Slika 19. Strujanje oko strelastog krila .....	26
Slika 20. Vortex generatori .....	28
Slika 21. Hibridno krilo i formiranje stabilnih vrtloga na gornjaci krila .....	29
Slika 22. Izvedbe delta krila .....	31
Slika 23. Formiranje .....	31
Slika 24. Delta krilo pri nadzvučnom strujanju .....	32
Slika 25. Udarni val pri brzini $Ma = 36$ .....	33
Slika 26. Koncepti hiperzvučnih zrakoplova. ....	34
Slika 27. Aeroprofili: a) NASA SC(2)-0402, b) NACA 0801, c) simetrični oštri aeroprofil s relativnom debljinom od 1%.....	36
Slika 28. NACA 0801 pri $Ma = 2$ i $Ma = 7$ .....	39
Slika 29. Zrakoplov s: 1) delta krila sa strake površinom, 2) delta krila s povijenim napadnim bridom, 3) ravna delta krila.....	39
Slika 30. Krila u nadzvučnom i hiperzvučnom strujanju [21].....	41
Slika 31. Koncept zrakoplova za hiperzvučni let.....	42

## POPIS DIJAGRAMA

Dijagram 1. Promjena koeficijenta uzgona u krozvručnom području brzina .....	23
Dijagram 2. Promjena koeficijenta otpora u krozvručnom području brzina.....	23
Dijagram 3. Krivulja $C_x - Ma$ s primjenom pravila površine .....	25
Dijagram 4. Koeficijent uzgona u ovisnosti o napadnom kutu kod krila sa i bez kuta strijele .....	27
Dijagram 5. Krivulja $C_z - \alpha$ kod hibridnog $b$ i običnog krila $a$ .....	29
Dijagram 6. Krivulja $C_x - C_z$ kod hibridnog $b$ i običnog krila $a$ .....	30
Dijagram 7. Krivulja $C_x - Ma$ kod hibridnog $b$ i običnog krila $a$ .....	30
Dijagram 8. Krivulja $C_z - \alpha$ kod delta krila.....	31
Dijagram 9. Koeficijent uzgona u ovisnosti o napadnom kutu.....	37
Dijagram 10. Koeficijent otpora u ovisnosti o napadnom kutu .....	37
Dijagram 11. Odnos koeficijenta uzgona i otpora u ovisnosti o napadnom kutu .....	38
Dijagram 12. Koeficijent otpora u ovisnosti o Machovom broju [21] .....	40
Dijagram 13. Koeficijent otpora u ovisnosti o $Ma$ s povećanjem kuta strake površine .....	40