

# Analiza pojava pri letenju zrakoplovom velikim brzinama

---

Gudelj, Ivan

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

*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:119:033384>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-01-09**



*Repository / Repozitorij:*

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Ivan Gudelj**

**ANALIZA POJAVA PRI LETENJU ZRAKOPLOVOM  
VELIKIM BRZINAMA**

**ZAVRŠNI RAD**

Zagreb, 2020.

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**  
**ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD**

Zagreb, 2. travnja 2020.

Zavod: **Zavod za zračni promet**  
Predmet: **Osnove tehnike zračnog prometa**

**ZAVRŠNI ZADATAK br. 5882**

Pristupnik: **Ivan Gudelj (0015019375)**  
Studij: **Promet**  
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Analiza pojava pri letenju zrakoplovom velikim brzinama**

Opis zadatka:

U uvodnom dijelu potrebno je definirati predmet istraživanja, objasniti svrhu i cilj istraživanja, dati kratki osvrt na dosadašnja istraživanja iz tematike rada i prikazati strukturu rada. Zatim, potrebno je opisati pojave do kojih dolazi kretanjem tijela (zrakoplova) kroz fluid. Naglasak ustaviti na detaljnije definiranje pojmova brzine zvuka i Machovog broja i općenito pojmova vezanih uz brzinu leta zrakoplova. Objasniti do kojih pojava dolazi povećanjem brzine leta zrakoplova - pojava udarnih valova, raspodjela tlakova, vibracije, itd. Najveći naglasak u radu dati na opis i specifičnosti aeroprofila i krila koji se koriste za let zrakoplovom velikim letnim brzinama. Izvesti zaključna razmišljanja o tematici istraživanja.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

**Sveučilište u Zagrebu**  
**Fakultet prometnih znanosti**

**ZAVRŠNI RAD**

**ANALIZA POJAVA PRI LETENJU ZRAKOPLOVOM VELIKIM BRZINAMA**

**ANALYSIS OF OCCURRENCES DURING FLIGHT AT HIGH SPEEDS**

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

Student: Ivan Gudelj

JMBAG: 0015019375

Zagreb, rujan 2020.

## **SAŽETAK**

Povećanjem brzina kretanja zrakoplova manifestiraju se pojave koje itekako imaju utjecaj na letne karakteristike zrakoplova. Stlačivost zraka se više ne zanemaruje prilikom izračuna. Pojave poput udarnih valova, odvajanje strujnica, zračnog zida, vibracija itd. se počinju javljati u područjima okozvučnog strujanja. Kako bi zrakoplovi postizali što bolje performanse na tim brzinama i brzinama većima od brzine zvuka, kontinuirano se radi na poboljšanju aeroprofila i ostali aerodinamičkih površina. Poznavanje tih pojava je također vrlo bitan čimbenik u osiguravanju tih performansi.

**KLJUČNE RIJEČI:** brzina zvuka; letna svojstva zrakoplova; tlak; gustoća; temperatura; delta krilo; strijela krilo; romboidni i lentikularni aeroprofil

## **SUMMARY**

By increasing the speed of the aircraft, phenomena are manifested that have a significant impact on the flight characteristics of the aircraft. Air compressibility is no longer neglected in the calculation. Phenomena such as shock waves, separation of currents, sound barrier, vibrations, etc. begin to occur in areas of transonic flow. In order to achieve the best possible performance at these speeds and speeds higher than the speed of sound, continuous work is being done to improve aerofoils and other aerodynamic surfaces. Knowledge of these phenomena is also a very important factor in ensuring these performances.

**KEYWORDS:** speed of sound; aircraft flight characteristics; pressure; density; temperature; delta wing; swept wing; diamond and lenticular airfoil

# SADRŽAJ

|                                                                                   |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------|----|
| 1. UVOD.....                                                                      | 1  |
| 2. BRZINA ZVUKA I MACHOV BROJ .....                                               | 3  |
| 2.1. Brzina zvuka.....                                                            | 3  |
| 2.2. Machov broj .....                                                            | 4  |
| 2.3. Machov kritični broj .....                                                   | 5  |
| 2.4. Granični Machov broj .....                                                   | 7  |
| 2.5. Podjela strujanja prema Machovom broju .....                                 | 7  |
| 2.5.1. Okozvučno strujanje.....                                                   | 8  |
| 2.5.2. Nadzvučno strujanje.....                                                   | 9  |
| 3. POJAVE KOD POVEĆANE BRZINE STRUJANJA .....                                     | 10 |
| 3.1. Stlačivost zraka .....                                                       | 10 |
| 3.2. Vrste udarnih valova i učinci širenja.....                                   | 12 |
| 3.2.1. Normalni udarni val.....                                                   | 12 |
| 3.2.2. Kosi udarni val .....                                                      | 13 |
| 3.2.3. Prandtl–Meyerova ekspanzijska lepeza .....                                 | 15 |
| 3.2.4. Učinci širenja udarnog vala na uzgon, otpor i aerodinamički moment .....   | 17 |
| 3.2.5. Učinci udarnog vala na promjenu centra tlaka aeroprofila (Mach Tuck) ..... | 19 |
| 3.3. Zvučni zid.....                                                              | 20 |
| 3.4. Odvajanje strujnica.....                                                     | 23 |
| 3.5. Utjecaj povećane brzine strujanja na koeficijent uzgona i otpora.....        | 24 |
| 3.6. Vibracije (buffeting).....                                                   | 26 |
| 3.7. Aerodinamičko zagrijavanje .....                                             | 26 |
| 4. AEROPROFILI I KRILA ZA POVEĆANE BRZINE LETA.....                               | 29 |
| 4.1. Geometrijske osobine aeroprofila i krila.....                                | 29 |
| 4.2. Aeroprofili za okozvučno i nadzvučno područje brzina .....                   | 31 |
| 4.2.1. Superkritični aeroprofili .....                                            | 31 |
| 4.2.2. Romboidni i lentikularni aeroprofili .....                                 | 33 |
| 4.3. Strijela krilo.....                                                          | 35 |

|                        |    |
|------------------------|----|
| 4.4. Delta krilo ..... | 38 |
| 5. ZAKLJUČAK .....     | 43 |
| LITERATURA.....        | 44 |
| POPIS SLIKA .....      | 46 |
| POPIS TABLICA.....     | 48 |
| POPIS OZNAKA.....      | 49 |

# 1. UVOD

Od početka do kraja svakog leta zrakoplovi se susreću sa raznoraznim pojavama. Tome je tako jer letom kroz zrak, koji je fluid te kao i svaki fluid ima neka svojstva, stvaraju poremećaje. Ti se poremećaji intenziviraju sa povećanjem brzine leta. Viskoznost, gustoća, tlak, temperatura itd. su svojstva zraka koja se manje ili više mijenjanju u raznim režimima leta.

Svrha i cilj završnog rada jest prikazati i analizirati pojave koje se manifestiraju uslijed povećanja brzine. Konkretno, analiziraju se pojave primarno u okozvučnom području te i u nadzvučnom području brzina. Stlačivost zraka postaje utjecajan faktor, pojava razni udarnih valova utječu na zrakoplov, vibracije i zagrijavanje mogu narušiti letna svojstva zrakoplova. Naslov završnog rada jest: Analiza pojava pri letanju zrakoplovom velikim brzinama. Rad se sastoji od pet poglavlja:

1. Uvod
2. Brzina zvuka i Machov broj
3. Pojave kod povećane brzine strujanja
4. Aeroprofil i krila za povećane brzine leta
5. Zaključak

Uvodom je definiran predmet istraživanja, svrha i cilj istraživanja i prikazana je struktura završnog rada.

Drugo poglavlje definira što je to brzina zvuka i u kakvom je ona odnosu za Machovim brojem, što je Machov broj i o čemu je ovisan. Također su definirani Machov kritični broj i granični Machov broj. Na kraju poglavlja definiranje su brzine određene Machovim brojem.

U trećem poglavlju opisana je stlačivost zraka i njen utjecaj na stvaranje pojava prilikom leta većim brzinama. Popisane su vrste udarnih valova i njihovi učinci na zrakoplov. Zvučna barijera i probijanje iste je isto tako opisano zajedno sa koeficijentima uzgona i otpora i kako veća brzina utječe i na njih.



U četvrtom poglavlju je riječ o aeroprofilima i krilima koji su predviđeni za veće brzine leta. Dana je generalna definicija i opisane su osnovne geometrijske osobine aeroprofila i krila, te su obrađena najčešće korišteni aeroprofili i krila.

U petom poglavlju dani su konkretni zaključci o tematici istraživanja završnog rada.

## 2. BRZINA ZVUKA I MACHOV BROJ

Na manjim brzinama leta zrak se promatra kao nestlačiv, idealan fluid koji ima neznatne promjene u tlaku i gustoći. No zrak nije idealan već realan fluid koji je viskozan i stlačiv. Utjecaj stlačivosti zraka raste sa povećanjem brzine strujanja.<sup>1</sup>

Na brzinama do 0,4 [Ma] (oko 100 [m/s] na MSL<sup>2</sup>) promjene gustoće i tlaka su zanemarive dok se na brzinama većima od 0,4 [Ma] te promjene ne mogu zanemariti (Tablica 1.).

Tablica 1. Greška proračuna zbog stlačivosti zraka

|                    |      |    |     |     |     |     |
|--------------------|------|----|-----|-----|-----|-----|
| Brzina [m/s]       | 45   | 90 | 134 | 179 | 224 | 268 |
| greška stlačivosti | 0,5% | 2% | 4%  | 7%  | 11% | 16% |

Izvor: <https://pdfslide.net/documents/8-temelji-mehanike-leta-velikih-brzina.html> [Pristupljeno: 10.07.2020.].

U aerodinamici brzina zvuka predstavlja bitan faktor jer strujanje zraka oko aeroprofila utječe na promjene tlaka i gustoće, a te se promjene kreću brzinom zvuka.<sup>3</sup>

### 2.1. Brzina zvuka

Brzina zvuka je udaljenost koju zvučni val prijeđe u jedinici vremena kroz neki elastični fluid. Iz nekog ishodišta zvuk se širi bez prijenosa mase ali se zvukom prenose impuls sile i energija.<sup>4</sup>

Jednadžba za brzinu zvuka je dana u obliku:

$$a = \sqrt{\gamma * R * T} \quad (1)$$

gdje je:

$a$  - brzina zvuka [m/s]

---

<sup>1</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

<sup>2</sup> MSL – Mean Sea Level (Srednja razina mora)

<sup>3</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

<sup>4</sup> Wikipedia. Preuzeto sa: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvuk> [Pristupljeno: 10.07.2020.].

$\gamma$  – adijabatski koeficijent

$R$  – plinska konstanta (za zrak iznosi  $287 \text{ [J/KgK]}$ )

$T$  – temperatura [ $K$ ]

Kako se ovdje govori isključivo o zraku kao fluidu onda se može reći da brzina zvuka ovisi o izentropskom (adijabatskom) koeficijentu plina i njegovoj temperaturi, a ne ovisi o njegovoj gustoći i tlaku.<sup>5</sup>

Sukladno tome u plinovima se valovi zvuka šire longitudinalno tj. šire se u istom pravcu u kojem se gibaju čestice medija pri titranju.<sup>6</sup>

## 2.2. Machov broj

U zrakoplovstvu brzinu izražavamo na dva načina, ili u apsolutnom iznosu  $v$  ili pomoću Machovog broja  $Ma$ .<sup>7</sup>

Machov broj je bezdimenzionalna veličina koja opisuje utjecaj stlačivosti zraka na ponašanje zrakoplova u područjima gdje je brzina neovisna o svim varijablama osim o temperaturi.<sup>8</sup>

Izraz koji reprezentira Machov broj je:

$$Ma = \frac{v}{a} \quad (2)$$

gdje je:

$v$  – apsolutni iznos brzine [ $m/s$ ]

$a$  – brzina zvuka [ $m/s$ ]

Poznato je da temperatura opada sa povećanjem visine. Isto tako je poznato da brzina zvuka ovisi isključivo o temperaturi. Iz ovoga proizlazi da povećanjem visine brzina zvuka pada.

---

<sup>5</sup> Wikipedia. Preuzeto sa: [https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzina\\_zvuka](https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzina_zvuka) [Pristupljeno: 10.07.2020.].

<sup>6</sup> Wikipedia. Preuzeto sa: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvuk> [Pristupljeno: 10.07.2020.].

<sup>7</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

<sup>8</sup> Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mach\\_number](https://en.wikipedia.org/wiki/Mach_number) [Pristupljeno: 10.07.2020.].

Nadalje, smanjenjem brzine zvuka, a prema prethodnom izrazu, raste  $Ma$  uz konstantnu indiciranu brzinu ( $IAS^9$ ). Dalje možemo zaključiti da povećanjem visine uz konstantnu  $IAS$  raste stvarna brzina ( $TAS^{10}$ ) jer se relativna gustoća zraka smanjuje.<sup>11</sup>

S povećanjem visine u standardnoj atmosferi brzina zvuka opada od 0 do 11.000 [m], pri čemu na visini od 0 [m] brzina zvuka iznosi 340 [m/s], a za visinu od 11.000 [m], ona iznosi 295 [m/s]. Od visine od 11.000 do 20.000 [m] u standardnoj atmosferi brzina je konstantna, te iznosi 295 [m/s].<sup>12</sup>

### 2.3. Machov kritični broj

Kako se zrakoplov kreće kroz čestice zraka određenom brzinom tako te čestice opstrujavaju površine tog zrakoplova. Da bi razumjeli Machov kritični broj moraju se raspoznati dvije brzine: brzinu neporemećene struje (na koju ne utječe zrakoplov) i lokalnu brzinu strujanja preko površina zrakoplova.

Čestice zraka prema Bernoullijevoj jednadžbi moraju na svakoj putanji prijeći isti put u isto vrijeme. Kako aeroprofilu zrakoplova u pravilu imaju zadebljanje, čestice da bi prošle isti put u isto vrijeme moraju ubrzati.

Bernoullijeva jednadžba:

$$\frac{1}{2} * \rho * v^2 + \rho * g * h + p = konstanta \quad (3)$$

gdje je:

$\rho$  – gustoća [ $kg/m^3$ ]

$v$  – brzina [ $m/s$ ]

$p$  – tlak [ $Pa$ ]

$h$  - visina težišta poprečnog presjeka određenog fluida u odnosu na neku vodoravnu liniju [m]

---

<sup>9</sup> IAS – Indicated airspeed (Indicirana brzina)

<sup>10</sup> TAS – True airspeed (Stvarna brzina)

<sup>11</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

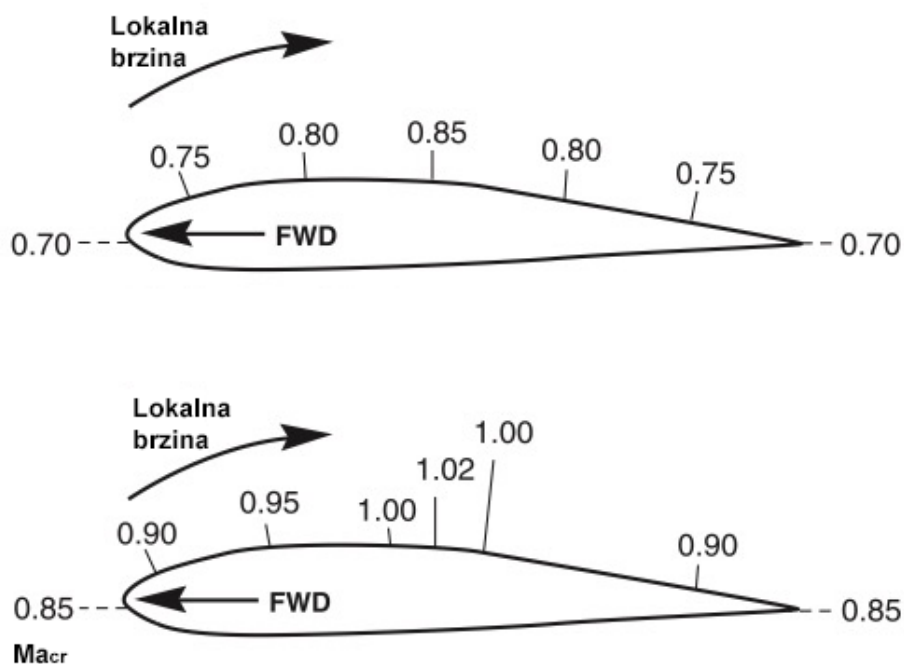
<sup>12</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

Ukoliko je brzina strujanja čestica preko površina zrakoplova takva da je u bilo kojoj točki na zrakoplovu brzina lokalnog strujanja jednaka  $Ma = 1$  onda se brzinu strujanja neporemećene struje zraka naziva Machovim kritičnim brojem i označava s  $Ma_{cr}$ .

Ovisno o zadebljanju aeroprofila zrak ubrzava manje ili više na gornjaci aeroprofila. Veće zadebljanje profila znači i veće ubrzanje protoka čestica zraka dok manje zadebljanje znači manje ubrzanje što je poznato prema formuli 3.

Ako je brzina neporemećene struje zraka  $0,7 Ma$ , i zadebljanje aeroprofila takvo da ubrzava čestice zraka do maksimalne brzine  $0,85 Ma$ , onda takvu brzinu neporemećene struje ne možemo nazvati Machovim kritičnim brojem kao što se vidi na gornjoj ilustraciji na slici 1.

Ubrzanjem do brzine neporemećene struje od  $0,85 Ma$ , na gornjaci aeroprofila istog zadebljanja ubrzavaju se čestice zraka do i preko  $1 Ma$ . U tom slučaju brzinu neporemećenog strujanja od  $0,85 Ma$  zovemo Machovim kritičnim brojem kao što se vidi na donjoj ilustraciji na slici 1.

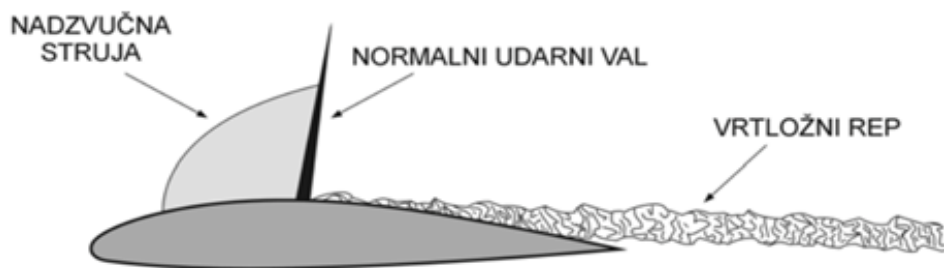


Slika 1. Pojava Machovog kritičnog broja

Izvor: LearnToFly. Preuzeto sa: <http://learntoflyblog.com/2018/05/24/cfi-brief-mach-number/> [Pristupljeno: 12.07.2020.].

## 2.4. Granični Machov broj

U trenutku kada Machov broj neporemećenog strujanja tj. brzina zrakoplova prijeđe vrijednost  $Ma_{cr}$  lokalna brzina struje će u promatranoj točki biti nadzvučna. Najuobičajeniji položaj te točke je najveće zadebljanje aeroprofila. Točka u kojoj je najveća brzina pomiče lokalni  $Ma = 1$  prema nazad te se tako stvara šire polje nadzvučnih brzina. S povećanjem Machovog broja to polje nadzvučnih brzina se sve više širi sve dok Machov broj ne dostigne graničnu vrijednost Machovog broja  $Ma_{gr}$  (Slika 2.). U tom se trenu na profilu pojavljuje udarni val.<sup>13</sup>



Slika 2. Pojava normalnog udarnog vala

Izvor: Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

Vrijednost Machovog graničnog broja ovisi o napadnom kutu i vrsti aeroprofila, ali se uzima približna vrijednost  $Ma_{gr} = Ma_{cr} + 0,1$ .

## 2.5. Podjela strujanja prema Machovom broju

Već je utvrđeno da se kod manjih brzina promjene veličina stanja koje se događaju mogu zanemariti. Kod povećanih brzina gdje je strujanje oko  $Ma = 1$  počinju se pojavljivati nagle promjene tlaka, gustoće i temperature koje se nazivaju udarni valovi. U ovom području utjecaj stlačivosti zraka je bitan i zato se strujanja kod povećanih brzina proučavaju posebno. Strujanja u ovom području se dijele na: okozvučno i nadzvučno strujanje.<sup>14</sup>

<sup>13</sup> Preuzeto sa: <https://pdfslide.net/documents/8-temelji-mehanike-leta-velikih-brzina.html> [Pristupljeno: 13.07.2020.].

<sup>14</sup> Žarković I. Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećane brzine leta. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2015.

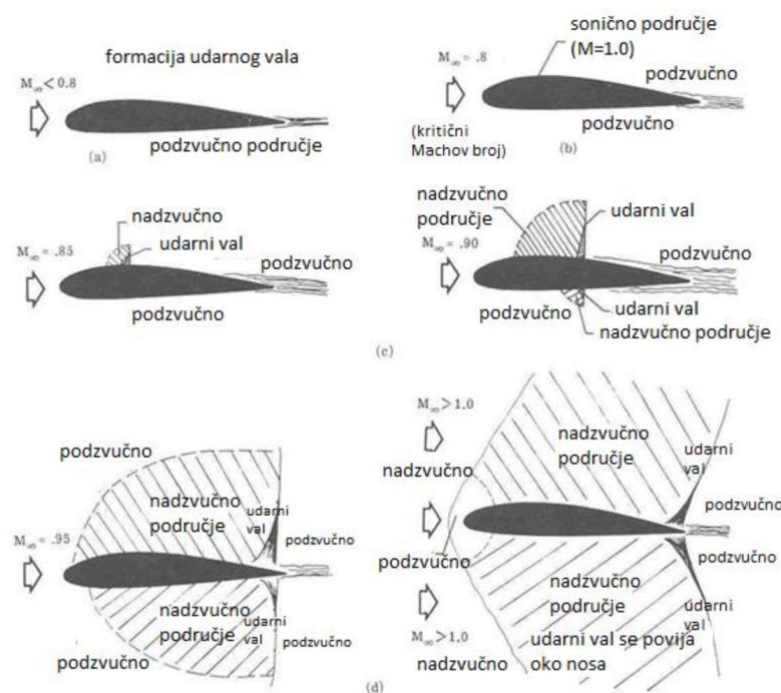
Utvrđeno je da je potrebno razlikovati dvije vrijednosti Machovog broja u strujnom polju: Machov broj slobodnog strujanja ( $Ma$ ) i Lokalni Machov broj ( $Ma_l$ ).

Machov broj slobodnog strujanja je brzina slobodnog strujanja fluida na koju ne utječe zrakoplov. Lokalni Machov broj je brzina strujanja čestica preko površina zrakoplova.<sup>15</sup>

### 2.5.1. Okozvučno strujanje

Okozvučno strujanje je definirano kao strujanje gdje je vrijednost Machovog broja neporemećene struje općenito uzeta u granicama od 0,75 do 1,2  $Ma$ . Te vrijednosti brzina neporemećene struje uzrokuju takvo strujno polje oko aeroprofila gdje postoje lokalni Machovi brojevi veći i manji od 1.

Pojavom Machovog kritičnog broja pojavljuje se zona lokalnog nadzvučnog polja te se počinje razvijati udarni val okomit na površinu. Nakon udarnog vala brzina zraka naglo pada na podzvučnu vrijednost dok tlak, gustoća i temperatura rastu (Slika 3.).<sup>16</sup>



Slika 3. Zone lokalnog podzvučnog i nadzvučnog strujanja

Izvor: Žarković I. Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećane brzine leta. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2015.

<sup>15</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

<sup>16</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

### 2.5.2. Nadzvučno strujanje

Strujno polje je nadzvučno ukoliko je lokalna brzina strujanja u svakoj točki uvijek veća od  $Ma = 1$ . U strujnom polju nema više izmiješanog podzvučnog i nadzvučnog strujanja.

Čestica koja se kreće u stlačivom mediju, poput zraka, emitira zvučne poremećaje u obliku sfernih valova. Ako se čestica kreće nadzvučnom brzinom, generirani valovi ne mogu se širiti uzvodno od čestice. To je osnovni razlog zašto se udarni valovi događaju u nadzvučnom strujanju, a ne u podzvučnom strujanju.<sup>17</sup>

Posebna kategorija nadzvučnog strujanja je hiperzvučno strujanje gdje je  $Ma > 5$ . Na tim brzinama povećava se jakost udarnih valova, udarni sloj postaje tanak, temperatura je dovoljno visoka da se pojavljuju kemijske reakcije u zraku. Viskozne interakcije i kemijske reakcije postaju dominantna pojava strujanju.<sup>18</sup>

---

<sup>17</sup> The Free Dictionary. Preuzeto sa: <https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Supersonic+Flow> [Pristupljeno: 14.07.2020.].

<sup>18</sup> Radoš I. Utjecaj stlačivosti zraka na letna svojstva zrakoplova. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2019.



### 3. POJAVE KOD POVEĆANE BRZINE STRUJANJA

Povećanjem brzine strujanja manifestiraju se razne pojave koje utječu na let zrakoplova i njegovu stabilnost. Pri letu velikim brzinama pojavljuju se udarni valovi prvenstveno na gornjoj strani aeroprofila pa onda i na donjoj. Daljnje povećanje brzine uzrokuje odvajanje struje zraka iza udarnog vala što ima za posljedicu turbulenciju i nestabilnost zrakoplova.

Prilikom pojave nadzvučnog strujanja sve promjene u brzini, temperaturi, tlaku i gustoći se odvijaju naglo i troše energiju. U nadzvučnoj struji se mogu pojaviti različiti tipovi valova čije formiranje ovisi o obliku tijela koje izaziva poremećaje i zračnoj struji. Postoje tri osnovna tipa valova<sup>19</sup>:

- a) normalni udarni val,
- b) kosi udarni val i
- c) ekspanzijski val ili Machov val.

Vibracije ili buffeting je isto tako posljedica povećanja brzine strujanja i odvajanja struje zraka.

Letenje u većim Machovim brojevima ima za posljedicu i porast temperature oplata zrakoplova pogotovo u zaustavnim točkama.

#### 3.1. Stlačivost zraka

U prijašnjem poglavlju je dotaknuta razlika između zanemarivanja i uzimanja u obzir stlačivosti zraka. Iako se za podzvučne brzine zanemaruje stlačivost zraka, nema specifičnog odgovora kada bi se zrak trebao smatrati nestlačivim. Sve se svodi na pitanje željenog stupnja točnosti da li se tretira gustoća  $\rho$  kao konstanta ili kao varijabla. Za nadzvučni protok kvalitativni aspekti toka su toliko različiti da se gustoća mora tretirati kao varijabilna. Već je u prethodnim poglavljima ustanovljeno pravilo da se protok može razumno pretpostaviti da je nestlačiv kad je  $Ma < 0,4$ , dok ga treba smatrati stlačivim kad je  $Ma > 0,4$ .

Ako se promatra zrak u mirovanju može se odrediti da je njegova gustoća  $\rho_0$ . Izentropskim ubrzavanjem zraka do neke brzine  $v$  i Machovog broja  $Ma$ , npr. širenjem zraka kroz neku mlaznicu, njegova druga svojstva će se mijenjati povećanjem brzine. Konkretno, gustoća zraka će se mijenjati prema formuli<sup>20</sup>:

---

<sup>19</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

<sup>20</sup> Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} * Ma^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (4)$$

gdje je:

$\rho_0$  – gustoća fluida u mirovanju [ $kg/m^3$ ]

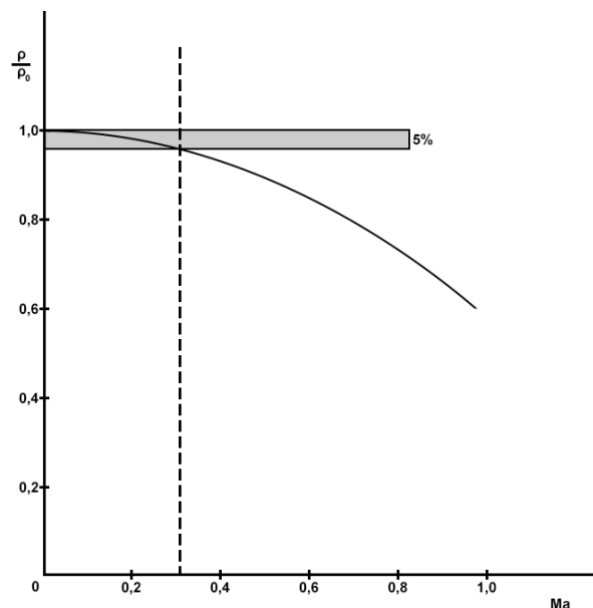
$\rho$  – gustoća fluida na nekoj brzini [ $kg/m^3$ ]

$\gamma$  – adijabatski koeficijent

$Ma$  – Machov broj

Za  $\gamma = 1.41$ , ova formula prikazana na slici 4. gdje je iznos  $\frac{\rho}{\rho_0}$  ucrtan kao funkcija od  $Ma$  od 0 do nadzvučnog područja. Primjećuje se da na nižim podzvučnim vrijednostima  $Ma$ , iznos  $\frac{\rho}{\rho_0}$  je relativno konstantan. Zapravo, za  $Ma < 0,32$  vrijednost  $\rho$  se razlikuje od  $\rho_0$  manje od 5% te za sve praktične primjene, zrak u tom području može se smatrati nestlačivim.

Međutim, za  $Ma > 0,32$  vrijednost  $\rho$  se razlikuje od  $\rho_0$  za više od 5%, te promjene postaju sve više izraženije kako raste  $Ma$ . Kao rezultat, ta vrijednost oko 0,3 – 0,4  $Ma$  se uzima kao granica kada se zrak kao fluid počinje tretirati kao stlačiv.



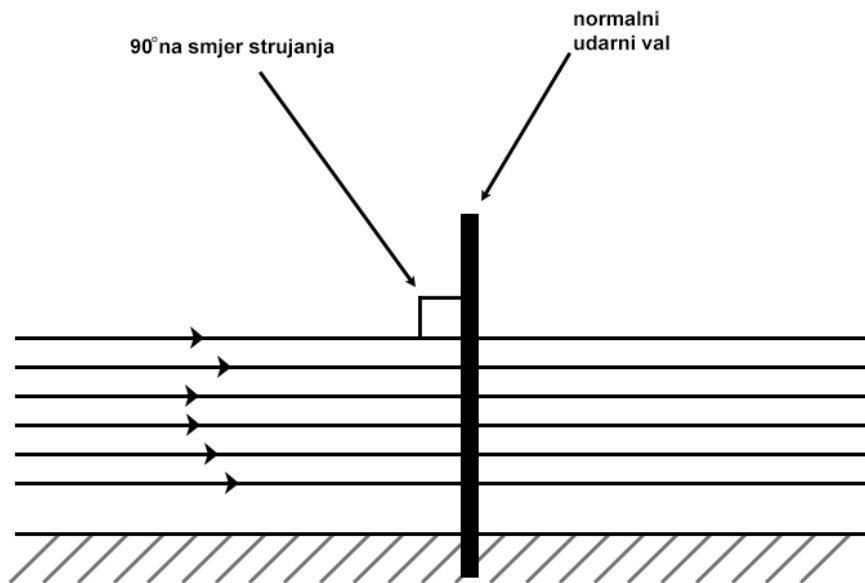
Slika 4. Izentropska varijacija gustoće povećanjem Machovog broja

Izvor: Anderson, J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

## 3.2. Vrste udarnih valova i učinci širenja

### 3.2.1. Normalni udarni val

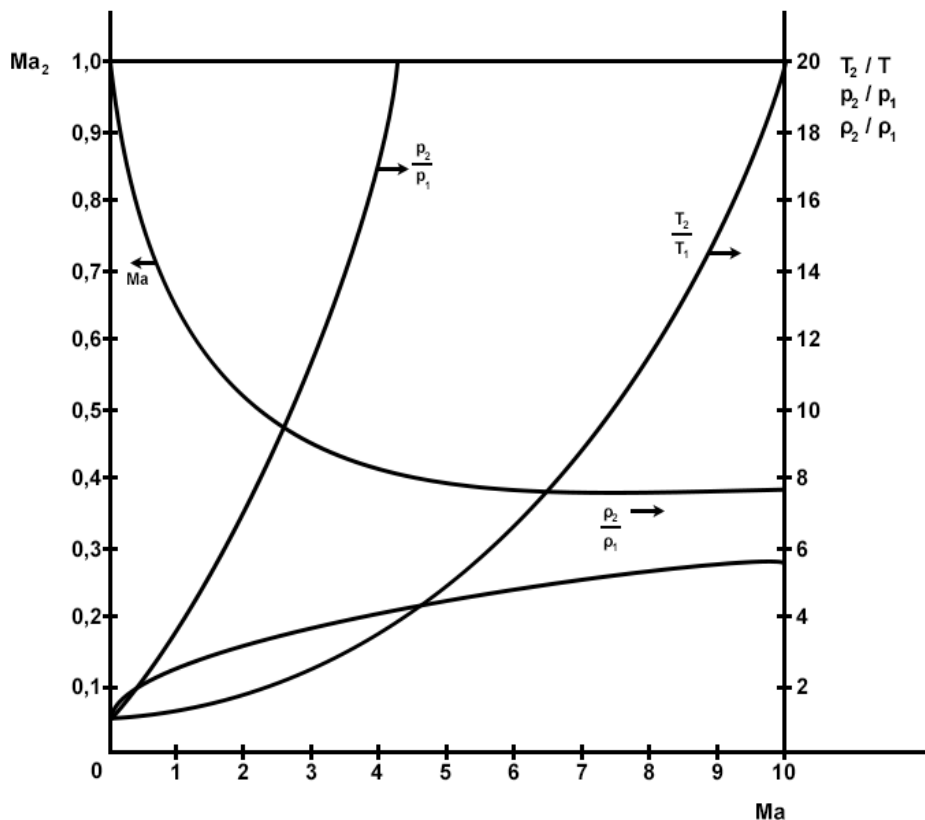
Normalni udarni val se definira kao val koji se formira pod kutom od  $90^\circ$  na smjer kretanja neporemećene struje zraka (Slika 5.). Formirat će se kao granica između nadzvučne i podzvučne zone. Smjer kretanja zračne struje ostaje nepromijenjen.



Slika 5. Normalni udarni val u odnosu na neporemećenu struju

Izvor: Youtube. Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=l8pciZopxDE> [Pristupljeno, 14.07.2020.].

Prije je spomenuto da zrak mijenja svoja svojstva prilikom prolaska kroz zvučni zid. Brzina i Machov broj padaju na podzvučne vrijednosti, energija zračne struje je značajno smanjena, statički tlak i gustoća značajno rastu, temperatura graničnog sloja raste te lokalna brzina zvuka raste zbog porasta temperature.



Slika 6. Promjena parametara strujanja pri prolazu kroz normalni udarni val

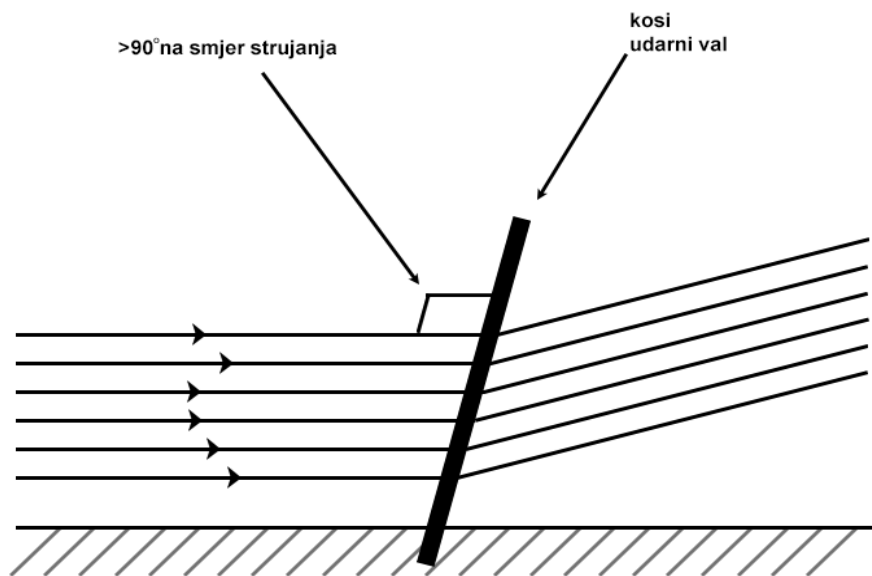
Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

Na gornjoj je slici (Slika 6.) jasno vidljivo kako pri prolazu kroz udarni val dolazi do promjene parametara strujanja. Očito je da  $\frac{p_2}{p_1}$ ,  $\frac{\rho_2}{\rho_1}$ ,  $\frac{T_2}{T_1}$  i  $Ma_2$  ovise samo o Machovom broju zračnog strujanja.<sup>21</sup>

### 3.2.2. Kosi udarni val

Kosi udarni val se definira kao val koji se formira po kutom većim od  $90^\circ$  na smjer kretanja neporemećene struke zraka (Slika 7.) Granični sloj mijenja smjer kako prolazi kroz udarni val. Ako nadzvučna struja naiđe na površinu koja je nagnuta prema struji (npr. aeroprofil sa zaoštrenom napadnom ivicom) stvorit će se kosi udarni val.

<sup>21</sup> Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

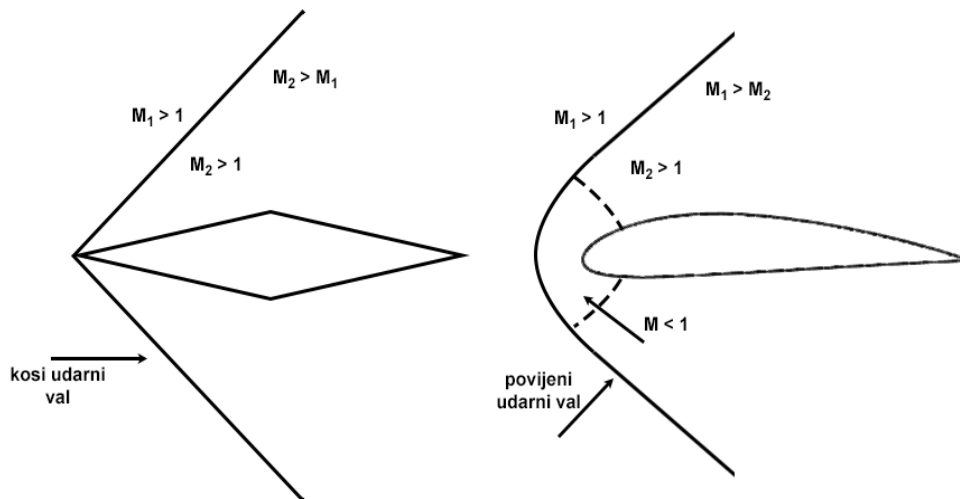


Slika 7. Kosi udarni val u odnosu na neporemećenu struju

Izvor: Youtube. Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=l8pciZopxDE> [Pristupljeno, 14.07.2020.].

Prolaskom kroz kosi udarni val brzina i Machov broj padaju, ali i dalje ostaju u nadzvučnom području, energija zračnog strujanja opada, statički tlak, gustoća, temperatura i lokalna brzina zvuka rastu.

Kod aeroprofila sa zaoštrenim prednjim rubom stvorit će se priljubljeni kosi udarni val pod određenima kutom  $\delta$ . Što je Machov broj neometane zračne struje veći to je kut kosog udarnog vala manja. Kod aeroprofila sa tupim prednjim rubom stvorit će se odvojeni udarni val povijenog oblika koji postepeno prelazi iz normalnog u kosi udarni val (Slika 8.).



Slika 8. Formiranje udarnog vala na aeroprofilu sa zaoštrenim i tupim prednjim rubom

Izvor: Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

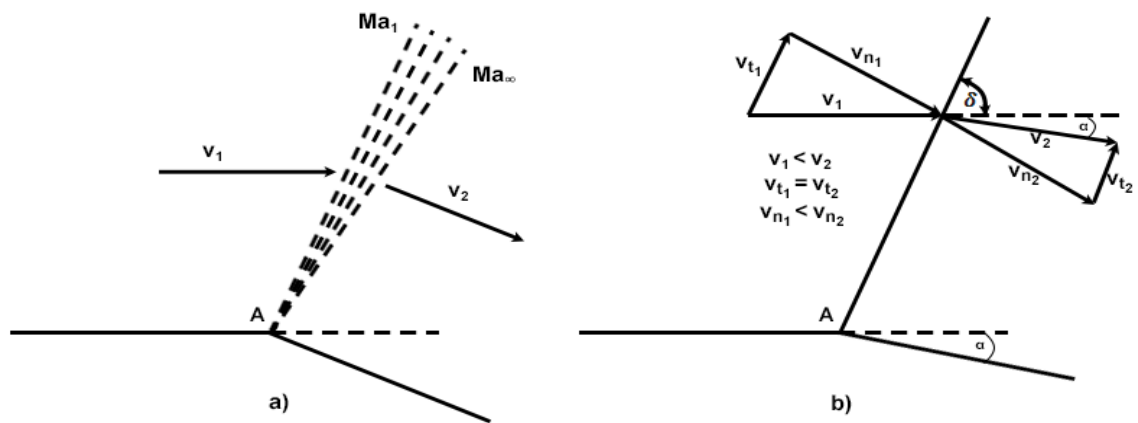
Kosi udarni val, kako se udaljava od aeroprofila, prelazi u Machov val gdje strujanje više ne stvara nikakve gubitke tj. izentropsko je.

### 3.2.3. Prandtl–Meyerova ekspanzijska lepeza

Nadzvučno strujanje koje skreće u smjeru kazaljke na satu formirat će ekspanzijski val. Ekspanzijski val ili Machov val predstavlja granicu dva strujanja.

Poznato je da će nadzvučno zračno strujanje skrenuti paralelno s graničnom površinom. U području između linija  $Ma_1$  i  $Ma_\infty$  događa se skretanje i ekspanzija zračne struje gdje je  $v_1 < v_2$ . To znači da u procesu ekspanzije dolazi do povećanja brzine zračne struje, ali to su mala ubrzanja jer se promjena odvija na puno većem putu nego što je to slučaj kod udarnih valova. Sukladno tome nema naglih promjena te nema niti gubitka energije niti pojava vrtloženja (Slika 9a.).<sup>22</sup>

<sup>22</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.



Slika 9. Formiranje ekspanzijskog vala

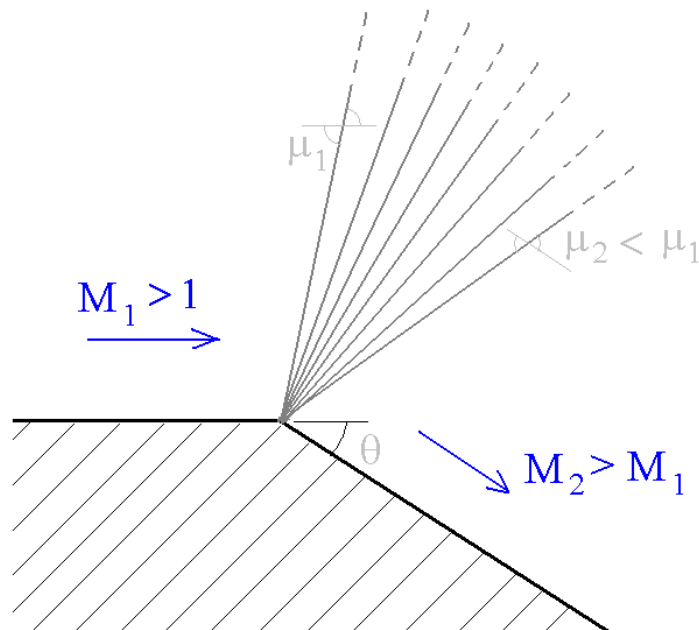
Izvor: Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

Može se uočiti da brzine  $v_1$  i  $v_2$  kroz njihove komponente:

- a) jednu normalnu ekspanzijskog vala  $vn_1$  i  $vn_2$ ,
- b) i drugu u smjeru širenja ekspanzijskog vala  $vt_1$  i  $vt_2$

ne mijenjaju svoje smjerove prije i poslije vala (jer nema razlike u tlakovima) dok je brzina  $vn_2$  iza vala veća od brzine  $vn_1$  ispred vala (Slika 9b.).

Kad nadzvučni tok naiđe na konveksni kut, on formira ekspanzijski ventilator, koji se sastoji od beskonačnog broja ekspanzijskih valova centriranih u kutu. Na slici 10. je prikazana jedna takva idealna ekspanzijska lepeza.



Slika 10. Idealna lepeza ekspanzijskih valova

Izvor: Wikipedia: Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Meyer\\_expansion\\_fan](https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Meyer_expansion_fan)  
 [Pristupljeno: 14.07.2020.].

### 3.2.4. Učinci širenja udarnog vala na uzgon, otpor i aerodinamički moment

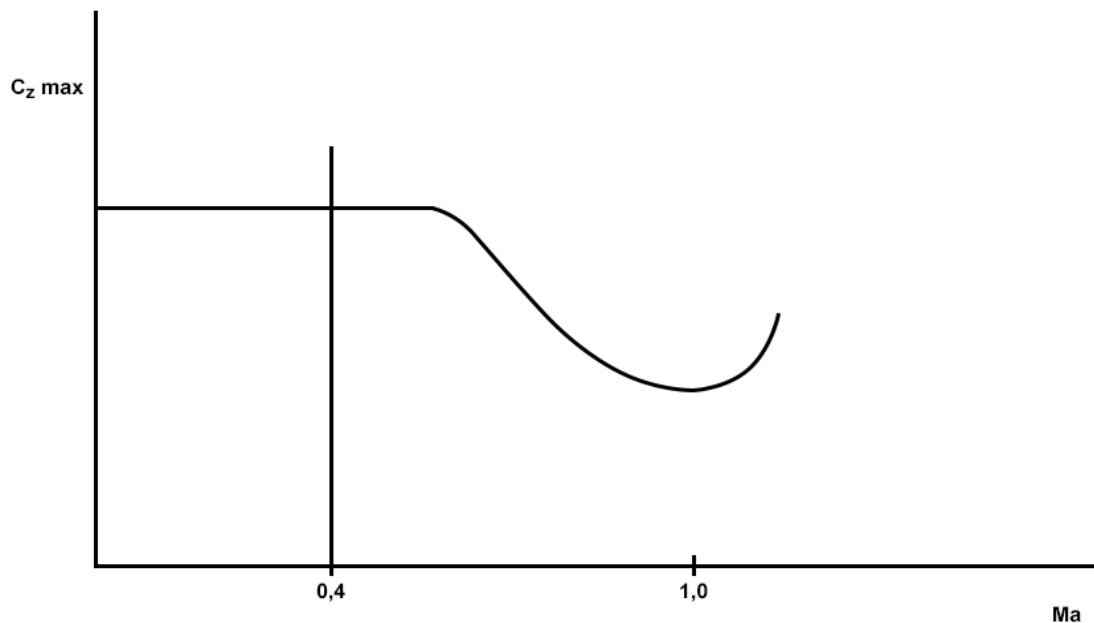
Poznato je da širenje udarnih valova utječe na uzgon, otpor, pomicanje centra tlaka, aerodinamički moment, stabilnost i upravljivost.<sup>23</sup> Za područje gdje se zrak smatra nestlačivim, na uzgon utječe samo napadni kut. Povećanjem brzine u područje gdje se utjecaj stlačivosti zraka uzima kao varijabla, uzgon polako raste s povećanjem Machovog broja. Daljnjim povećanjem brzine uzgon počinje brže rasti povećanjem Machovog broja.

Na povećanim brzinama strujnice se naglije deformiraju pred aeroprofilom te stvaraju veće ubrzanje preko aeroprofila. Već je spomenuto da to za posljedicu ima stvaranje udarnog vala na dijelovima aeroprofila na brzinama preko  $Ma_{cr}$  što pak za posljedicu ima odvajanje graničnog sloja pa i smanjenje uzgona.

Na slici 11. je prikazana promjena  $C_{z_{max}}$  s povećanjem Machovog broja. Jasno je vidljivo da je na dozvučnim brzinama  $C_{z_{max}}$  konstantan u odnosu na Machov broj. S većim utjecajem stlačivosti zraka  $C_{z_{max}}$  opada sve do  $Ma = 1$  gdje daljnjim povećanjem brzine počinje rasti.

<sup>23</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.





Slika 11. Utjecaj Machovog broja na  $C_{z\max}$

Izvor: Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

Otpor se može promatrati kao valni otpor, energetska otpor i kao otpor brazde.

Strujanje kroz normalni i kosi udarni val za učinak ima termodinamički nepovratni proces. Najviše energije se gubi prolaskom kroz normalni udarni val. Energetski otpor raste dakle povećanjem Machovog broja. Također, povećanjem Machovog broja u pojedinim fazama formiranja udarnih valova, dolazi do značajnog odvajanja graničnog sloja i stvaranja vrtložne struje. Povećanjem Machovog broja u okozvučnom području udarni valovi na gornjaci i donjaci se pomiču prema zadnjoj ivici aeroprofila te se odvajanje graničnog sloja smanjuje. Tako se i otpor brazde smanjuje.

Na promjenu koeficijenta otpora utječe sljedeće<sup>24</sup>:

- a) Otpor direktno povezan s energetska gubitkom u udarnom valu na izlaznom rubu aeroprofila,
- b) Odvajanje graničnog sloja i stvaranje vrtložne brazde,
- c) Formiranje povijenog udarnog vala pri brzini strujanja iznad  $Ma = 1$ .

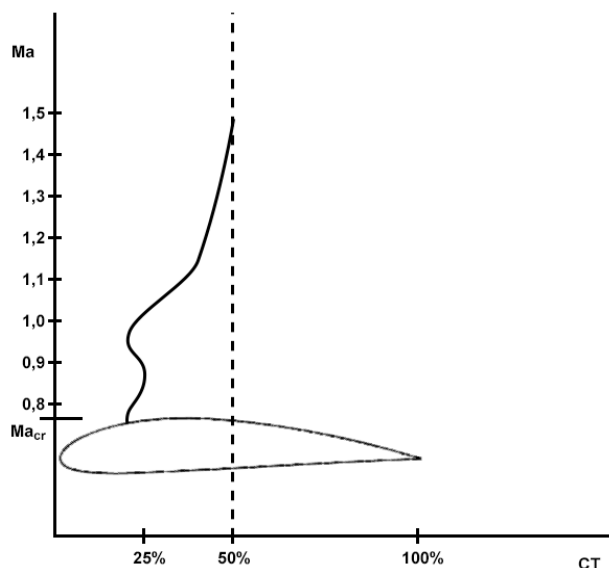
<sup>24</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

### 3.2.5. Učinci udarnog vala na promjenu centra tlaka aeroprofila (Mach Tuck)

Centar tlaka je prosječno mjesto djelovanja cjelokupnog tlaka koje djeluje na tijelo koje se kreće kroz neki fluid. Varijacije u brzini, pogotovo na krilima, uzrokuju promjene u lokalnom tlaku na svim mjestima na površini zrakoplova. Sukladno tome može se zaključiti da centar tlaka nije točka koja je konstantna već se, kao rezultanta djelovanja svih tlakova, pomiče (Slika 12).

Mach tuck je tendencija nosa zrakoplova prema dolje uslijed promjene položaja centra tlaka, što je posljedica kretanja udarnog vala unatrag, koje se događa dok zrakoplov u okozvučnom letu ubrzava preko određenog Machovog broja.

Kako zrakoplov ubrzava, aeroprofil stvaraju više uzgona. Za održavanje leta na istoj razini potrebno je korigirati elevatore (Mach trim). Ako je zrakoplov u okozvučnom letu i nastavi ubrzavati, rezultirajući udarni val koji se formira na krilu pomiče se unatrag i postaje jači. To rezultira pomicanjem centra tlaka prema natrag što uzrokuje tendenciju nosa zrakoplova prema dolje ili "Tucking", što se naziva Mach Tuck. Ako zrakoplov ubrzava dalje od operativnog Machovog broja, centar tlaka se može pomaknuti toliko unatrag da nema dovoljno kontrolnih mogućnosti da bi se spriječilo spuštanja nosa. U tom je trenutku moguće da zrakoplov uđe strmi, potencijalno nepovratni zaron.<sup>25</sup>



Slika 12. Pomicanje centra tlaka u okozvučnom području leta

Izvor: Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

<sup>25</sup> Skybrary. Preuzeto sa: [https://www.skybrary.aero/index.php/Mach\\_Tuck](https://www.skybrary.aero/index.php/Mach_Tuck) [Pristupljeno: 20.07.2020.].

### 3.3. Zvučni zid

Zvučni val je kompresijski val koji se širi kroz područja višeg i nižeg tlaka. Udaljenost između svakog područja visokog tlaka je valna duljina. Kako se objekt pomiče kroz zrak on istiskuje zrak ispred sebe uzrokujući tlačni val, do određene točke. Ograničavajuću brzinu kojom se zvuk može kretati kroz zrak referira se kao  $Ma = 1$ . Kako se objekt približava toj brzini, čestice zraka se ne stignu „izmaknuti“ ispred objekta na vrijeme pa se počinju nagomilavati ispred njega. To nagomilavanje čestica zraka ispred objekta naziva se zvučni zid.<sup>26</sup>

Povećanjem brzine dolazi do probijanja zvučnog zida što je zapravo poremećaj tlaka tik ispred zrakoplova, uslijed čega tlačni otpor naglo poraste te nastaju udarni valovi. Zrakoplov, prolaskom kroz zrak stvara poremećaje kontinuiteta zraka čija je brzina jednaka brzini zvuka. U trenutku probijanja zvučnog zida događa se nagla i brza promjena svojstva zraka i zvučni zid prelazi iza zrakoplova.<sup>27</sup>

Prilikom probijanja zvučnog zida, osim što se može čuti prasak, može se i vidjeti pojava bijelog oblaka iza zrakoplova. Prandtl–Glauertova transformacija definira da za dvodimenzionalni protok tlakovi u stlačivom fluidu su jednaki onima koji vrijede u nestlačivima korigirano za korekcijski faktor.<sup>28</sup> Taj korekcijski faktor je sljedeći:

$$c_p = \frac{c_{p0}}{\sqrt{|1 - Ma_\infty^2|}} \quad (5)$$

gdje je:

$c_p$  – koeficijent tlaka stlačivog fluida

$c_{p0}$  – koeficijent tlaka nestlačivog fluida

$Ma_\infty$  - Machov broj neometanog strujanja

---

<sup>26</sup> Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

<sup>27</sup> Wikipedia. Preuzeto sa: [https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvu%C4%8Dni\\_zid](https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvu%C4%8Dni_zid) [Pristupljeno: 15.07.2020.].

<sup>28</sup> Wikipedia: Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Glauert\\_singularity](https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Glauert_singularity) [Pristupljeno: 15.07.2020.].

Ovaj izraz vrijedi do brzina  $Ma < \sim 0,7$ . Prema ovom izrazu vrijedi sljedeće:

$$\lim_{M_\infty \rightarrow 1} c_p = \infty \quad (6)$$

gdje je:

$c_p$  - koeficijent tlaka stlačivog fluida

$M_\infty$  - Machov broj neometanog strujanja

što se naziva Prandtl–Glauertova singularnost. U stvarnosti ta singularnost ne postoji. Razlog tome je što su aerodinamičke i termodinamičke promjene konačne pa sukladno tome i promjene u tlaku moraju biti konačne. Tako će s gornje strane zrakoplova biti područja vrlo visokog tlaka, dok će s donje strane zrakoplova biti područje vrlo niskog tlaka. Prema izrazu za idealni plin:

$$PV = nRT \quad (7)$$

gdje je:

$P$  – tlak zraka [ $Pa$ ]

$V$  – volumen zraka [ $m^3$ ]

$n$  – broj molekula zraka

$R$  – plinska konstanta zraka 287 [ $J/KgK$ ]

$T$  – temperatura [ $K$ ]

Može se zaključiti da se u području niskog tlaka, ukoliko su volumen, broj molekula zraka i plinska konstanta zraka ostali isti, temperatura morala smanjiti. Zbog tog smanjenja

temperature dolazi do kondenzacije zraka i stvaranja bijelog oblaka u lokalnoj atmosferi oko zrakoplova<sup>29</sup> (Slika 13).



Slika 13. Pojava bijelog oblaka prilikom probijanja zvučnog zida

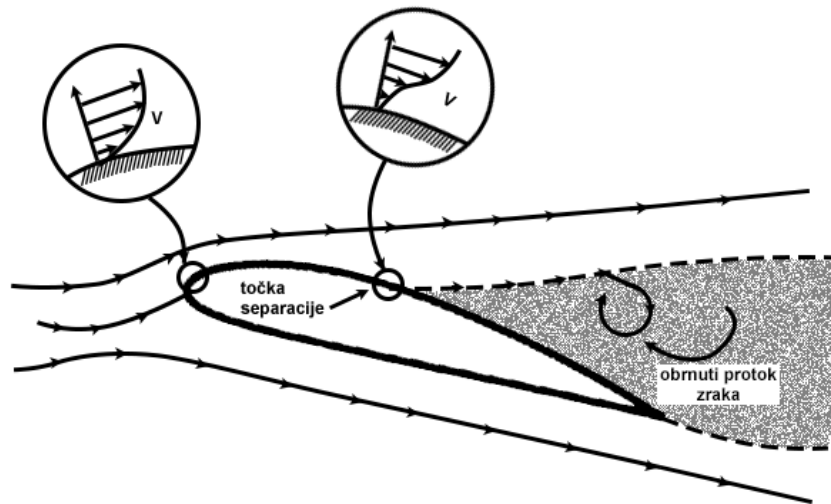
Izvor: Kuriositas. Preuzeto sa: <https://www.kuriositas.com/2011/02/prandtlglauert-singularity-amazing-jet.html> [Pristupljeno, 22.07.2020.].

---

<sup>29</sup> Youtube. Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=Kg2Buw3jic> [Pristupljeno: 15.07.2020.].

### 3.4. Odvajanje strujnica

Odvajanje strujnica na povećanim brzinama uslijed pojave udarnih valova je slično odvajanju strujnica kao i kod prevučenog leta kod malih brzina. Učinak takvog odvajanja strujnica je poznat kao brzinski slom uzgona (shock stall) (Slika 14).<sup>30</sup>

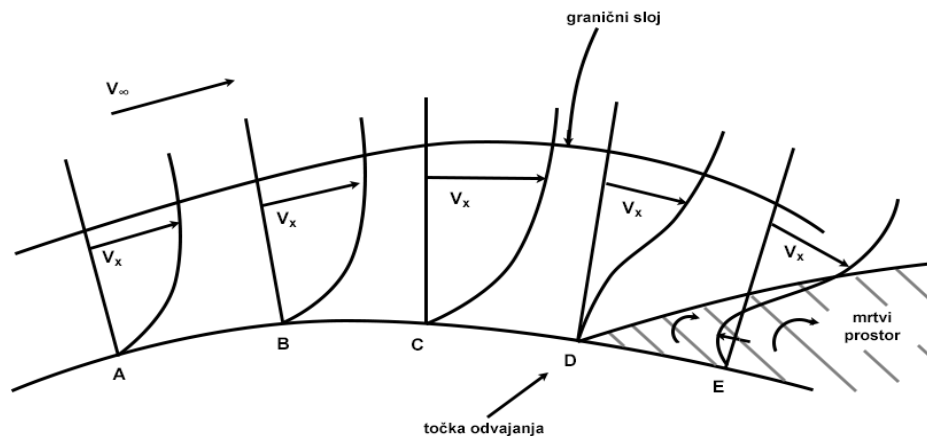


Slika 14. Odvajanje strujnica na aeroprofilu

Izvor: Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

Prema slici 15. geometrija površine aeroprofila je takva da je u prvom dijelu strujanja gradijent tlaka manji od nule i težit će da dodatno ubrza čestice u graničnom sloju. U točki C se pojavljuje negativni gradijent tlaka suprotstavljajući se strujanju u graničnom sloju. Taj efekt je snažniji uz površinu tijela nego u području slobodnog strujanja. U točki D se brzina protoka zraka smanji na 0 te dolazi do zgušnjavanja zraka. Nakon te točke protok zraka počinje biti negativan i razvija se područje recirkuliranog toka koji više ne prati aeroprofil te se za njega kaže da je odvojen. Točku D se stoga naziva točkom odvajanja nakon koje nastaje područje ispunjeno vrtložnim strujanjem što se naziva vrtložnom brazdom.

<sup>30</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

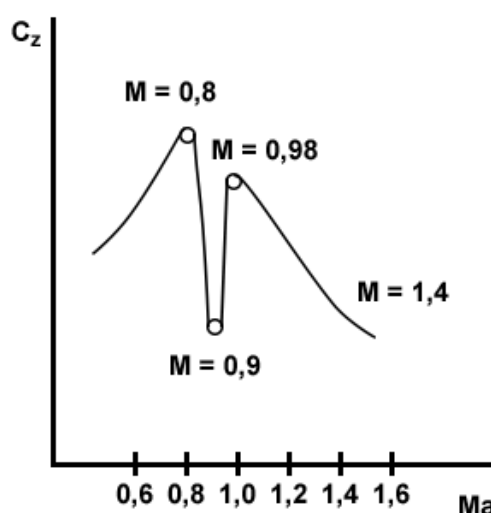


Slika 15. Utjecaj negativnog gradijenta tlaka na granični sloj

Izvor: Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

### 3.5. Utjecaj povećane brzine strujanja na koeficijent uzgona i otpora

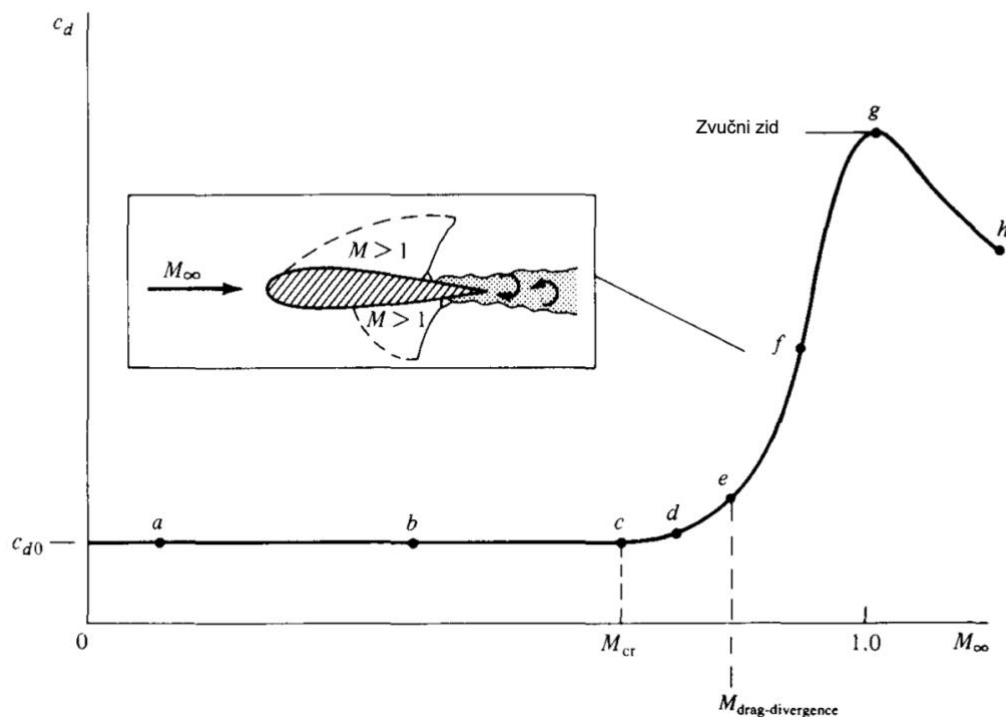
Promjena koeficijenta uzgona se u području povećanih brzina strujanja može promatrati kroz nekoliko segmenata. U prvom dijelu do brzine od  $Ma = 0,8$  koeficijent uzgona raste kako raste i Machov broj. Daljnjim povećanjem Machovog broja već je utvrđeno da dolazi do udarnih valova kako na gornjaci tako i na donjaci. To za efekt ima nagli pad uzgona do vrijednosti  $Ma = 0,9$ . Nakon toga, kako se vrijednost  $Ma$  približava granici od 1 uzgon naglo raste te nakon  $Ma = 1$  uzgon postupno pada (Slika 16.).



Slika 16. Promjena koeficijenta uzgona s Machovim brojem slobodnog toka

Izvor: Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

Kako se postupno povećava slobodni Machov broj ( $Ma_\infty$ ), iz slike 17. je vidljivo da koeficijent otpora ( $C_x$ ) ostaje relativno konstantan sve do kritičnog Machovog broja. Daljnjim povećavanjem  $Ma_\infty$  malo iznad  $Ma_{cr}$ , do recimo točke  $d$  na slici 17, na aeroprofilu se pojavljuje područje nadzvučnog strujanja. U ovom području nadzvučnog strujanja Machov broj je jako malo iznad 1, tipično između 1,02 i 1,05. No međutim, daljnjim povećanjem  $Ma_\infty$  nailazimo na točku u kojoj koeficijent otpora naglo počinje rasti, točka  $e$  na slici 17. Vrijednost  $Ma_\infty$  na kojoj započinje ovaj nagli porast koeficijenta otpora definiran je kao Machov broj divergencije otpora i označava se sa  $Ma_{dd}$ . Iznad Machovog broja divergencije otpora, koeficijent otpora može postati vrlo velik, obično povećavajući se za faktor 10 ili više. Ovo veliko povećanje otpora povezano je s velikim područjem nadzvučnog strujanja na gornjaci aeroprofila, te finalno završava udarnim valom u točki  $g$  na slici 17. Ilustracija na slici 17 u točki  $f$  na krivulji otpora pokazuje da kako se  $Ma_\infty$  približava uravnoteženju, protok i na gornjoj i na donjoj površini aeroprofila može biti nadzvučan, a oba završavaju udarnim valovima.<sup>31</sup>



Slika 17. Varijacija koeficijenta otpora profila s Machovim brojem slobodnog toka, ilustrirajući kritične i divergencijske Machove brojeve i prikazujući veliki porast otpora u blizini Macha 1

Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

<sup>31</sup> Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.



Ove promjene u  $C_z$  i  $C_x$  su izraženije što su relativna debljina aeroprofila i relativna zakrivljenost aeroprofila veće.

### **3.6. Vibracije (buffeting)**

Vibracije se pojavljuju kod malih i kod velikih brzina. Kod malih brzina vibracije su indikator prevučenog leta, tj. da je uzgon zrakoplova mali uslijed velikog napadnog kuta i male brzine.

Vibracije (buffeting) kod povećanih brzina je visokofrekventna nestabilnost, uzrokovana odvajanjem strujanja zraka ili oscilacijama udarnog vala uslijed interferencije krila sa trupom i drugim dijelovima zrakoplova. Uzrokovane su naglim porastom impulsa opterećenja. Općenito se manifestira na zadnjim rubovima aerodinamičkih površina na zrakoplovu zbog toga što na spoju krilo-trup dolazi do nastanka vrtložnog sloja koji putujući unatrag pogađa zadnje rubove aerodinamičkih površina.<sup>32</sup>

Pri povećanim brzinama centar uzgona na krilu kreće se progresivno prema nazad, tako da su potrebne veće kontrolne snage kako bi zrakoplov letio ravno i stabilno. Ako se centar uzgona pomakne dovoljno unazad i premaši sposobnost upravljačkih površina da drže nos u smjeru kretanja zrakoplova, zrakoplov će pretrpjeti buffeting i imat će tendenciju spuštanja.

### **3.7. Aerodinamičko zagrijavanje**

Aerodinamičko zagrijavanje je zagrijavanje objekta nastalo njegovim prolaskom kroz zrak povećanom brzinom, pri čemu se kinetička energija zraka pretvara u toplinu trenjem po površini objekta brzinom koja ovisi o viskoznosti i brzini zraka.

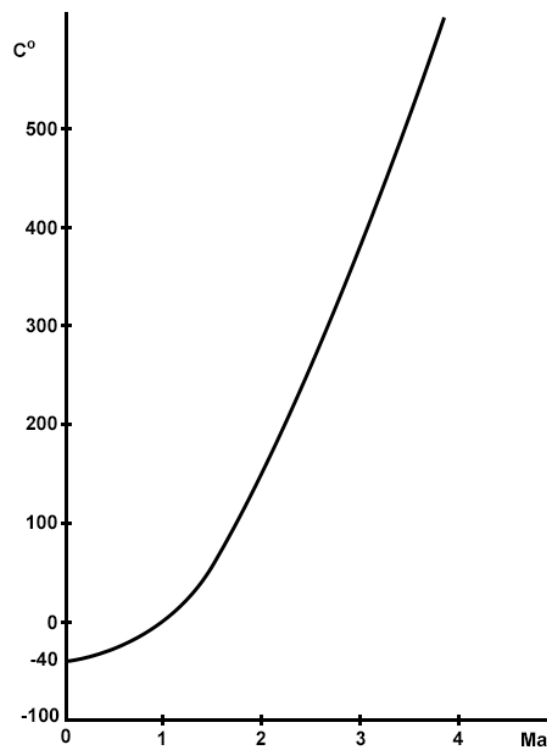
Pri velikim brzinama kroz zrak, kinetička energija objekta pretvara se u toplinu kompresijom i trenjem. Suprotno tome, smanjenjem brzine smanjuju se i učinci te se i temperatura smanjuje. Kombinirani temperaturni učinak topline zraka i prolaza kroz njega naziva se temperatura stagnacije, a stvarna temperatura naziva se temperaturom oporavka. Ovi viskozni disipativni učinci na susjedne pod-slojeve usporavaju granični sloj ne-izentropskim postupcima. Toplina se zatim provodi u površinski materijal iz zraka viših temperatura. Rezultat je porast temperature materijala i gubitak energije iz protoka. Prisilna konvekcija

---

<sup>32</sup> Vidović A. Elementi stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2010.

osigurava da zagrijani materijali zagrijavaju dodatne količine plinova i na taj način nadopunjuju količinu zagrijanih plinova kako bi se proces nastavio.<sup>33</sup>

Zastojna temperatura i temperatura povrata protoka povećavaju se brzinom protoka i veće su pri većim brzinama. Ukupno toplinsko opterećenje objekta učinak je i temperature povratka i masenog protoka. Aerodinamičko grijanje je najveće pri velikim brzinama i u donjoj atmosferi gdje je gustoća veća. Pored gore opisanog konvektivnog procesa, postoji i toplinsko zračenje iz protoka u tijelo i obrnuto.<sup>34</sup>



Slika 18. Povećanje temperature sa brzinom

Izvor: Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

Aerodinamičko zagrijavanje povećava se brzinom zrakoplova i neprekidno raste od nule (Slika 18.). Zagrijavanje je puno manje pri zvučnim brzinama, ali postaje puno očitiji čimbenik pri nadzvučnim brzinama. Pri ovim brzinama mogu se manifestirati temperature na kojima materijali počinju slabiti. Učinak grijanja je najveći na rubovima. Zato se prilikom

<sup>33</sup> Youtube. Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=k3DK2PEyaBs> [Pristupljeno: 14.07.2020.].

<sup>34</sup> Gorshkov A.B. Aerodynamic Heating at Hypersonic Speed. Russia: Central Research Institute of Machine Building; 2011.

konstrukcije zrakoplova upotrebljavaju materijali koji su otporni na visoke temperature uz dodavanje izolacije ili upotrebom ablativnih materijala po potrebi.

## 4. AEROPROFILI I KRILA ZA POVEĆANE BRZINE LETA

Zrakoplovi predviđeni za let većim brzinama oblikom se znatno razlikuju od zrakoplova koji su predviđeni za let manjim brzinama. Veliki utjecaj na oblik zrakoplova imaju aeroprofil i krila.

Profil krila za okozvučni i nadzvučni let mora biti takav da mu je što veći  $Ma_{cr}$ . Klasični aeroprofil nisu pogodni jer se kod njih lokalna brzina zvuka javlja blizu napadne ivice. Velike lokalne brzine su neizbježne ako su najveća relativna debljina i krivina profila na prednjem dijelu tetive. Pomicanjem položaja najveće debljine i krivine profila prema izlaznoj ivici poboljšavaju se karakteristike profila. Na taj će se način laminarni granični sloj produljiti, raspored tlaka će biti ravnomjerniji duž profila te će i lokalna brzina biti relativno manja za neki koeficijent uzgona.<sup>35</sup>

Tanki i simetrični aeroprofil imaju manji prirast brzine na gornjaci pa stoga imaju veći  $Ma_{cr}$ .

### 4.1. Geometrijske osobine aeroprofila i krila

Aeroprofil je presjek krila, kraka propelera ili lopatice kompresora. Pri određivanju sila i momenata aeroprofil ima iste karakteristike kao i beskonačno krilo. Aeroprofil prema tome predstavlja isječak jedinične širine iz krila beskonačnog raspona.<sup>36</sup>

Aeroprofil imaju visok stupanj prilagodbe strujanju fluida koji se očituje u postojanju malog kuta između pravca vektora brzine slobodnog strujanja i tangente na većem dijelu površine tijela. Aeroprofil predstavlja tijelo koje će uz relativno male otpore stvarati uzgon uslijed strujanja zraka oko njega.<sup>37</sup>

Nekoliko termina se koristi da bi se opisao aeroprofil (Slika 19.)<sup>38</sup>:

- a) napadna ivica profila,
- b) izlazna ivica profila,
- c) središnjica profila – linija koja nastaje spajanje središta upisanih kružnica u aeroprofilu,
- d) tetiva profila – dužina koja spaja krajnje točke središnjice aeroprofila,
- e) najveća relativna debljina profila – odnos maksimalne debljine aeroprofila prema tetivi,

---

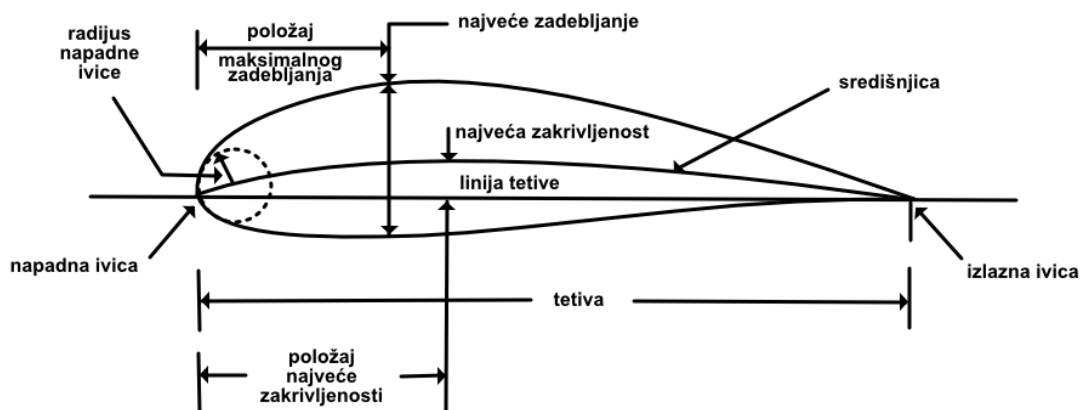
<sup>35</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

<sup>36</sup> Franjković D Krajček K. Teorija leta I (zbirka riješenih zadataka). Zagreb: Fakultet prometnih znanosti

<sup>37</sup> Kesic P. Osnove aerodinamike. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2003.

<sup>38</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

- f) položaj najveće relativne debljine profila,
- g) najveća relativna krivina profila – najveća udaljenost srednje linije od pravca tetive aeroprofila,
- h) položaj najveće relativne krivine profila.



Slika 19. Značajke aeroprofila

Izvor: Dynamic Flights. Preuzeto sa: <http://www.dynamicflight.com/aerodynamics/airfoils/> [Pristupljeno, 24.07.2020.].

Geometrijske osobine krila su<sup>39</sup>:

- a) razmah krila – udaljenost između dvaju nasuprotnih vrhova krila,
- b) noseća površina krila,
- c) linija aerodinamičkih centara – linija koja spaja aerodinamičke centre duž razmaha,
- d) kut pregiba – kut između linije aerodinamičkih centara i njene projekcije na ravnini koja prolazi kroz tetivu u ravnini simetrije,
- e) vitkost krila – odnos razmaha krila i noseće površine krila,
- f) srednja aerodinamička tetiva – MAC – tetiva zamišljenog pravokutnog krila na koje djeluju iste aerodinamičke sile i momenti kao na stvarno krilo,
- g) kut ugradnje – kut između tetive i horizontalne osi aviona.

<sup>39</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

## 4.2. Aeroprofilni za okozvučno i nadzvučno područje brzina

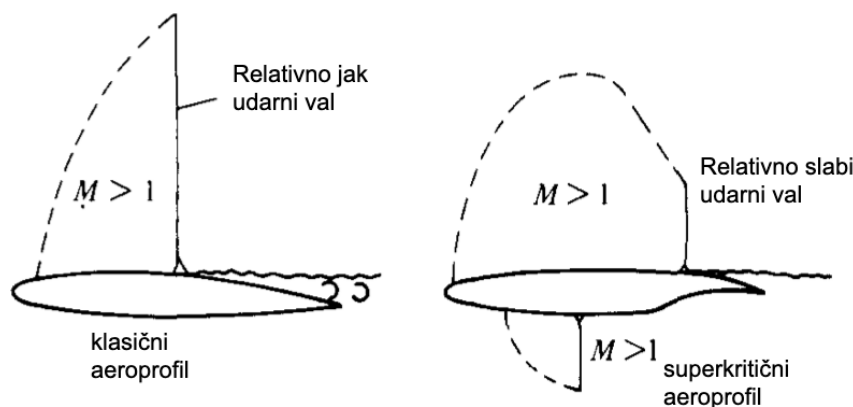
### 4.2.1. Superkritični aeroprofilni

Iz poglavlja 2.3 jasno proizlazi da su aeroprofilni s visokim kritičnim Machovim brojem vrlo poželjni, uistinu neophodni za brze podzvučne zrakoplove. Ako se može povećati  $Ma_{cr}$  onda se može povećati i  $Ma_{dd}$ . Poznato je da tanji aeroprofilni imaju veće vrijednosti  $Ma_{cr}$ , stoga su dizajneri zrakoplova koristili relativno tanke zračne profile na brzim zrakoplovima.

Međutim, postoje ograničenja koliko tanki mogu biti praktični aeroprofilni. Na primjer, razmatranja koja nisu aerodinamička utječu na debljinu zračnog profila. Aeroprofil zahtijeva određenu debljinu za strukturnu čvrstoću i mora postojati prostor za skladištenje goriva. To nameće sljedeće pitanje: Kako se za aeroprofil određene debljine može odgoditi veliki porast otpora za veće Machove brojeve? Povećanje  $Ma_{cr}$  jedno je očito rješenje, kao što je gore opisano, ali postoji i drugi pristup.

Umjesto da se poveća  $Ma_{cr}$ , nastoji se povećati prirast Machovog broja između  $Ma_{cr}$  i  $Ma_{dd}$ , tj. prema slici 17. nastoji se povećati razmak između točaka e i c. Ovaj je pristup doveo do dizajna novih aeroprofilni koji se nazivaju superkritični aeroprofilni.<sup>40</sup>

Njihova uloga je povećati vrijednost  $Ma_{dd}$  iako se  $Ma_{cr}$  zapravo može promijeniti jako malo. Imaju relativno ravnu gornju površinu, što omogućava područje nadzvučnog protoka s nižim lokalnim vrijednostima  $Ma$  od klasičnog aeroprofilni. Zauzvrat, udarni val je slabiji, što stvara manje otpora (Slika 20.).



Slika 20. Okozvučno strujanje za klasični i superkritični aeroprofil

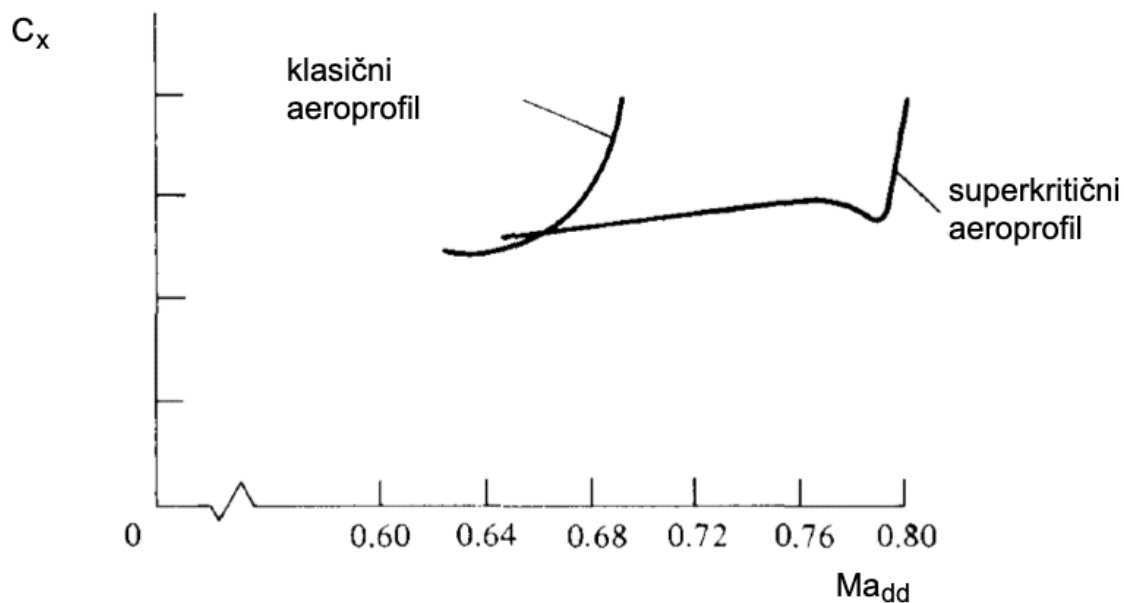
Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

<sup>40</sup> Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

Superkritični profili su danas u čestoj primjeni na nosećim površinama modernih zrakoplova. Zbog svojeg oblika oni smanjuju otpor koji se javlja zbog udarnog vala koji nastaje kad je lokalna brzina na profilu veća od  $Ma = 1$ . Karakteristični su po plosnatoj gornjaci, jakoj zakrivljenosti pri kraju profila i većem radijusu na napadnoj ivici u odnosu na klasične aeroprofile.<sup>41</sup> U odnosu na klasične aeroprofile kod superkritičnih aeroprofila su područja sa naglim i skokovitim promjenama tlaka puno manja.

Kako superkritični aeroprofile imaju gotovo ravnu gornju površinu, a prednji dio aeroprofila ima negativnu krivinu što smanjuje uzgon, mora se stvoriti dodatan uzgon na stražnjem dijelu aeroprofila.<sup>42</sup> Porast uzgona na stražnjem dijelu aeroprofila je postignut jakim lokalnom zakrivljenošću (do 30%) što za posljedicu ima jaku konkavnost donjeg dijela u blizini izlaznog ruba profila.<sup>43</sup>

Superkritični aeroprofil pokazuje poželjnije karakteristike protoka zraka od klasičnog aeroprofila. Naime, opseg nadzvučnog protoka zraka bliži je površini, lokalni nadzvučni Machovi brojevi su niži, a udarni val slabiji. Kao rezultat, vrijednost  $Ma_{dd}$  bit će veća za superkritični aeroprofil (Slika 21.).



Slika 21. Razlika u  $Ma_{dd}$  za klasični i superkritični aeroprofil

Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.

<sup>41</sup> Vrdoljak M. Aerodinamika 1. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2005.

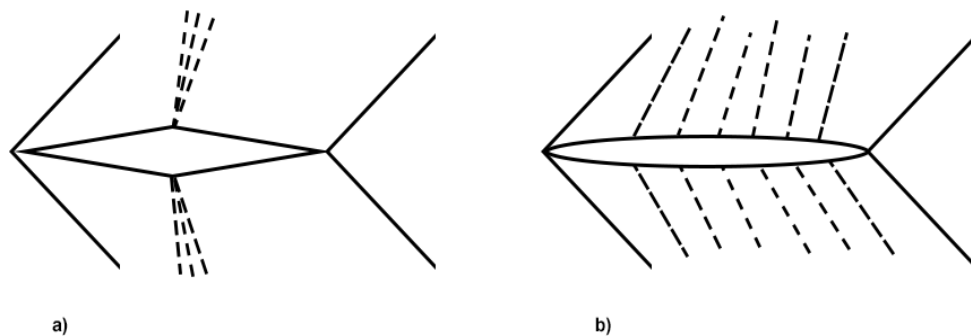
<sup>42</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

<sup>43</sup> Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.

#### 4.2.2. Romboidni i lentikularni aeroprofil

Nadzvučni aeroprofil uobičajeno imaju tanki dio oblikovan od ukošene ravnine ili suprotnih lukova koji se još nazivaju bikonveksni aeroprofil. Karakteriziraju ih oštra napadna i izlazna ivica i položaj najveće debljine koja je na preko 50% tetive aeroprofila. Nadzvučno lokalno strujanje na gornjaci se odlaže i ublažuje tako da su i manji gubici energije, tj. manji je porast valnog otpora.

Dva osnovna aeroprofila za let u nadzvučnom području su lentikularni i romboidni aeroprofil (Slika 22.).



Slika 22. Strujanje za romboidni i lentikularni aeroprofil

Izvor: Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

Kod njih se razlikuje samo valni otpor što se i vidi prema jednadžbama u Tablici 2.



Tablica 2. Usporedba romboidnog i lentikularnog aeroprofila

|                                   | Romboidni aeroprofil                                               | Lentikularni aeroprofil                                               |
|-----------------------------------|--------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|
| Koeficijent valnog otpora         | $C_x = \frac{4 \left(\frac{d}{l}\right)_{max}^2}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$ | $C_x = \frac{5.33 \left(\frac{d}{l}\right)_{max}^2}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$ |
| Koeficijent uzgona                | $C_z = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                            | $C_z = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                               |
| Koeficijent otpora uslijed uzgona | $C_x = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                            | $C_x = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                               |
| Gradijent krivulje uzgona         | $a = \frac{4}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                                    | $a = \frac{4}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$                                       |

Izvor: Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

gdje je:

$\left(\frac{d}{l}\right)_{max}^2$  – najveća relativna debljina profila

$\alpha$  – napadni kut

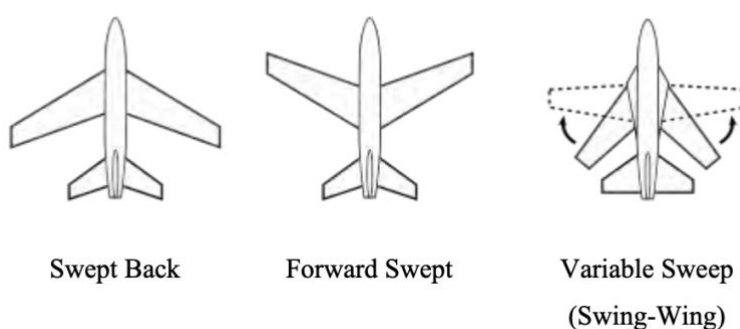
$Ma$  – Machov broj

Koeficijent valnog otpora se za svaki aeroprofil mijenja sa kvadratom najveće relativne debljine aeroprofila. Ako se debljina povećava zračna struja će na napadnoj ivici imati veće promjene smjera te će se sukladno tome stvoriti i jači udarni val. Stoga su potrebni tanki profili sa oštrim napadnim rubom za nadzvučni let. Promjene napadnog kuta na većim nadzvučnim brzinama izazivat će manje promjene na aerodinamičkim površinama sukladno formulama u Tablici 2.

### 4.3. Strijela krilo

Strijela krila su konvencionalna krila sa određenim kutom zakošenja od korijena krila. Krila mogu biti zakošena prema nazad ili prema naprijed uslijed raznih razloga (Slika 23.)<sup>44</sup>:

- za podešavanje centra uzgona kada se krilo ne može pričvrstiti u idealnom položaju,
- kako bi se smanjila relativna debljina profila i
- kako bi se vidljivost iz kabine poboljšala.



Slika 23. Različite konfiguracije strijela krila

Izvor: Islam M.S. Experimental study on aerodynamic characteristics of NACA 4412 aerofoil with different planforms. Bangladesh: Bangladesh University of Engineering & Technology; 2017.

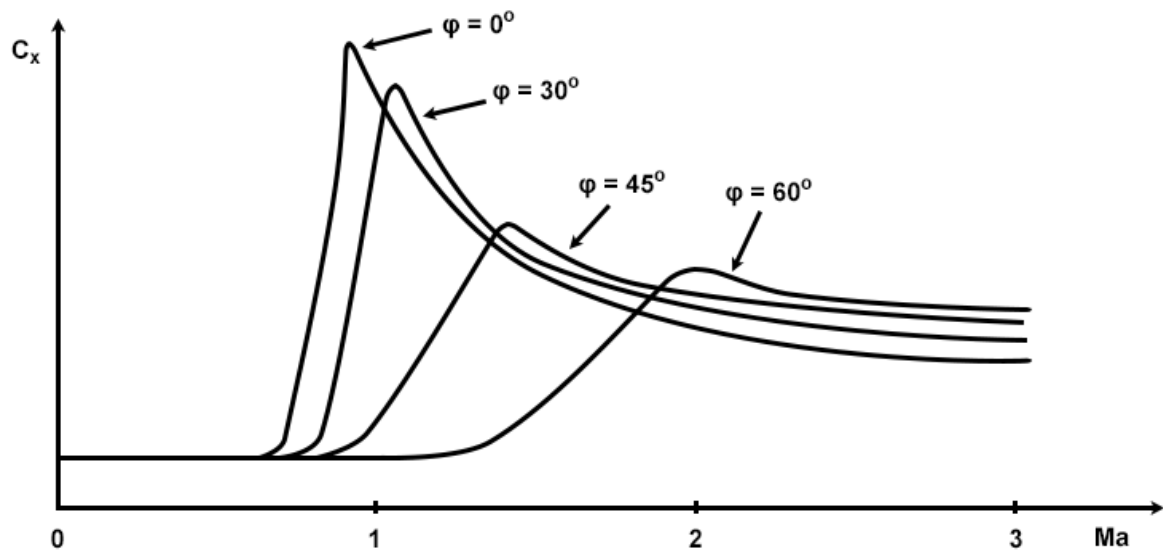
Većina modernih zrakoplova koji lete većim brzinama koristi ovaj dizajn krila. Efekt korištenja strjelastog dizajna krila se očituje u manjim otporima, ali ujedno i većoj nestabilnosti na manjim brzinama. Kut zakošenja diktira upravljivost i ponašanje zrakoplova u različitim režimima leta. Putnički zrakoplovi imaju manji kut zakošenja što za učinak ima veću upravljivost pri manjim brzinama uz ipak manje otpore. Mlazni zrakoplovi koji lete visokim brzinama imaju veći kut zakošenja pa se stvaraju dodatno manji otpori, ali uslijed veće nestabilnosti pri manjim brzinama polijeću i slijeću većim brzinama.

Kut zakošenja  $\varphi$  je kut između osi aviona i linije aerodinamičkih centara lokalnih aeroprofila. Aerodinamički centar se nalazi na  $1/4$  tetive krila.

Komponenta brzine  $v * \cos \varphi$  definira veličinu i raspored tlakova po tetivi dok komponenta  $v * \sin \varphi$  nema na to nikakav utjecaj. Sukladno tome može se reći da će pri brzini leta  $v$  opstrujavanje po tetivi krila biti brzinom  $v * \cos \varphi$ . Prema tome se da zaključiti da će za određeni Machov broj neometanog strujanja strjelasto krilo imati manju vrijednost efektivnog Machovog broja. Strjelastim krilom odlaže se pojava efekta stlačivosti u odnosu na pravokutno

<sup>44</sup> Islam M.S. Experimental study on aerodynamic characteristics of NACA 4412 aerofoil with different planforms. Bangladesh: Bangladesh University of Engineering & Technology; 2017.

krilo. Odlaganjem djelovanja stlačivosti smanjuju se i promjene veličina koeficijenta aerodinamičkih sila jer je komponenta  $v * \cos \varphi < v$  (Slika 24.).<sup>45</sup>



Slika 24. Utjecaj kuta zakošenja strijela krila  $\varphi$  i  $Ma$  na  $C_x$

Izvor: Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

Kritični Machov broj strjelastog krila definira se putem sljedeće formule:

$$Ma_{cr_s} = \frac{Ma_{cr}}{\cos \varphi} \quad (8)$$

gdje je:

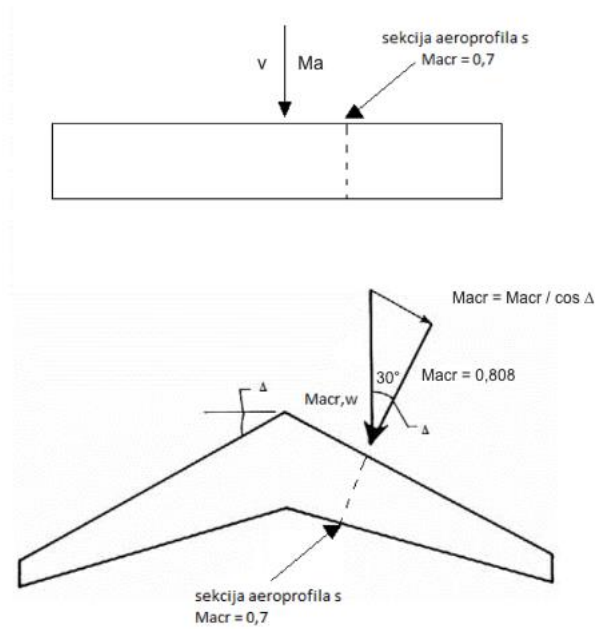
$Ma_{cr_s}$  – Machov kritični broj strjelastog krila

$Ma_{cr}$  – Machov kritični broj

$\varphi$  – kut zakošenja

<sup>45</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

Slika 25. prikazuje utjecaj zakošenja krila na  $Ma_{cr}$ . Gornji dio slike prikazuje pravokutno krilo i vidi se da  $Ma_{cr}$  iznosi 0,7, dok donja slika prikazuje da se pri zakošenju krila od  $30^\circ$   $Ma_{cr}$  povećava na oko 0,81. Povećanjem Machovog broja povećava se i Machov broj divergencije otpora dok se ukupni otpori u okozvučnom području smanjuju.

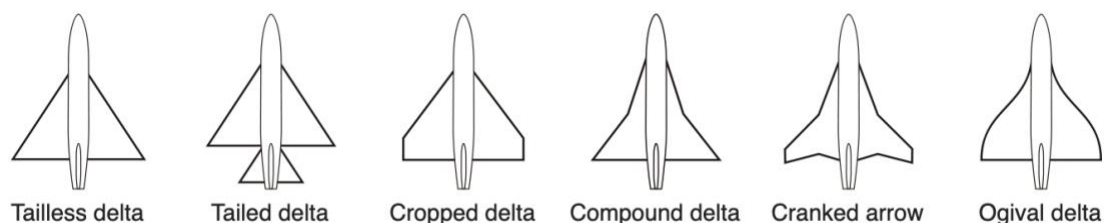


Slika 25. Utjecaj zakošenja krila na  $Ma_{cr}$

Izvor: Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

## 4.4. Delta krilo

Delta krila se najčešće koriste u nadzvučnim područjima leta. Ima nekoliko varijanti delta krila (Slika 26.). Danas se najčešće koristi tzv. *canard* delta. Canard je zapravo malo krilo koje je postavljeno ispred glavnog krila.



Slika 26. Varijante dizajna Delta krila

Izvor: Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing) [Pristupljeno: 27.07.2020.].

Glavne prednosti delta krila očituju se u sljedećem<sup>46</sup>:

- a) prednji rub krila neće formirati udarni val formiran na nosu trupa prilikom prijelaza iz okozvučnog u nadzvučno područje leta,
- b) oblik omogućuje visoku upravljivost zrakoplova,
- c) napadni kut je povećan,
- d) veći je kritični napadni kut uslijed vrtloga koji se stvara ispred krila i dodatno energizira strujanje zraka,
- e) jednostavna su za proizvodnju i održavanje,
- f) više mjesta za gorivo.

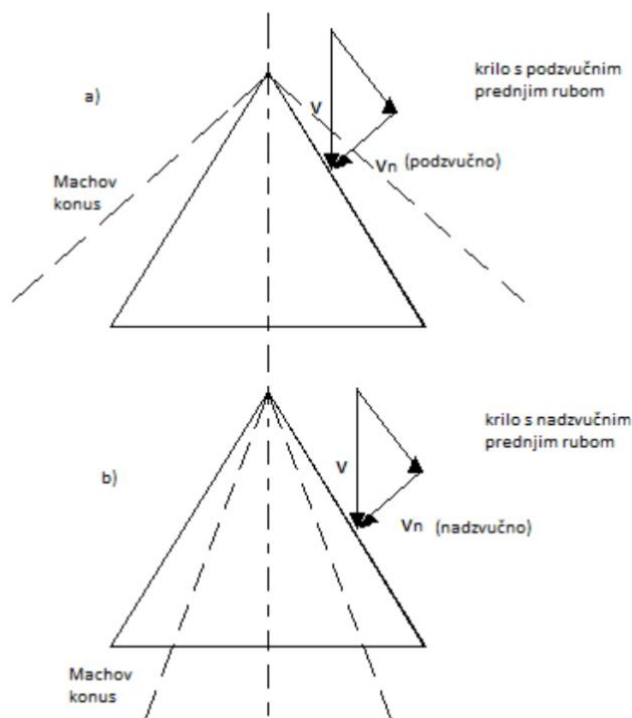
Pri malim brzinama delta krilo zahtjeva veliki napadni kut za održavanje uzgona. Vitka delta krila stvaraju karakterističan vrtložni uzorak na gornjaci koji pospješuje uzgon. Neka delta krila imaju fiksne korijenske nastavke kako bi se dodatno pospješilo stvaranje tog vrtloženja.

Delta krilo ima mali prirast  $C_z$  u okozvučnom području. U centralnom dijelu krila nema odvajanja zračne struje sve do vrlo velikih napadnih kutova. Delta krilo ima veliki  $C_{z_{max}}$  a slaba strana je to što ga postiže samo pri vrlo velikom kritičnom napadnom kutu od oko  $35^\circ$ .<sup>47</sup>

<sup>46</sup> Žarković I. Aerodinamična svojstva aeroprofila za povećane brzine leta. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2015.

<sup>47</sup> Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.

Delta krilo, pri brzini nadzvučnog leta, bi trebalo biti takvih karakteristika da se cijelo nalazi unutar Machovog konusa kako bi se dobio efekt smanjenja otpora. Kao što se vidi na sljedećoj slici (Slika 27.), za određeni Machov broj u slučaju a) napadni rub se nalazi unutar Machovog konusa, pa se, komponenta brzine okomita na napadni rub, nalazi unutar dozvučnog područja. Nema udarnih valova pa je i valni otpor manji. U drugom slučaju na slici b) napadni rub je izvan Machovog konusa pa je komponenta brzina okomita na napadni kut krila u nadzvučnom području. To za posljedicu ima povećane valne otpore uslijed pojave udarnih valova na krilu.<sup>48</sup>



Slika 27. Delta krilo i Machov konus

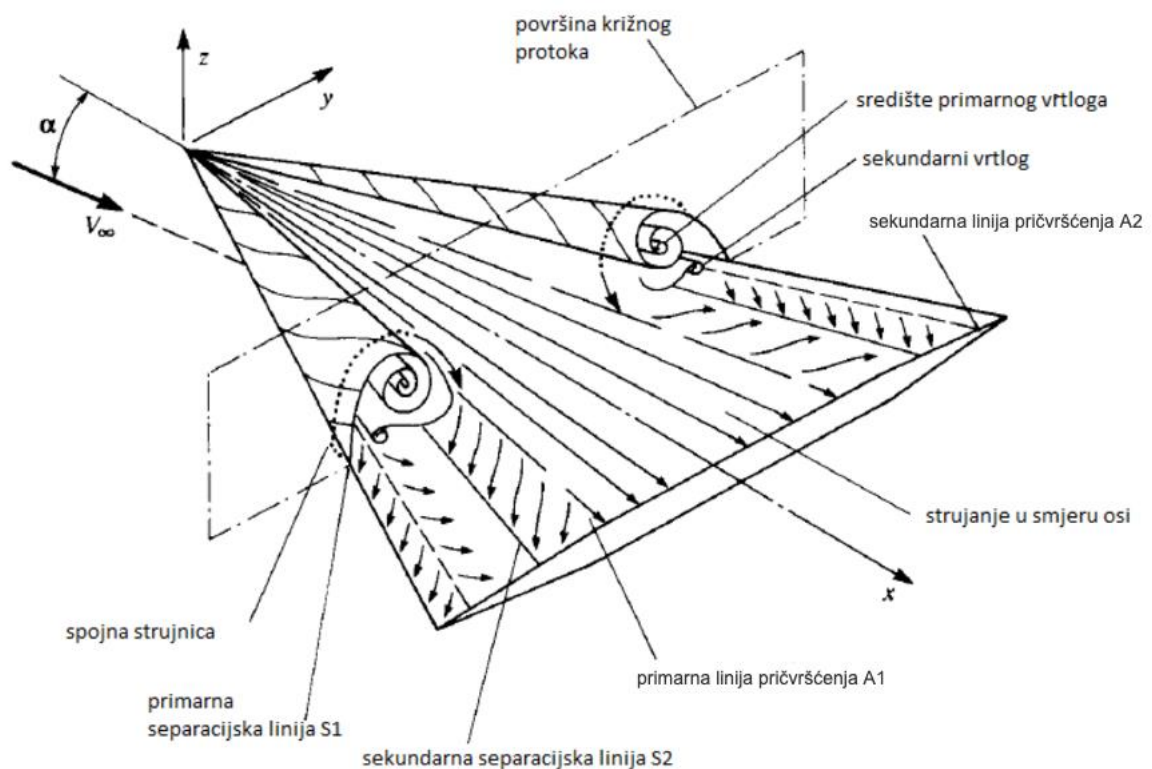
Izvor: Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

Slika 28. prikazuje podzvučno strujanje preko vrha delta krila pod napadnim kutom. Dominantni aspekt ovog toka su dva vrtložna uzorka koja se javljaju u blizini jako ukošenih prednjih rubova. Ti vrtložni obrasci stvoreni su sljedećim mehanizmom. Pritisak na donju površinu krila pod kutom napada veći je od tlaka na gornjoj površini. Dakle, protok na donjoj površini u blizini prednjeg ruba pokušava se uviti oko prednjeg ruba od dna do vrha. Ako je

<sup>48</sup> Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.

prednji rub oštar, protok će se odvojiti cijelom duljinom. Ovaj odvojeni tok uvija se u primarni vrtlog koji postoji iznad krila, točno u unutrašnjosti svakog prednjeg ruba.

Površina struje koja se odvojila na prednjem rubu (primarna separacijska linija S1) vrtloži se iznad krila, a zatim se ponovno spaja duž primarne linije pričvršćenja (linija A1). Primarni vrtlog nalazi se unutar ove petlje. Sekundarni vrtlog formira se ispod primarnog vrtloga, s vlastitom separacijskom linijom, označenom sa S2 i vlastitom linijom za ponovno pričvršćenje, A2. Vidljivo je da površinske struje teku od linija pričvršćenja A1 i A2 s obje strane ovih linija, te da površinske struje teže teći prema separacijskim linijama S1 i S2, a zatim se jednostavno podižu s površine duž tih linija. Unutar vrtloga s prednjeg ruba pričvršćeni su površinski tokovi i protok duž krila gotovo neometano teče nizom ravnih linija koje proizlaze iz vrha trokutastog oblika.<sup>49</sup>



Slika 28. Shema podzvučnog polja protoka preko vrha delta krila pod kutom napada

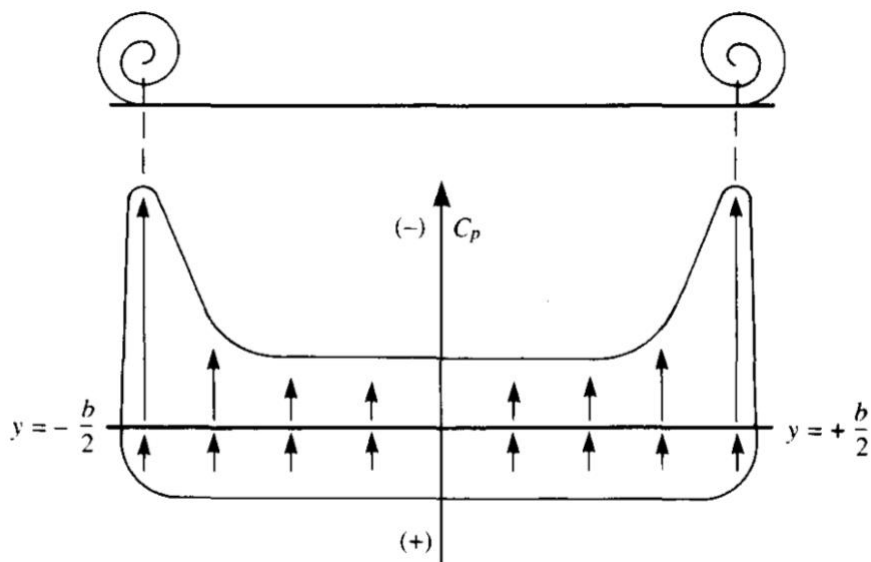
Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007

Vrtlozi vodećeg ruba snažni su i stabilni. Kao izvor visoke energije, relativno visoko vrtložnog protoka, lokalni statički tlak u blizini vrtloga je mali. Stoga je površinski tlak na gornjoj

<sup>49</sup> Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007

površini delta krila smanjen u blizini prednjeg ruba te je veći i razumno konstantan na sredini krila.

Promjena tlaka na donjoj površini u osnovi je konstantna i veća je od tlaka u slobodnom toku (pozitivan  $C_p$ ). Preko gornje površine, promjena tlaka u srednjem dijelu krila u osnovi je konstantna i niža od slobodnog tlaka (negativni  $C_p$ ). Međutim, u blizini prednjih rubova statički tlak znatno pada (vrijednosti  $C_p$  postaju više negativne). Vrtlozi napadnog ruba doslovno stvaraju snažno "usisavanje" na gornjoj površini u blizini napadnih rubova. Slika 29. prikazuje vertikalne strelice koje pokazuju učinak distribucije uzgona; smjer ovih strelica prema gore, kao i njihova relativna duljina pokazuju lokalni doprinos svakog dijela krila normalnoj raspodjeli sile. Ove strelice jasno pokazuju učinak usisavanja vrtloga napadnih rubova.



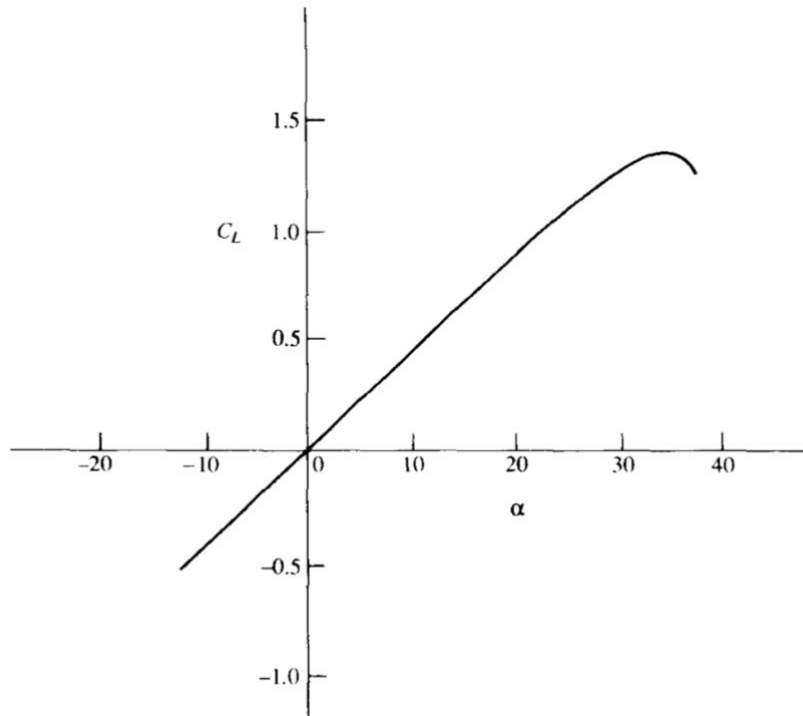
Slika 29. Shema raspona koeficijenta tlaka preko delta krila

Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007

Učinak usisavanja vrtloga napadnih rubova poboljšava uzgon pa iz tog razloga krivulja koeficijenta uzgona za delta krilo pokazuje porast  $C_z$  za vrijednosti  $\alpha$  pri kojima bi na konvencionalnim oblicima krila došlo do sloma uzgona. Tipična varijacija  $C_z$  s krilom za delta od  $60^\circ$  prikazana je na slici 30. Pritom treba obratiti pažnju na sljedeće karakteristike:

- a) nagib uzgona je mali, reda veličine 0,05 / stupnju i
- b) uzgon nastavlja rasti do velikih vrijednosti napadnog kuta  $\alpha$  – slom uzgona je pri  $35^\circ$ .





Slika 30. Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu za ravno delta krilo

Izvor: Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007

## 5. ZAKLJUČAK

Pri letu velikim brzinama pretpostavke o nestlačivosti zraka, koje se uzimaju kao točne u području podzvučnih brzina, više ne vrijede. Na manjim brzinama, zrak se može smatrati nestlačivim tj. na određenoj nadmorskoj visini njegova gustoća ostaje konstantna dok tlak varira. Prema toj pretpostavci zrak djeluje isto kao voda.

Podzvučna aerodinamika također pretpostavlja da je efekt viskoznosti fluida, koje ima tendenciju da sprečava kretanje jednog dijela fluida u odnosu na drugi zanemariv, što klasificira zrak kao idealni fluid.

U realnosti, zrak je stlačiv i viskozan. Iako su efekti ovih svojstava zraka zanemarivi na manjim brzinama, stlačivost zraka, posebice, postaje sve utjecajniji faktor povećanjem brzine.

Stlačivost i, u manjoj mjeri viskoznost, od najveće su važnosti pri brzinama koje se približavaju brzini zvuka. U tim okozvučnim područjima brzina, svojstvo stlačivosti zraka ima za posljedicu promjene gustoće zraka oko zrakoplova.

Tijekom leta, krilo zrakoplova stvara uzgon ubrzavajući zrak preko gornjake krila. Taj ubrzani zrak može, i premašuje, brzine zvuka iako sam zrakoplov leti brzinama manjima od brzine zvuka. Tako je sasvim prirodno da se na zrakoplovu javljaju područja i podzvučnih i nadzvučnih brzina. Kada brzina strujanja dostigne nadzvučne brzine u nekoj točki na avionu (uobičajeno je to točka najvećeg zakrivljenja aeroprofila), daljnje ubrzanje će rezultirati nastupom efekata stlačivosti, popust stvaranja udarnih valova, povećanje otpora, pojave vibracija, utjecaja na stabilnost zrakoplova, na upravljivost itd. Pretpostavke podzvučne aerodinamike u ovim režimima letenja, više ne vrijede.

Kako bi se osigurale željene performanse zrakoplova i stabilnost te upravljivost prilikom leta, bilo je potrebno prilagoditi konstrukciju zrakoplova, tj. izgled i oblik aeroprofila i krila za let na tim brzinama. Krila strjelastog oblika za okozvučno područje i delta krila za nadzvučno područje pokazala su se kao najbolja rješenja jer odgađaju pojavu udarnih valova, povećavaju napadni kut i omogućavaju najbolju upravljivost zrakoplova.

Superkritični aeroprofil za okozvučno područje su trenutno najbolje rješenje jer imaju veći Machov broj divergencije otpora, razvijaju udarne valove više prema izlaznoj ivici, u velikoj mjeri smanjuju odvajanje graničnog sloja uzrokovano udarnim valovima te njihova geometrija omogućuje učinkovitiji dizajn krila.

Romboidni aeroprofil su optimalni nadzvučni aeroprofil jer generiraju optimalan odnos između uzgona i otpora. Njihova oštra ulazna ivica će generirati kosi udarni val priljubljen uz napadni rub što će za efekt imati manje otpore.

## LITERATURA

1. Rendulić Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote – CPL rating. Tuhelj; 2006.
2. Đurđević M. Osnovi teorije letenja. Komanda ratnog vazduhoplovstva; 1965.
3. Bazijanac E. Tehnika zračnog prometa: Predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2000.
4. Mason W.H. AOE 4124 Configuration Aerodynamics. Blacksburg: Virginia Tech; 2018.
5. Anderson J.D. Fundamentals of Aerodynamics. Boston; 2007.
6. Vidović A. Elementi stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2010.
7. Gorshkov A.B. Aerodynamic Heating at Hypersonic Speed. Russia: Central Research Institute of Machine Building; 2011.
8. Kesić P. Osnove aerodinamike. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2003.
9. Vrdoljak M.. Aerodinamika 1. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2005.
10. Islam M.S. Experimental study on aerodynamic characteristics of NACA 4412 aerofoil with different planforms. Bangladesh: University of Engineering & Technology; 2017.

## ZNANSTVENI I STRUČNI ČLANCI

1. Radoš I. Utjecaj stlačivosti zraka na letna svojstva zrakoplova. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2019.
2. Žarković I. Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećane brzine leta. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2015.
3. Vidović B. Analiza aerodinamičkih koeficijenata superkritičnog aeroprofila. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2012.

## OSTALI IZVORI

1. Franjković D, Krajček K. Teorija leta I (zbirka riješenih zadataka). Zagreb: Fakultet prometnih znanosti

## INTERNET IZVORI:

1. Wikipedia. Preuzeto sa: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvuk> [Pristupljeno: 10.07.2020.].
2. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzina\\_zvuka](https://hr.wikipedia.org/wiki/Brzina_zvuka) [Pristupljeno: 10.07.2020.].

3. Wikipedia. Preuzeto sa: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvuk> [Pristupljeno: 10.07.2020.].
4. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mach\\_number](https://en.wikipedia.org/wiki/Mach_number) [Pristupljeno: 10.07.2020.].
5. LearnToFly. Preuzeto sa: <http://learntoflyblog.com/2018/05/24/cfi-brief-mach-number/> [Pristupljeno: 12.07.2020.].
6. The Free Dictionary. Preuzeto sa: <https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Supersonic+Flow> [Pristupljeno: 14.07.2020.].
7. Youtube: Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=l8pciZopxDE> [Pristupljeno, 14.07.2020.].
8. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Meyer\\_expansion\\_fan](https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Meyer_expansion_fan) [Pristupljeno: 14.07.2020.].
9. Skybrary. Preuzeto sa: [https://www.skybrary.aero/index.php/Mach\\_Tuck](https://www.skybrary.aero/index.php/Mach_Tuck) [Pristupljeno: 20.07.2020.].
10. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvu%C4%8Dni\\_zid](https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvu%C4%8Dni_zid) [Pristupljeno: 15.07.2020.].
11. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Glauert\\_singularity](https://en.wikipedia.org/wiki/Prandtl%E2%80%93Glauert_singularity) [Pristupljeno: 15.07.2020.].
12. Youtube: Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=Kg2Buwi3jic> [Pristupljeno: 15.07.2020.]
13. Kuriositas. Preuzeto sa: <https://www.kuriositas.com/2011/02/prandtlglauert-singularity-amazing-jet.html> [Pristupljeno, 22.07.2020.].
14. Youtube. Preuzeto sa: <https://www.youtube.com/watch?v=k3DK2PEyaBs> [Pristupljeno: 14.07.2020.].
15. Dynamic Flight. Preuzeto sa: <http://www.dynamicflight.com/aerodynamics/airfoils/> [Pristupljeno, 24.07.2020.].
16. Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing) [Pristupljeno: 27.07.2020.]

## POPIS SLIKA

|                                                                                                                                                                                                       |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Slika 1. Pojava Machovog kritičnog broja .....                                                                                                                                                        | 6  |
| Slika 2. Pojava normalnog udarnog vala .....                                                                                                                                                          | 7  |
| Slika 3. Zone lokalnog podzvučnog i nadzvučnog strujanja .....                                                                                                                                        | 8  |
| Slika 4. Izentropska varijacija gustoće povećanjem Machovog broja .....                                                                                                                               | 11 |
| Slika 5. Normalni udarni val u odnosu na neporemećenu struju .....                                                                                                                                    | 12 |
| Slika 6. Promjena parametara strujanja pri prolazu kroz normalni udarni val .....                                                                                                                     | 13 |
| Slika 7. Kosi udarni val u odnosu na neporemećenu struju .....                                                                                                                                        | 14 |
| Slika 8. Formiranje udarnog vala na aeroprofilu sa zaoštrenim i tupim prednjim rubom .....                                                                                                            | 15 |
| Slika 9. Formiranje ekspanzijskog vala .....                                                                                                                                                          | 16 |
| Slika 10. Idealna lepeza ekspanzijskih valova .....                                                                                                                                                   | 17 |
| Slika 11. Utjecaj Machovog broja na $C_{zmax}$ .....                                                                                                                                                  | 18 |
| Slika 12. Pomicanje centra tlaka u okozvučnom području leta .....                                                                                                                                     | 19 |
| Slika 13. Pojava bijelog oblaka prilikom probijanja zvučnog zida .....                                                                                                                                | 22 |
| Slika 14. Odvajanje strujnica na aeroprofilu .....                                                                                                                                                    | 23 |
| Slika 15. Utjecaj negativnog gradijenta tlaka na granični sloj .....                                                                                                                                  | 24 |
| Slika 16. Promjena koeficijenta uzgona s Machovim brojem slobodnog toka .....                                                                                                                         | 24 |
| Slika 17. Varijacija koeficijenta otpora profila s Machovim brojem slobodnog toka, ilustrirajući kritične i divergencijske Machove brojeve i prikazujući veliki porast otpora u blizini Macha 1. .... | 25 |
| Slika 18. Povećanje temperature sa brzinom .....                                                                                                                                                      | 27 |
| Slika 19. Značajke aeroprofila .....                                                                                                                                                                  | 30 |
| Slika 20. Okozvučno strujanje za klasični i superkritični aeroprofil .....                                                                                                                            | 31 |
| Slika 21. Razlika u $Ma_{dd}$ za klasični i superkritični aeroprofil .....                                                                                                                            | 33 |
| Slika 22. Strujanje za romboidni i lentikularni aeroprofil .....                                                                                                                                      | 34 |
| Slika 23. Različite konfiguracije strijela krila .....                                                                                                                                                | 35 |

|                                                                                        |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Slika 24. Utjecaj kuta zakošenja strijela krila $\varphi$ i $Ma$ na $C_x$ .....        | 36 |
| Slika 25. Utjecaj zakošenja krila na $Ma_{cr}$ .....                                   | 37 |
| Slika 26. Varijante dizajna Delta krila .....                                          | 38 |
| Slika 27. Delta krilo i Machov konus .....                                             | 39 |
| Slika 28. Shema podzvučnog polja protoka preko vrha delta krila pod kutom napada. .... | 40 |
| Slika 29. Shema raspona koeficijenta tlaka preko delta krila. ....                     | 41 |
| Slika 30. Odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu za ravno delta krilo. ....         | 42 |

## POPIS TABLICA

|                                                                   |    |
|-------------------------------------------------------------------|----|
| Tablica 1. Greška proračuna zbog stlačivosti zraka .....          | 3  |
| Tablica 2. Usporedba romboidnog i lentikularnog aeroprofila ..... | 34 |

## POPIS OZNAKA

| Oznaka     | Značenje                        | Mjerna jedinica (SI) |
|------------|---------------------------------|----------------------|
| $v$        | Brzina                          | $m/s$                |
| $\rho$     | Gustoća                         | $kg/m^3$             |
| $p$        | Tlak                            | $Pa$                 |
| $T$        | Temperatura                     | $K$                  |
| $Ma$       | Machov broj neporemećene struje |                      |
| $Ma_{cr}$  | Kritični Machov broj            |                      |
| $Ma_{dd}$  | Machov broj divergencije otpora |                      |
| $C_z$      | Koeficijent uzgona              |                      |
| $C_{zmax}$ | Maksimalni koeficijent uzgona   |                      |
| $C_x$      | Koeficijent otpora              |                      |



## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj ZAVRŠNI RAD isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako niti jedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te niti jedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako niti jedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj instituciji.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu ZAVRŠNOG RADA pod naslovom ANALIZA POJAVA PRI LETENJU ZRAKOPLOVOM VELIKIM BRZINAMA na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu

Student/ica

09.09.2020.

IVAN GUDELI