Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećanje brzine leta

Žarković, Iris

Undergraduate thesis / Završni rad

2015

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:119:229085

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Iris Žarković

AERODINAMIČKA SVOJSTVA AEROPROFILA ZA POVEĆANE BRZINE LETA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2015.

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

AERODINAMIČKA SVOJSTVA AEROPROFILA ZA POVEĆANE BRZINE LETA

AERODINAMIC CHARACTERISTICS OF AIRFOIL FOR INCREASED FLIGHT SPEEDS

Mentor: doc.dr.sc. Andrija Vidović

Student: Iris Žarković, 0135214746

Zagreb, rujan2015.

AERODINAMIČKA SVOJSTVA AEROPROFILA ZA POVEĆANE BRZINE LETA

SAŽETAK

Aeroprofil je oblik tijela koje će u strujanju oko njega stvarati uzgon uz relativno mali otpor. Kod povećane brzine leta dolazi do promjena kao što su udarni valovi, zvučna barijera, odvajanje strujnica i slom uzgona. Također dolazi do promjena na tlaku, uzgonu i otporu aeroprofila te dolazi do formiranja Machovih, kosih, odvojenih, povijenih te ekspanzijskih udarnih valova.

Pri povećanim brzinama leta najčešće se upotrebljavaju zrakoplovi sa delta krilima, strelastim krilima te obrnutim strelastim krilima kako bi se spriječilo pomicanje aerodinamičkog centra pri prijelazu iz podzvučnog u nadzvučno područje leta i stvaranje udarnih valova. Strelasta krila stvaraju manje otpora, ali su nestabilnija pri manjim brzinama. Delta krila zbog svog dizajna omogućavaju slijetanje pri velikim brzinama te dostizanje velikih brzina.

KLJUČNE RIJEČI: aeroprofil; povećana brzina leta; delta krila; strelasta krila

SUMMARY

Airfoil is a bodyshapethatwillcreate lift inairflowarounditwith a relativelylowresistance. At increasedairspeedoccurchanges, such as shockwaves, soundbarrier, separationofstreamlinesandstall. Highspeedsalsolead to changesinpressure, lift and drag oftheairfoilandalsotheformationof Mach's waves, oblique, separated,bowandexpansionshockwaves.

Inorder to preventdislocationofcenterofthepressureandtheformationofshockwavesinmovingfromsubsonic to supersonicspeedspecialwings are used, such as delta wings, sweptwingsandforwardsweptwings. Sweptwingscreateless drag, but are somewhat more unstable at lowspeeds. Delta wings, becauseofit's design, allowsfastlandingspeedsandreachingofhighflightspeeds.

KEYWORDS: airfoil; increasedspeedofflight; delta wings; sweptwings

Sadržaj:

1. Uvod 1
2. Geometrijske osobine aeroprofila 3
   2.1. Središnjica 3
   2.2. Tetiva 4
   2.3. Napadni kut 4
   2.4. Relativna debljina aeroprofila 6
   2.5. Relativna krivina aeroprofila 7
3. Machov kritični broj 9
   3.1. Područja brzina 9
      3.1.1. Podzvučno strujanje 10
         3.1.1.1. Podzvučno strujanje malih brzina 10
         3.1.1.2. Podzvučno strujanje velikih brzina 10
      3.1.2. Okozvučno strujanje 11
      3.1.3. Nadzvučno strujanje 11
   3.2. Machov kritični broj 11
   3.3. Utjecaj napadnog kuta i debljine aeroprofila na Ma_{cr} 13
4. Pojave kod povećane brzine strujanja 14
   4.1. Udarni val 15
   4.2. Zvučna barijera 15
   4.3. Odvajanje strujnica 16
   4.4. Slom uzgona 17
      4.4.1. Ovisnost sloma uzgona o napadnom kutu 18
      4.4.2. Ovisnost sloma uzgona o debljini aeroprofila 19
   4.5. Vibracije (buffeting) 20
5. Tlak, uzgon i otpor aeroprofila pri povećanim brzinama 21
   5.1. Koeficijent uzgona u funkciji napadnog kuta 25
   5.2. Promjena koeficijenta tlaka i uzgona s povećanjem brzine strujanja 27
   5.3. Odnos uzgon/otpor 28
   5.4. Promjene u transsoničnom području 29
      5.4.1. Promjena koeficijenta uzgona i otpora u transsoničnom području 29
      5.4.2. Raspodjela tlaka u transsoničnom području 31
      5.4.3. Efekti širenja udarnog vala na uzgon i otpor 32
6. Polara aeroprofila pri povećanim brzinama 33

6.1. Utjecaj težine na minimalnu brzinu zrakoplova 34
6.2. Utjecaj udarnih valova na odnos (Cz/Cx)max na polari zrakoplova 34
7. Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama 35
7.1. Raspodjela tlaka na aeroprofilu pri nadzvučnim brzinama 35
7.2. Machov udarni val 36
7.3. Kosi udarni val 37
7.4. Odvojeni udarni val 38
7.5. Povijeni udarni val 38
7.6. Ekspanzijski valovi 39
7.7. Nadzvučni aeroprofili i krila za nadzvučne brzine 41
7.7.1. Strijelasta krila 41
7.7.2. Delta krila 42
7.7.3. Utjecaj zakošenja krila na kritični Machov broj 42
7.7.4. Tlak, uzgon i otpor kod krila za nadzvučne brzine 44
7.7.5. Pojave prilikom povećane brzine strujanja na delta krilima 46
8. Zaključak 49
Literatura 51
Popis slika 53
Popis grafikona 54

1. Uvod

Tema završnog rada je **Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećane brzine leta**. Cilj završnog rada je prikazati promjene koje se događaju na aeroprofilu kao što su pojave kod povećane brzine strujanja, nastanak Machovog kritičnog vala, promjene tlaka, uzgona i otpora na aeroprofilu sa svrhom praćenja ponašanja aeroprofila pri nadzvučnim brzinama.

Rad je koncipiran u osam poglavlja:

1. Uvod
2. Geometrijske osobine aeroprofila
3. Machov kritični broj
4. Pojave kod povećane brzine strujanja
5. Tlak, uzgon i otpor aeroprofila pri povećanim brzinama
6. Polara aeroprofila pri povećanim brzinama
7. Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama
8. Zaključak

U uvodnom dijelu definiran je predmet istraživanja, svrha i cilj istraživanja te je predočena struktura rada.

U drugom poglavlju *Geometrijske osobine aeroprofila* definirane su osnovne geometrijske značajke aeroprofila kao što su tetiva, središnjica, napadni kut te relativna krivina i debljina aeroprofila kao i njihov položaj na samom aeroprofilu.

U trećem poglavlju *Machov kritični broj* obrađuju se područja brzina prema Machovom broju, definira se izračun i sam pojam Machovog broja, područja brzina te se definira Machov kritični broj i ponašanje aeroprofila prilikom dostizanja Machovog kritičnog broja.

U četvrtom poglavlju *Pojave kod povećane brzine strujanja* obrađuju se pojave kao što su udarni valovi, zvučna barijera, odvajanje strujnica, slom uzgona i vibracije te kako te pojave djeluju na aerodinamiku aeroprofila.

U petom poglavlju *Tlak, uzgon i otpor aeroprofila pri povećanim brzinama* obrađuju se promjene tlaka, uzgona i otpora pri dostizanju transsoničnih i supersoničnih brzina.

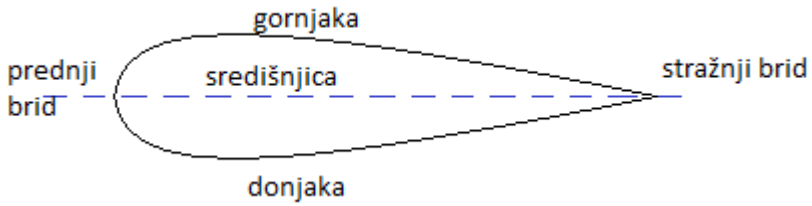
U šestom poglavlju *Polara aeroprofila pri povećanim brzinama* definira se polara aeroprofila te promjene na njoj.

U sedmom poglavlju *Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama* prati se ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama, te kako na njega utječu pojave kosih, odvojenih, povijenih i ekspanzijskih valova, kao i promjene centra tlaka na aeroprofilu.

Na kraju rada slijedi zaključak o promjenama koje se događaju na aeroprofilu prilikom povećanih brzina te kako one utječu na njegova aerodinamička svojstva.

2. Geometrijske osobine aeroprofila

Aerotijelo ima 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. Cilj te prilagodbe je smanjenje otpora gibanja tijela kroz fluid. Aeroprofil predstavlja oblik tijela koje će u strujanju oko njega stvarati uzgon uz relativno mali otpor, a dobiva se poprečnim presjekom krila i ravnine koja je paralelna s vertikalnom simetrijom zrakoplova (slika 1). Oblik aeroprofila se može mijenjati duž krila. Krajnja točka aeroprofila s koje fluid napušta aeroprofil naziva se stražnji brid, a njoj najudaljenija točka s prednje strane naziva se prednji brid. Dio konture aeroprofila od prednjeg brida to stražnjeg brida s gornje strane naziva se gornjaka, a s donje strane donjaka.



Slika 1.Aeroprofil

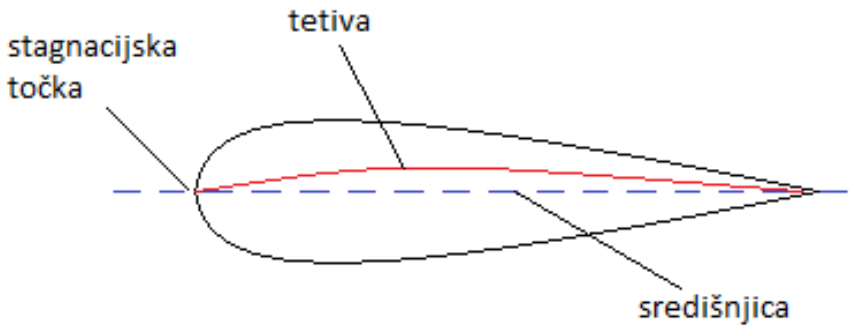
Izvor:[1]

2.1.Središnjica

Za potpuno definiranje aeroprofila potrebno je poznavati srednju liniju profila – središnjicu, te raspodjelu dužina duž srednje linije. Središnjica nastaje spajanjem središta upisanih kružnica u aeroprofilu; počinje u stražnjem bridu s beskonačno malim ili konačno malim polumjerom, a završava u točki koja je centar kružnice koja formira nos aeroprofila. Profil je simetričan kada središnjica ima oblik pravca [2]. Tetiva središnjice je dužina koja spaja stražnji brid i centar kružnice nosa aeroprofila.

2.2.Tetiva

Tetiva je dužina koja spaja krajnje točke srednje linije. Aeroprofil se može definirati tako da se iz točke stražnjeg brida povuče luk polumjera R koji tangira aeroprofil u prednjem bridu. Dužina koja spaja te dvije točke naziva se tetivom aeroprofila (slika 2). Tetiva aeroprofila dobiva se kao dužina između točke stražnjeg brida i točke koja je presjek pravca i tangente aeroprofila koji tangira aeroprofil sa strane prednjeg kraja, a okomita je na pravac [2].



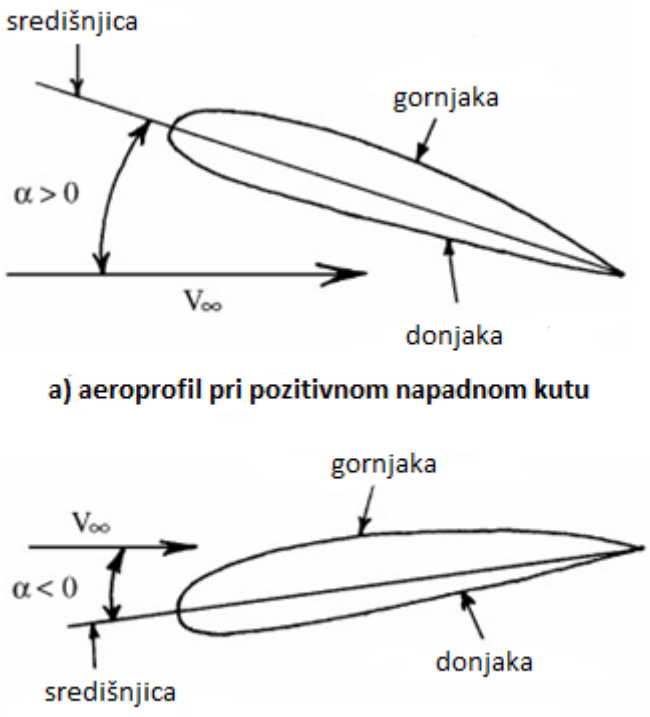
Slika 2.Središnjica i tetiva aeroprofila

Izvor: [3]

2.3.Napadni kut

U odnosu na tetivu definira se geometrijski napadni kut, kao kut koji pravac neporemećenog strujanja zatvara s pravcem tetive aeroprofila, te se označava sa α [4]. Simetrični aeroprofil pri napadnom kutu α=0°nema ni silu uzgona ni aerodinamički moment. Budući da je strujanje na gornjoj i donjoj strani simetrično, simetrična je i raspodjela tlaka, tako da nema rezultirajuće sile uzgona. Kod aeroprofila s pozitivnom zakrivljenošću, pri napadnom kutu α=0°stvara nesimetričnu raspodjelu uzgona, te stvara i aerodinamički silu i moment. Ako mu se napadni kut smanji do određene negativne vrijednosti α_0, u tom položaju više ne stvara silu uzgona, ali zbog nesimetrične raspodjele tlaka stvara aerodinamički moment iako mu je uzgon jednak nuli [5]. Napadni kut nultog uzgona je kut pri kojem zakrivljeni aeroprofil više ne daje uzgon, a definira se kao kut između pravca slobodne brzine i tetive aeroprofila nultog uzgona, te se označava sa α_{z0} i nalazi u području -

5<α_{z0}<0 [2]. Kod pozitivno zakrivljenih aeroprofila taj pravac je s druge strane tetive aeroprofila, pa je po definiciji negativan (α_{z0}<0). Kao određena referentna vrijednost može se uzeti α_{z0}=-3[5], pri čemu i dalje postoji nesimetrična raspodjela koja stvara negativnu vrijednost aerodinamičkog momenta. Apsolutni ili aerodinamički napadni kut je kut α_a mjeren u odnosu na pravac nultog uzgona, a definira se kao $\alpha_a = \alpha - \alpha_{z0}$ [2]. Prikaz aeroprofila pri pozitivnom i negativnom napadnom kutu je prikazan na slici 3.



Slika 3.Aeroprofil pri pozitivnom i negativnom napadnom kutu

Izvor: [6]

2.4.Relativna debljina aeroprofila

Relativna debljina aeroprofila predstavlja odnos maksimalne debljine prema tetivi aeroprofila i izražava se u postotcima:

$$t = \frac{t}{c} * 100\ \%, \qquad (1)$$

gdje su: t –relativna debljina aeroprofila

c – dužina tetive aeroprofila

Kao i njen položaj na tetivi:

$$xt = (\frac{xt}{c}) * 100\%. \qquad (2)$$

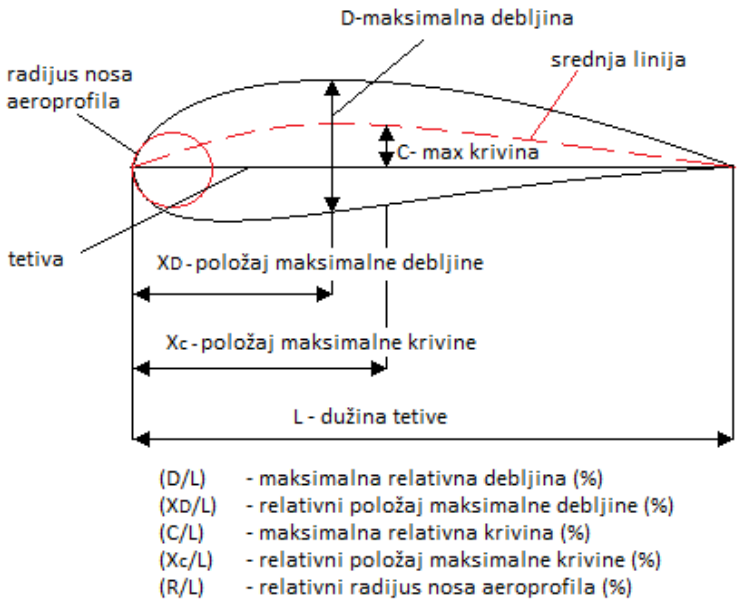
gdje su: xt – položaj na tetivi

c – dužina tetive aeroprofila

Uobičajena podjela s obzirom na debljinu je sljedeća:

- Tanki aeroprofili s (d/l)max od 2-8%
- Aeroprofili srednje debljine s (d/l)max od 8-12%
- Debeli aeroprofili s (d/l)max većim od 12%

Raspodjela debljine dobiva se od određenog simetričnog aeroprofila. Napadni i izlazni rub aeroprofila predstavljaju prednji i zadnji ekstrem srednje linije, prednji brid je određen pomoću svog radijusa. Radijus tog kruga leži na liniji čiji je nagib jednak nagibu tangente na srednju liniju, obično se nalazi u točki na 0,5% [5] srednje linije, a prolazi kroz početak srednje linije (slika 4).



Slika 4. Relativna debljina i krivina aeroprofila, [7]

Izlazni rub je također definiran radijusom zakrivljenosti, čiji se centar navodi u podacima za dotični aeroprofil. Debljina aeroprofila ima izraženi utjecaj samo na otpor, a donekle i na uzgon, dok na ostale osobine ima znatno manji utjecaj. Položaj maksimalne debljine nalazi se na udaljenosti x_1 od 25-30 kod aeroprofila malih brzina, a na 40-50% kod laminarnih aeroprofila i aeroprofila za visokipodzvučni i nadzvučni let[2].

2.5.Relativna krivina aeroprofila

Zakrivljenost aeroprofila je najveća udaljenost srednje crte od pravca tetive aeroprofila. Udaljenost te točke od prednjeg brida mjereno niz pravac tetive aeroprofilax_f daje dodatnu informaciju o zakrivljenosti aeroprofila, a definira se u postotcima:

$$f = (f/c) * 100\% \qquad (3)$$

gdje su: f – zakrivljenost aeroprofila

c - dužina tetive aeroprofila

Uobičajena podjela s obzirom na zakrivljenost je sljedeća:

- Aeroprofili male zakrivljenosti s (c/l)max od 0-2%
- Aeroprofili srednje zakrivljenosti s (c/l)max od 2-4%
- Aeroprofili velike zakrivljenosti s (c/l)max većim od 12%

Maksimalna zakrivljenost je maksimalna udaljenost srednje linije od tetive aeroprofila. Lokacija maksimalne zakrivljenosti omogućuje definiranje oblika srednje linije. Malobrzinski aeroprofili imaju zakrivljenost od 2-4% koja nalazi na 35-40% [2] tetive od prednjeg ruba (slika 4). Simetrični aeroprofil nema zakrivljenu srednju liniju jer se ona poklapa sa tetivom aeroprofila. Postoje aeroprofili čija srednja crta ima oblik slova „S“, pa se tada definiraju dva lokalna ekstrema. Pomoću takvih aeroprofila se postiže da se α_{z0} može smanjiti do nule te se na taj način dobiva da krilo daje uzgon kao i zakrivljeni aeroprofili, a da uzgon pritom ne djeluje bez negativnog momenta, tj. da mu je moment jednak nuli.

3. Machov kritični broj

Brzina se u zrakoplovstvu izražava u apsolutnom iznosu V ili preko Machovog broja Ma. Machov broj je odnos stvarne brzine leta prema brzini zvuka u tom sredstvu,a jednak je:

$$Ma = V/a \qquad (4)$$

gdje su: $Ma -$ Machov broj

a – brzina zvuka [m/s, km/h, kts]

v – absolutni iznos brzine [m/s]

U zraku je jednaka iznosu $a = a_e * R * T$, a za a_e=1,4 i R=287 J/kgK ona iznosi $a = 20{,}1 * T$. Za standardnu atmosferu proizlazi da je a_0=342 m/s [4].Machov broj je indikacija i mjera za utjecaj kompresibilnosti na ponašanje zrakoplova u letu gdje brzina zvuka ovisi samo o apsolutnoj temperaturi zraka. S povećanjem visine u standardnoj atmosferi brzina zvuka opada od 0 do 11.000 metara, pri čemu na visini od 0m brzina zvuka iznosi 340 m/s, a za visinu od 11.000m, ona iznosi 295 m/s. Od visine od 11.000m do 20.000m u standardnoj atmosferi brzina je konstantna, te iznosi 295 m/s. Machov broj je mjera koliko će se poremećaj tlaka u strujnom polju izazvan zrakoplovom proširiti ispred njega i tako vršiti utjecaj na promjenu strujnog polja.

3.1.Područja brzina

Kod velikih brzina promjene veličina stanja koje se događaju mogu se ne samo kvantitativno razlikovati, već i slika strujanja može postati potpuno različita nego kod malih brzina. Kod strujanja s Machovim brojem već oko Ma=1 pojavljuju se nagle promjene tlaka, temperature i gustoće poznate kao udarni valovi. Strujanje s Machovim brojevima Ma>1 kroz konvergentnu strujnu cijev snižava temperaturu strujanja, a kroz divergentnu strujnu cijev povećava brzinu strujanja. Zbog toga se strujanja s velikim brzinama moraju proučavati posebno. Područje brzina unutar kojega je utjecaj stlačivosti bitan može se podijeliti u tri režima: podzvučno strujanje, okozvučno strujanje i nadzvučno strujanje.

3.1.1. Podzvučno strujanje

Kada se u obzir uzima utjecaj kompresibilnosti zraka, podzvučno strujanje se može podijeliti na podzvučno strujanje malih i velikih brzina.

3.1.1.1. Podzvučno strujanje malih brzina

Podzvučno strujanje malih brzina (engl. lowsubsonic) je područje strujanja gdje se utjecaj kompresibilnosti zraka može zanemariti, te se nalazi unutar vrijednosti Ma=0 do Ma=0,4. Za proračun takve brzine može se primjenjivati Bernoullijeva jednadžba[1] za nestlačivi fluid, uz za praksu prihvatljivu grešku:

$$\frac{v_1 * \rho}{2} + p_1 = \frac{v_2 * \rho}{2} + p_2 \qquad (5)$$

gdje su: v_1 – brzina fluida na ulazu u cijev [m/s]

v_2 – brzina fluida na izlazu iz cijevi [m/s]

ρ –gustoća [kg/m^3]

p_1 – statički tlak na ulazu u cijev[Pa]

p_2 –statički tlak na izlazu iz cijevi [Pa]

3.1.1.2. Podzvučno strujanje velikih brzina

Podzvučno strujanje velikih brzina (engl. highsubsonic) je strujanje gdje se utjecaj kompresibilnosti zraka ne može zanemariti. Kod ovakvih brzina obuhvaća se strujanje kod kojega je slobodna brzina V dovoljno velika da uzrokuje efekte stlačivosti, ali su lokalne brzine u cijelom fluidnom polju manje od lokalne brzine zraka. To područje se nalazi unutar vrijednosti Ma=0,4 do Ma=0,7 [5]. Utjecaj kompresibilnosti se očituje u ovisnosti o maksimalnoj relativnoj debljini krila ili drugih dijelova zrakoplova.

[1] Bernoullijeva jednadžba prikazuje odnos između brzine, tlaka i gustoće tekućine u kretanju. Ona predstavlja zakon očuvanja energije koji nam u slučaju stacionarnog strujanja tekućine govori da za vrijeme stacionarnog strujanja jedinica mase tekućine (njen diferencijalni dio) ima konstantnu energiju duž cijele strujne cijevi.

3.1.2. Okozvučno strujanje

Okozvučno ili transsonično strujanje je karakteristično po tome da su sve brzine u strujnom polju oko aeroprofila i u slobodnoj struji veće od brzine zvuka. Kada brzina slobodne struje raste u polju strujanja oko tijela pojavljuju se brzine veće od lokalne brzine zvuka, iako je brzina slobodne struje takva da je Ma<1. U takvom režimu strujanja istovremeno se pojavljuju zone strujanja s podzvučnim i nadzvučnim brzinama.

3.1.3. Nadzvučno strujanje

Nadzvučno ili supersonično strujanje se događa s brzinama većim od brzine zvuka Ma>1. Karakteristično je po tome što je u svakoj točki fluidnog polja lokalna brzina fluidne čestice V veća od lokalne brzine zvuka a. U strujnom polju više nema izmiješanog podzvučnog i nadzvučnog strujanja. Posebna kategorija nadzvučnog strujanja je hipersonično strujanje gdje je Ma>5.

3.2.Machov kritični broj

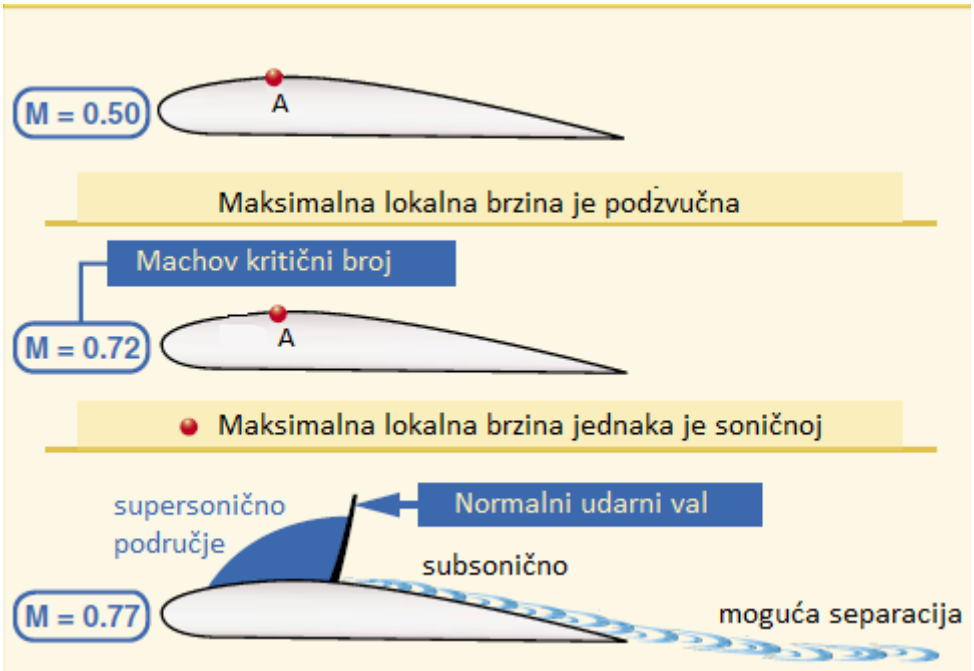
Ako je brzina strujanja manja od brzine zvuka čestice koje opstrujavaju profil mogu postići lokalnu brzinu zvuka ili veću. Mjesto najveće debljine aeroprofila označavamo točkom A (slika 5). Na toj točki brzina strujanja će biti veća nego brzina neporemećenog strujanja. Machov kritični broj predstavlja broj neporemećene struje pri kojemu se na nekom dijelu profila postigne brzina Ma=1 ili veća. Njegova vrijednost ovisi o obliku aeroprofila i napadnom kutu.Stlačivost fluida može utjecati na strujanje s Ma>0,45.

Kod podzvučnog strujanja oko aeroprofila čija brzina raste od dubokog podzvučnog (Ma<0,45) do velikih podzvučnih brzina promatraju se dvije strujnice oko aeroprofila, kod kojih je jedna duža. Čestice na svakoj putanji moraju prijeći put za isto vrijeme, te je zbog toga kod kraće strujnice prosječna brzina veća. Maksimalna brzina postiže se u točki A gdje je profil najispupčeniji. Prema Bernoulli-Langartovoj jednadžbi u toj točki je tlak minimalan, pa i koeficijent tlaka ima minimalnu vrijednost. Zbog ekspanzije i pada tlaka brzina zvuka je

minimalna, a lokalna vrijednost Machovog broja je veća nego u bilo kojoj točki oko aeroprofila.

Ako brzina slobodne struje raste, istovremeno mora rasti i brzina u točki A. Kada brzina u toj točki bude jednaka lokalnoj brzini zvuka u toj točki (Ma=1), slobodna struja je dostigla kritičnu brzinu, a Machov broj slobodne struje svoju kritičnu vrijednost. Vrijednost tlaka u toj točki je minimalna pa se taj koeficijent tlaka naziva kritičnim.

Ako se brzina slobodne struje poveća u odnosu na kritičnu brzinu, u blizini točke A formira se područje unutar kojega je brzina jednaka ili veća od lokalne brzine, te lokalna vrijednost Machovog broja iznosti Ma≥1. Nizstrujno od točke A strujnice se šire i dolazi do smanjenja brzine fluida te strujanje postaje podzvučno. Kada se brzina slobodne struje i dalje povećava, neposredno iznad točke A formira se područje nadzvučne brzine do nizstrujne pozicije blizu stražnjeg brida gdje se nadzvučno strujanje terminira normalnim udarnim valom. Promjene na aeroprofilu pri dostizanju Machovog kritičnog broja prikazane su na slici 5.

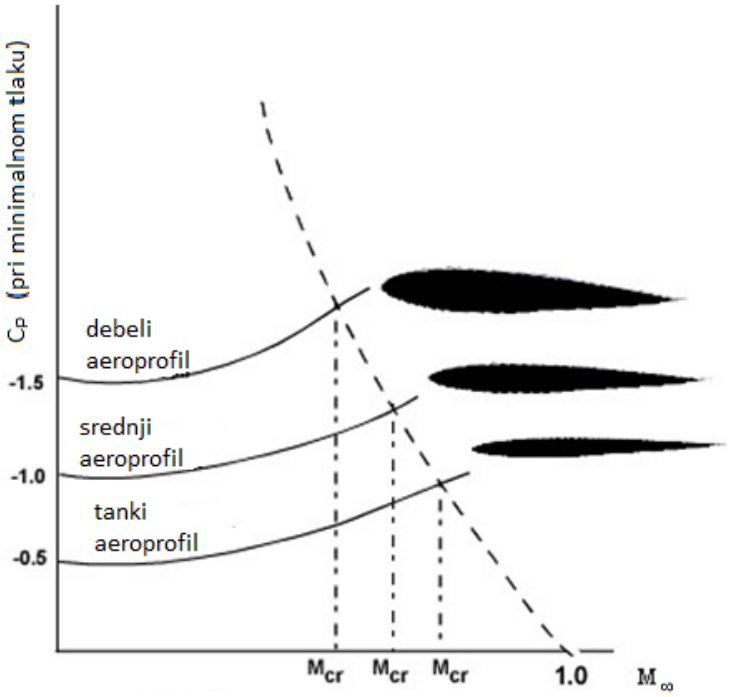


Slika 5. Machov kritični broj, [8]

3.3.Utjecaj napadnog kuta i debljine aeroprofila na Ma_{cr}

Raspodjela koeficijenata tlaka, položaj točke s minimalnom vrijednošću koeficijenata tlaka i minimalna vrijednost koeficijenata tlaka C_{pmin} ovise o napadnom kutu i Reynoldsovom broju. Kod napadnih kutova manjih od kritičnog kuta sloma uzgona,C_{pmin} raste s napadnim kutom, a vrijednost Ma_{cr}[2] pada s porastom kuta. S porastom Machova broja područje nadzvučnog strujanja se širi uzstrujno i nizstrujno od točke gdje se prvi put pojavila brzina jednaka lokalnoj brzini zvuka. S tim porastom raste i vrijednost koeficijenta minimalnog tlaka C_{pmin} .

Tanki aeroprofili čine manji poremećaj u fluidnom polju pa je koeficijent Cp_{kr}[3] manji od koeficijenta Cp_{kr} za debele aeroprofile pri jednakom napadnom kutu, te je Machov kritični broj veći za tanke aeroprofile (grafikon 1).



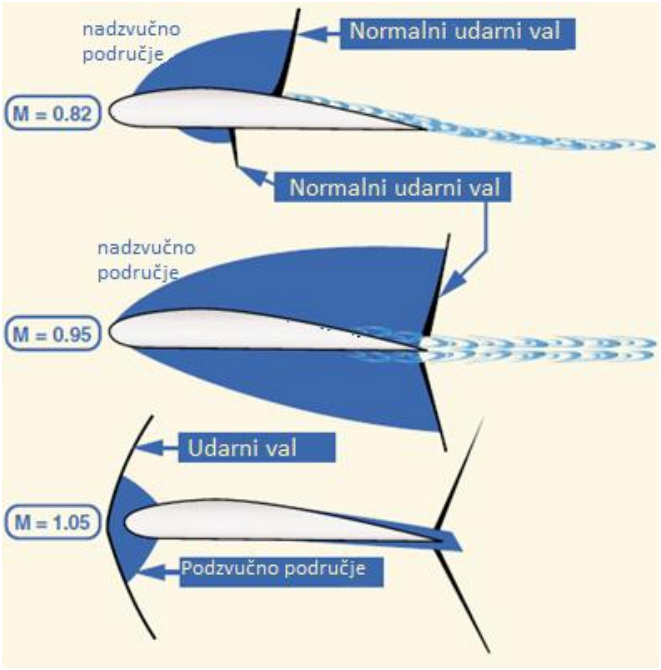
Grafikon 1.Koeficijent kritičnog tlaka i kritični Machov broj za aeroprofile različite debljine, [9]

[2]Machov kritični broj
[3] Kritični koeficijent tlaka

4. Pojave kod povećane brzine strujanja

Promatranje pojava kod povećanja brzine strujanja se može vršiti kroz dva režima. U prvom režimu brzina je svim točkama podzvučna ili subsonična, dok je u drugom režimu Machov broj manji od jedan, ali oko profila je strujanje s Machovim brojevima većim od jedan, te u neporemećenom strujanju Machov broj je veći od Machovog kritičnog broja[4].U tom režimu strujanje je okozvučno ili transonično.

Nakon pojave nadzvučnog strujanja, na kraju lokalnog područja počinje se razvijati udarni val okomit na površinu, porastom Machovog broja udarni val se pomiče prema izlaznom rubu (slika 6). Prilikom prolaska kroz udarni val, brzina naglo pada na podzvučnu vrijednost, dok tlak i gustoća rastu. Zbog pojave udarnih valova naglo rastu otpori, te nastaje zvučna barijera. Naglo povećanje tlaka iza udarnog vala pogoduje pojavi odvajanja strujnica i slomu uzgona. Nasilno odvajanje strujnica od površine krila ima za posljedicu vibracije (buffeting). Zbog promjene raspodjele tlaka i pojava udarnih valova mijenja se uzgon i zakretni moment. Iza udarnog vala dolazi do trenutnog povećanja statičkog tlaka, što ima za posljedicu i promjenu raspodjele tlaka na aeroprofilu.



Slika 6.Pojave kod povećane brzine strujanja, [10]

4.1.Udarni val

Udarni valovi se javljaju u krozzvučnom području leta te prouzrokuju početak svih mogućih poteškoća koje nakon toga nastaju (slika 7). Udarni val predstavlja diskontinuitet između nadzvučnog i podzvučnog strujanja. Budući da se vrše naglo, postoji i prirast entropije. Strujanje kroz Machov val je bez prirasta entropije, tj. izentropsko[5]. Kada supersonična struja zraka prolazi kroz normalni udarni val, događaju se sljedeće promjene: protok zraka se usporava na subsoničnu brzinu, statički tlak i gustoća zraka iza vala naglo rastu. Energija zračne struje (prikazana kao ukupni tlak – statički i dinamički) znatno se smanjuje. Formiranje udarnog vala uzrokuje povećanje otpora. Jedna od glavnih posljedica je formiranje gustog područja visokih tlakova odmah iza vala[10]. Formiranje udarnog vala na donjoj i gornjoj konturi krila može izazvati jako odvajanje graničnog sloja uz stvaranje vrtložne brazde velike energije, što izaziva jake vibracije (buffeting).



Slika 7. Formiranje udarnog vala, [11]

4.2.Zvučna barijera

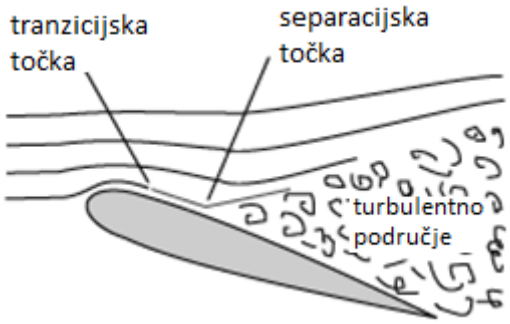
Zvučna barijera ili zvučni zid je mehanička pojava sabijanja zraka ispred zrakoplova i pojave udarnog vala kada zrakoplov leti brzinom približnoj brzini zvuka. Pritom se povećava otpor zraka, a smanjuju sile uzgona na zrakoplov[12]. Zvuk ustvari predstavlja slijedno zgušnjavanje i prorjeđivanje zraka. Brzina prostiranja zvuka za zrak se uzima da iznosi 341 m/s ili 1.227,6 km/h u uvjetima MSA[4] [13]. Zrakoplov tijekom kretanja kroz zrak izaziva

[4] MSA – Međunarodna standardna atmosfera

poremećaje kontinuiteta zraka to jest formira zračne valove. Dolazi do promjene tlaka zraka to jest do titranja čestica zraka u pravcu širenja vala, a brzina poremećaja jednaka je brzini zvuka. Sa povećanjem brzine leta povećava se amplituda zvučnih valova to jest dolazi do povećanja tlaka zraka na ispupčenim dijelovima. Što je zrakoplov bliži brzini zvuka to se poremećaj tlaka zraka približava tako da se ne stigne proširiti ispred zrakoplova. Molekule zraka nalijeću na aeroprofil zrakoplova slijedeći njegov oblik što ima za posljedicu povećanje tlaka, gustoće i temperature zraka u vrlo kratkom vremenskom intervalu. Prilikom prelaska na nadzvučnu brzinu leta zrak na pojedinim dijelovima zrakoplova formira zračne valove koji putuju ispred zrakoplova, to jest, točke probijanja brzine zvuka. Ispred zrakoplova se formira zvučni zid sastavljen od valova malih poremećaja. Tijekom leta nadzvučnim brzinama zrakoplov konstantno formira zvučne valove koji se šire duž putanje.

4.3.Odvajanje strujnica

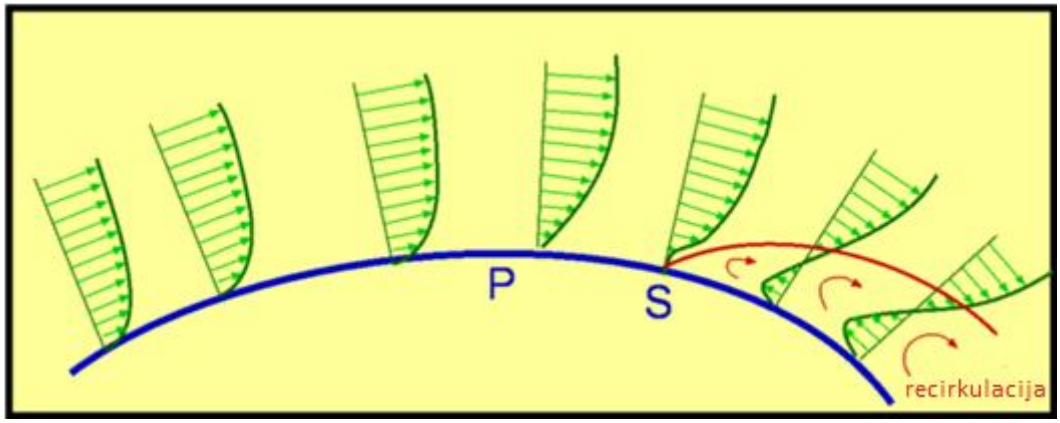
Strujanje zraka se mijenja u uvjetima kada je gradijent tlaka različit od nule. Čestice zraka na aeroprofilu povećavaju brzinu, te im tlak pada. strujanje može prevladati ako postoji negativan gradijent tlaka koji omogućuje protok, dok pozitivan gradijent ima suprotni učinak. Jedna od ozbiljnijih posljedica negativnog gradijenta tlaka je odvajanje strujnica (slika 8).



Slika 8.Odvajanje strujnica, [14]

Ako se promotri slika9, geometrija površine je takva da je na početku gradijent tlaka povoljan, a u točki P mu se suprotstavlja negativan gradijent tlaka usporavajući utjecaj smicanja u graničnom sloju. Negativni gradijent zatim počinje usporavati. Taj se efekt osjeti

snažnije u područjima u blizini zida gdje je moment niži nego u područjima u blizini slobodnog protoka. Brzina u blizini zida se smanjuje, a granični sloj zgusne. Kontinuirano usporavanje protoka dovodi zid do smicanja na točku S do nule. Od te točke nadalje, naprezanja postaju negativna, te se protok obrće i razvija se područje recirkuliranog protoka koji više ne slijedi obrise tijela, te se zbog toga kaže da je odvojen[15]. Točka S se naziva točkom razdvajanja (engl. separationpoint), te u njoj počinje odvajanje strujnica od stijenke i nastaje područje ispunjeno vrtlozima koje nazivamo vrtložna brazda.



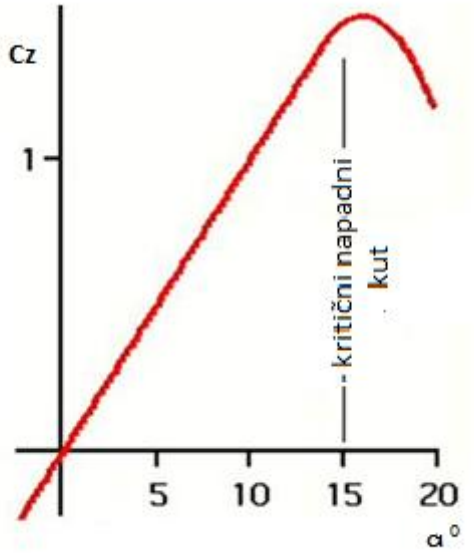
Slika 9.Odvajanje strujnica u točki S, [15]

Odvajanje se može postići ako se poveća napadni kut pri kojemu nailaze čestice zraka, time se mijenja gradijent tlaka uz stjenku. Pri pojavi odvajanja strujnica dolazi do povećanja otpora i pada – sloma uzgona.

4.4.Slom uzgona

Granica iznad koje uzgon više ne raste s povećanjem napadnog kuta naziva se stall, a minimalna brzina (engl. stallspeed) je minimum ustaljene brzine leta pri kojoj je zrakoplov potpuno upravljiv. Kut α se nalazi između tetive aeroprofila i pravca neporemećenog strujanja. Pri negativnom napadnom kutu koeficijent uzgona je jednak nuli, a taj se kut naziva napadni kut nultog uzgona. Koeficijent uzgona raste skoro linearno u ovisnosti od napadnog kuta, do početka odvajanja strujnica.S povećanjem napadnog kuta dolazi se do kritičnog napadnog kuta α_{kr} i svako daljnje povećanje za posljedicu ima da strujanje na gornjoj površini krila više ne može pratiti konturu krila te dolazi do naglog odvajanja strujnica što dovodi do pada koeficijenta uzgona, uz naglo povećanje koeficijenta otpora (grafikon 2). Ta pojava se zove slom uzgona, a kut kritični napadni kut ili kut sloma uzgona. Koeficijent

otpora naglo raste zbog porasta otpora oblika. Let u blizini C_{zmax} ,[5] gdje se mogu pojaviti takve pojave ispred sloma uzgona, naziva se ustaljeni let.

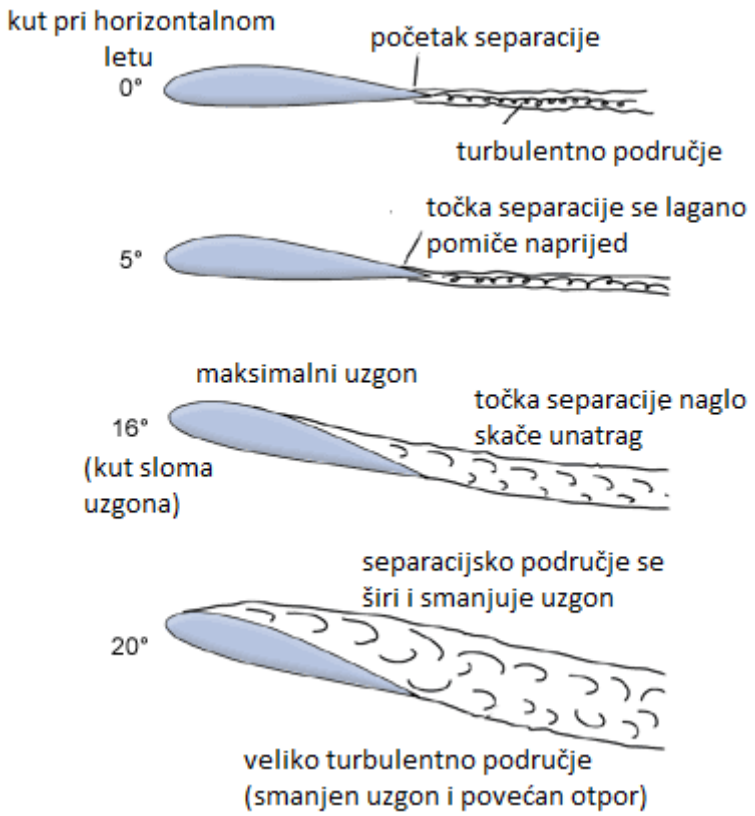


Grafikon 2.Koeficijent uzgona i kritični napadni kut, [16]

4.4.1. Ovisnost sloma uzgona o napadnom kutu

Ako se promatra aeroprofil na slici 10, pri malom napadnom kutu nema nikakvog odvojenog strujanja, pa prema tome nema ni vrtložne brazde iza aeroprofila. To odgovara području leta od malog napadnog kuta do otprilike α=5°[4]. Na α=5°počinje se stvarati minimalna vrtložna brazda. Do početka odvajanja na većem dijelu leđne površine postoji turbulentni granični sloj s početkom koji je laminaran, a s porastom napadnog kuta, suprotni gradijent tlaka se povećava te dolazi do odvajanja graničnog sloja malo ispred zadnjeg ruba aeroprofila. Daljnje povećanje napadnog kuta ima za posljedicu da se točka odvajanja pomiče prema naprijed, te da se stalno smanjuje uzgon koji se stvara na temelju razlike tlakova na gornjoj i donjoj površini. Pri napadnim kutevima od α>20°, vrlo jaki suprotni gradijent tlaka proizvesti će potpuno odvajanje strujnica na gornjoj površini te će doći do naglog pada uzgona.

[5] Maksimalni koeficijent uzgona



Slika 10. Odvajanje strujnica s povećanjem napadnog kuta, [8]

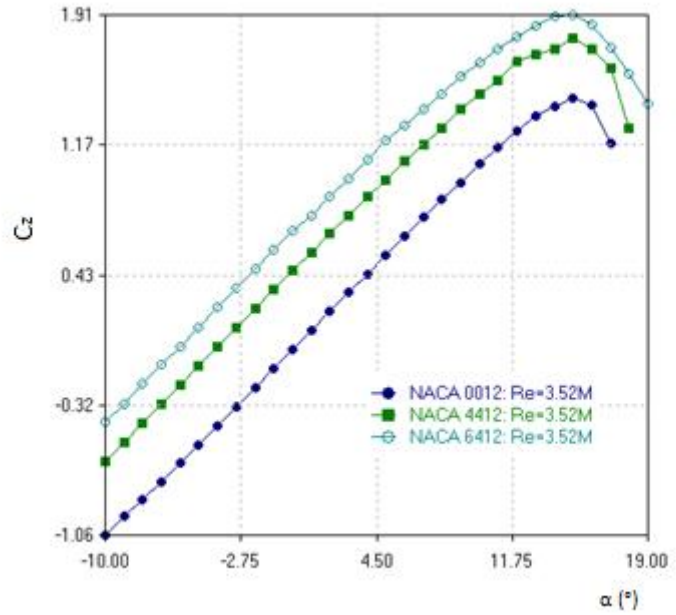
4.4.2. Ovisnost sloma uzgona o debljini aeroprofila

Kod debljih aeroprofila pojavljuje se naglo odvajanje strujnica kod napadnog kuta nešto većim od 15°[4]. Odvajanje strujnica naglo se širi od prednjeg ruba aeroprofila, a koeficijent uzgona naglo se smanjuje. Ovakva vrsta sloma uzgona naziva se slom uzgona na prednjem rubu, karakterističan je za tanje aeroprofile s najvećom debljinom smještenom na 10-16% [4] dužine tetive od prednjeg ruba.

Kod tankih aeroprofila odvajanje strujnica se najprije pojavljuje na izlaznom rubu s postupnim širenjem prema prednjem rubu. Ovakva vrsta sloma uzgona naziva se slom uzgona na izlaznom rubu, a karakterističan je po postupnom smanjenju koeficijenta uzgona.

Kod izuzetno tankih aeroprofila, koji se koriste za nadzvučni let, a za čiji se primjer može uzeti tanka ploča, nastaje treća vrsta sloma uzgona. Kod malih napadnih kutova javljaju se područja odvajanja strujnica u obliku mjehurića u blizini prednjeg ruba. S povećanjem

napadnog kuta područje odvajanja strujnica se povećava i pomiče prema izlaznom rubu, a odvajanje strujnica zahvaća čitavu gornju površinu. Koeficijenti uzgona za različite debljine aeroprofila su vidljivi na grafikonu 3.



Grafikon 3.Koeficijenti uzgona za različite aeroprofile, [17]

4.5.Vibracije (buffeting)

Vibracije se mogu javiti u dva slučaja – u prvom slučaju to je buffeting pri malim brzinama, a u drugom slučaju brzinski buffeting od vrtložne brazde iza udarnog vala. Na buffeting granicu utječu sljedeći čimbenici: koeficijent opterećenja, Machov broj, napadni kut, visina leta po tlaku, težina zrakoplova te položaj težišta zrakoplova. Malobrzinski buffeting ima manju frekvenciju od velikobrzinskog, koji je po svojoj prirodi opasan, te stoga mora postojati sigurnosna granica do koje se smije upravljati prije nego li se takve vibracije pojave.

5. Tlak, uzgon i otpor aeroprofila pri povećanim brzinama

Sila uzgona se najvećim dijelom formira pomoću krila. Čestice zraka u strujnici na gornjoj strani krila, odnosno aeroprofila, imaju veću brzinu nego na donjoj strani. Ako se primjeni Bernoullijev zakon na strujnice, proizlazi da u području većih brzina mora biti manji tlak. Na gornjoj strani krila tlak mora biti manji nego na donjoj. Zbog te razlike tlakova formira se sila uzgona. Za nevrtložno strujanje nestlačivog fluida s malim poremećajima Bernoullijeva jednadžba može se napisati kao:

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho_\infty {v_\infty}^2 = p + \frac{1}{2}\rho_\infty[(v_\infty + u) + v^2] \qquad (6)$$

gdje su: $p_\infty -$ tlak slobodnog strujanja [Pa]

$\rho_\infty -$ gustoća slobodnog strujanja [kg/m^3]

$V_\infty -$ brzina slobodnog strujanja [m/s]

V – brzina leta [m/s]

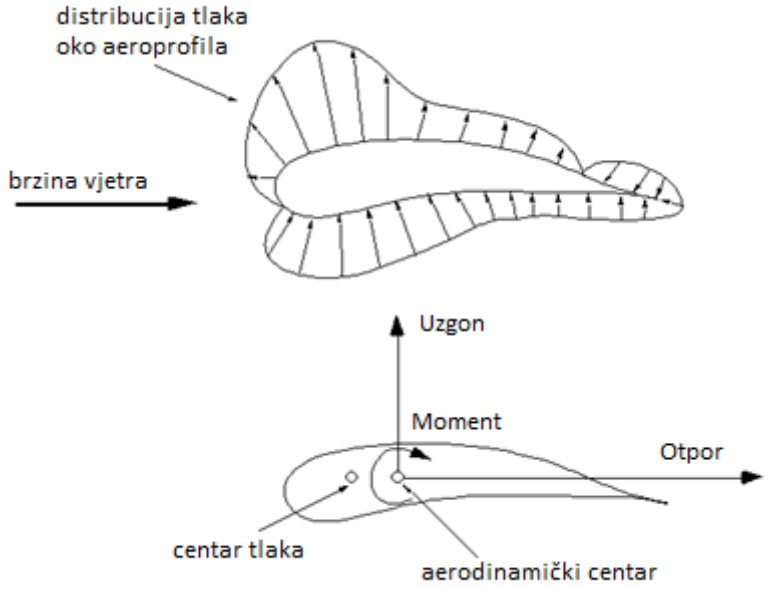
$p -$ tlak [Pa]

$u -$ perturbirana komponenta brzine [m/s]

v – komponenta brzine u pravcu osi y [m/s]

Budući da zračna struja slijedi zakrivljenu gornju površinu aeroprofila, dolazi do povećanja brzine u odnosu na brzinu neporemećene struje zraka, a istovremeno dolazi do pada tlaka. Prema tome, oblik aeroprofila u određenom položaju prema zračnoj struji određuje raspodjelu lokalnih brzina, a time i raspodjelu tlaka koji djeluje na konturu aeroprofila. Najveći pozitivni tlak javlja se u blizini zaustavne točke u blizini prednjeg ruba ili brida aeroprofila. Strujanje na gornjoj strani aeroprofila ubrza iza prednjeg ruba što izaziva pad tlaka, a ubrzanje ovisi o položaju aeroprofila prema zračnoj struji koji je određen napadnim kutom. Raspodjela tlaka oko aeroprofila omogućuje određivanje rezultirajuće sile,

a iz nje sile uzgona i otpora za svaki napadni kut. Raspodjela tlaka na konturi aeroprofila se vidi na slici 11.



Slika 11.Raspodjela tlaka na konturi aeroprofila, [18]

Uzgon je komponenta ukupne aerodinamičke sile okomita na pravac neporemećene zračne struje. Sila uzgona je rezultat razlike u tlakovima koji djeluju na gornju i donju površinu aeroprofila. Strujanje oko aeroprofila jednako je strujanju oko krila beskonačne vitkosti, tako da se može izraziti kao:

$$F_z = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_z * S \qquad (7)$$

gdje su: F_z –sila uzgona [N]

ρ – gustoća zraka [kg/m^3]

V – brzina zračne struje [m/s]

C_z – koeficijent uzgona

S – referentna površina tijela/aeroprofila [m^2]

C_z predstavlja koeficijent uzgona, a ovisi o napadnom kutu. Budući da zrakoplov najveći dio provede u pravocrtnom horizontalnom letu, sila uzgona jednaka je težini zrakoplova. Bitno je da sila otpora bude što manja, te se uravnotežuje vučnom silom ili potiskom.

Otpori nastaju kad viskozni fluid opstrujava oko tijela. Otpor trenja i otpor oblika zajedno tvore otpor profila. Krilo je konačne dužine i na njegovim krajevima se javljaju rubni efekti, tj. prestrujavanje iz područja nižeg prema području višeg tlaka. Javlja se vrtloženje zraka zbog čega se javlja inducirani otpor. Kod većih brzina dolazi do pojave udarnih valova te se javljaju otpori zbog stlačivosti zraka i udarnih valova. u strujanju idealnog fluida bez otpora, količina gibanja m*V jedne strujne cijevi ostaje konstantna. Kada se u takvoj cijevi pojave otpori zbog smanjenja brzine, smanjuje se i količina gibanja, tj. dolazi do gubitka energije strujanja. Aeroprofili moraju imati što manji otpor prilikom stvaranja uzgona. Otpor je komponenta ukupne aerodinamičke sile koja djeluje u pravcu neporemećenog strujanja, te stoga tijela velike debljine u odnosu na određenu referentnu tetivu, pružaju otpor oblika. Na takvim tijelima dominira otpor trenja u uobičajenom području napadnih kutova, dok otpor brazde postaje dominantan na velikim napadnim kutovima. Na velikim kutovima, i male promjene napadnog kuta znače naglo povećanje otpora zbog povećanja vrtložne brazde. Otpor se izražava kao:

$$F_x = C_x * \frac{\rho * v^2}{2} * S = C_x * q * S \qquad (7)$$

gdje su: F_x − otpor aeroprofila [N]

C_x − koeficijent otpora aeroprofila

ρ − gustoća zraka [kg/m^3]

V – brzina zračne struje [m/s]

S – referentna površina tijela/aeroprofila [m^2]

q – dinamički tlak [Pa]

C_x označava koeficijent otpora aeroprofila, a njegove vrijednosti ovise o napadnom kutu kao što se vidi na grafikonu 4. U uvjetima strujanja bez utjecaja stlačivosti zraka izražava se kao:

$$C_x = \frac{F_x}{q * S} \qquad (8)$$

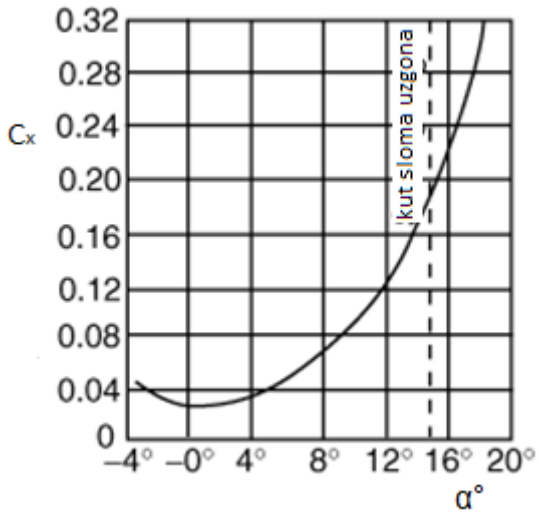
gdje su: C_x – koeficijent otpora aeroprofila

F_x – otpor aeroprofila [N]

q – dinamički tlak [Pa]

S – referentna površina tijela/aeroprofila [m^2]

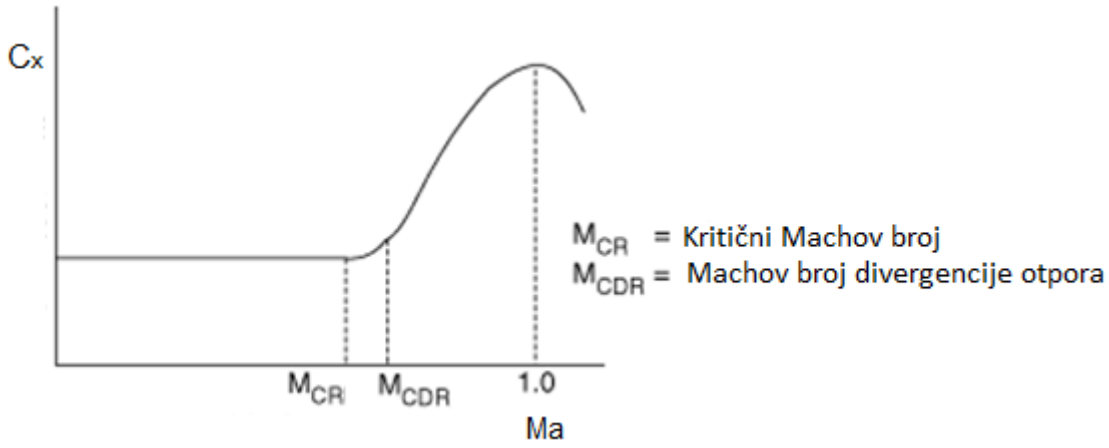
Ukoliko nema utjecaja stlačivosti zraka, koeficijent otpora ovisi samo o napadnom kutu.



Grafikon 4. Promjena Cx sa napadnim kutom, [19]

Do pojave Machovog kritičnog broja, koeficijent otpora aeroprofila ostaje približno konstantan. Značajniji porast počinje nakon Machovog kritičnog broja (grafikon 5). Intenzivan porast otpora počinje u točki M_{cdr},[6] pri Machovom broju divergencije otpora. Pri brzini zvuka otpori se povećavaju za 10 ili više puta u odnosu na male brzine[4]. Zbog toga se točka na vrijednosti 1.0 naziva zvučna barijera.

[6]Machov broj divergencije otpora



Grafikon 5. Promjena koeficijenta otpora pri povećanju brzine, [20]

5.1.Koeficijent uzgona u funkciji napadnog kuta

Iz formule za uzgon, koeficijent uzgona može se izraziti kao:

$$C_z = \frac{F_z}{q*S} = f(\alpha) \qquad (9)$$

gdje su: C_z – koeficijent uzgona

F_z – otpor uzgona [N]

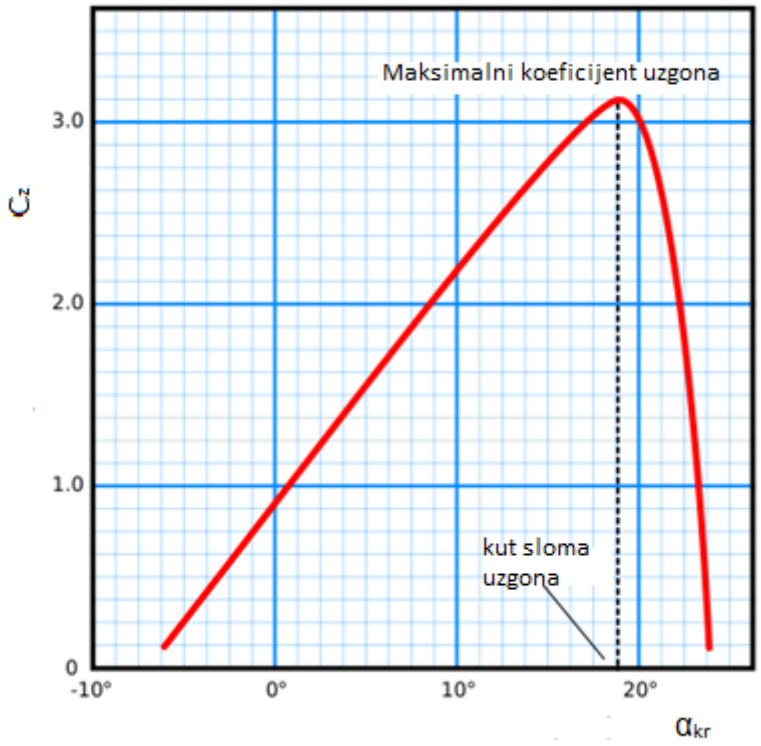
q – dinamički tlak [Pa]

S – referentna površina tijela/aeroprofil [m^2]

$f(\alpha)$ - promjena koeficijenta uzgona s napadnim kutom

Promjena koeficijenta uzgona s napadnim kutom ima iste osobine kao i promjena uzgona krila s istom vrstom aeroprofila u dvodimenzionalnom strujanju. Zbog toga se krivulja koja pokazuje promjenu C_z s napadnim kutom naziva krivulja uzgona. Kod simetričnih aeroprofila gdje je za α=0° raspodjela tlaka na gornjoj i donjoj površini jednaka, nema sile uzgona. Koeficijent uzgona raste s napadnim kutom, do određenog kuta α raste linearno, a zatim se rast usporava dok ne dostigne maksimalnu vrijednost C_{zmax} na kritičnom

napadnom kutu α_{kr}. Krivulja uzgona je linearna za gotovo cijelo područje normalnih napadnih kutova koji se koriste u letu. Područje leta na napadnom kutu oko α_{kr} naziva se prevučeni let (engl. stall). Za održavanje konstantne vrijednosti sile uzgona, svaka promjena u dinamičkom tlaku zahtijeva odgovarajuću novu vrijednost napadnog kuta. Minimalna vrijednost dinamičkog tlaka u letu se ostvaruje pri maksimalnoj vrijednosti koeficijenta uzgona. Napadni kut α_{kr} za postizanje C_{zmax} je konstantan i ovisi samo o konfiguraciji aeroprofila te se ne mijenja s visinom i brzinom leta. Krivulja uzgona je prikazana na grafikonu 6.



Grafikon 6. Krivulja uzgona, [21]

5.2.Promjena koeficijenta tlaka i uzgona s povećanjem brzine strujanja

Utjecaj kompresibilnosti zraka na koeficijent tlaka opisuje se Prandtl-Glauert-ovim zakonom:

$$C_p = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1-Ma_\infty{}^2}} \qquad (10)$$

gdje su: C_p – koeficijent tlaka

$C_{p,0}$ – koeficijent tlaka kod male brzine – nema utjecaja stišljivosti zraka

Ma_∞ – Machov broj

Navedeni izraz može se upotrebljavati do vrijednosti Ma_{cr}, jer poslije toga dolazi do pojave udarnih valova koji mijenjaju distribuciju tlaka. Taj izraz pokazuje da se koeficijent tlaka, uzgona i momenta profila povećava povećanjem Machovog broja. Također dolazi do povećanja nagiba pravca koeficijenta uzgona na napadni kut. Zakon promjene nagiba koeficijenta pravca uzgona u ovisnosti od Machovog broja može se izraziti kao:

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = \frac{1}{\beta}\frac{dC_{z,0}}{d\alpha} \qquad (11)$$

gdje su: c_z–koeficijent uzgona

α – napadni kut

β – stišljivost zraka

$c_{z,0}$ – koeficijent nultog uzgona

5.3.Odnos uzgon/otpor

Za svaku vrijednost napadnog kuta postoji određena vrijednost:

$$\frac{F_z}{F_x} = \frac{C_z * q * S}{C_x * q * S} = \frac{C_z}{C_x} \qquad (12)$$

gdje su: F_z – otpor uzgona [N]

F_x – otpor aeroprofila [N]

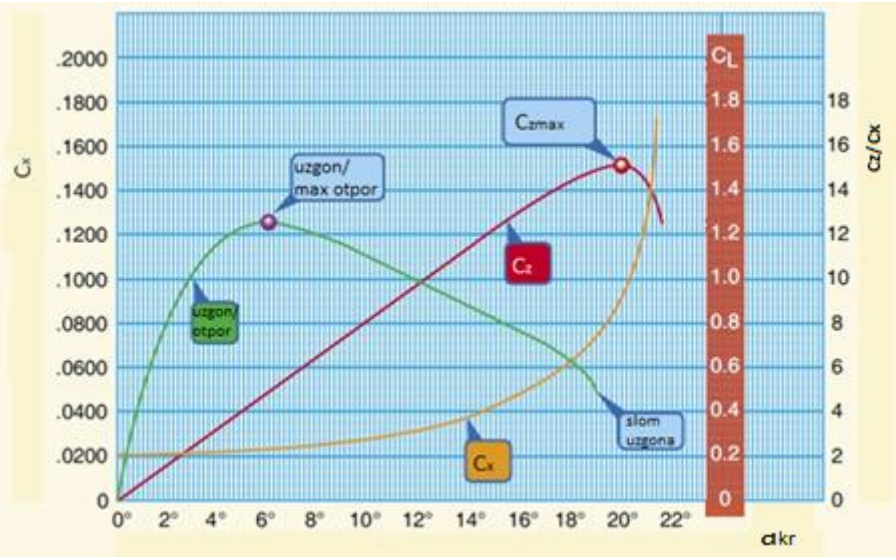
C_z - koeficijent uzgona

C_x – koeficijent otpora uzgona

q – dinamički tlak [Pa]

S - referentna površina tijela/aeroprofil [m^2]

Sa zadanom vrijednošću dinamičkog tlaka i površine krila, odnos uzgona i otpora krila može se prikazati kao odnos njihovih koeficijenata. Iz podataka za C_z i C_x, u ovisnosti o napadnom kutu, može se odrediti odnos C_z/C_x za svaki napadni kut kao što se vidi na grafikonu 7. Porastom napadnog kuta, odnos F_z/F_x prvo raste do maksimalne vrijednosti pri nekom kutu. Kao srednja vrijednost α za postizanje Cz_{max} uzima se α_{kr} od oko 16°[5]. Odnos C_z/C_x naziva se finesa aeroprofila.



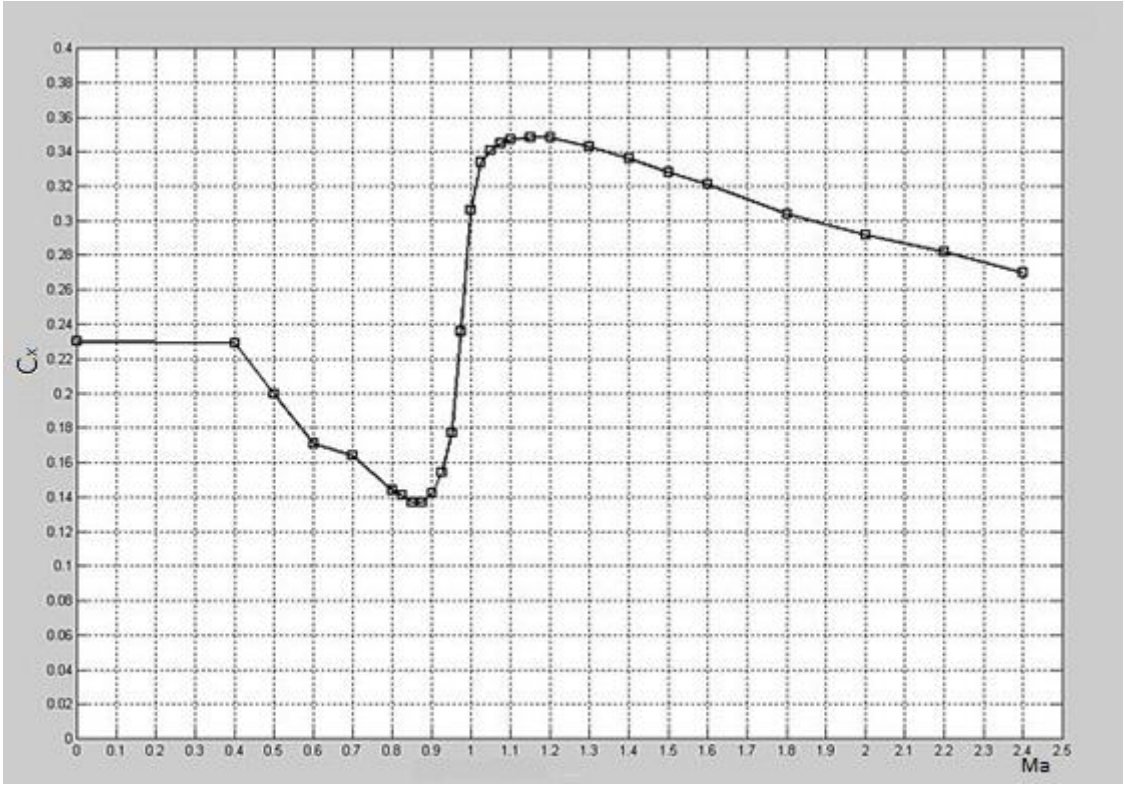
Grafikon 7.Odnos Cz/Cx u ovisnosti o napadnom kutu, [22]

5.4.Promjene u transsoničnom području

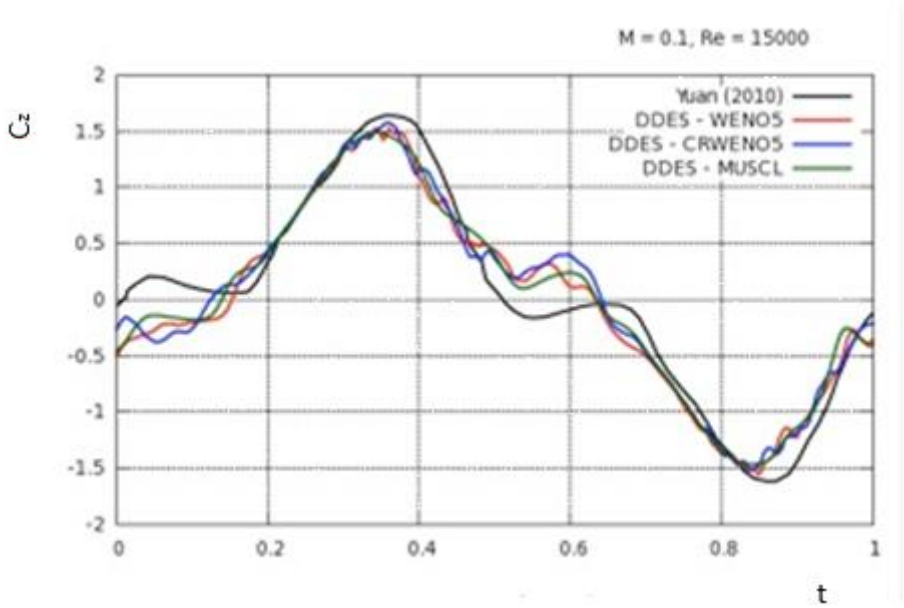
Ukrozzvučnom ili transsoničnom području mijenja se brzina leta izražena Machovim brojem u rasponu od Ma=0,75 do Ma=1,2. To je područje karakteristično po drastičnim promjenama koeficijenta uzgona, otpora i momenta s Machovim brojem, kao i po pomicanju centra tlaka.

5.4.1. Promjena koeficijenta uzgona i otpora u transsoničnom području

Do Ma=0,8 koeficijent uzgona raste s Machovim brojem, te se jednim dijelom poklapa s Prandtl-Glauert-ovim zakonom. Zbog udarnih valova koji se formiraju na gornjoj i donjoj konturi aeroprofila dolazi do naglog pada C_z iza vrijednosti Machovog broja Ma=0,8. Taj se pad nastavlja do Ma=0,9, a zatim opet raste i na vrijednosti Ma=0,98 ponovno pada. Nepravilnosti u rasponu od Ma=0,8 do Ma=0,98 su uzrok poteškoća leta u krozzvučnom području. Koeficijent otpora ima gotovo konstantnu vrijednost do Ma=0,7, a zatim počinje blago, a zatim naglo rasti, te se nakon Ma=0,98 počinje smanjivati postepeno do stalne vrijednosti pri brzini od Ma=1,5. Promjene u C_z i C_x su veće ukoliko su relativna debljina i zakrivljenost aeroprofila veće. Maksimalna relativna debljina ima najveći utjecaj. Pri maksimalnoj relativnoj debljini od 6%, do brzine Ma=1, koeficijent otpora može porasti tri puta, dok za debljine od 12% može porasti i do 8 puta. Machov broj pri kojem dolazi do naglog porasta otpora naziva se Machov broj divergencije otpora, te je kao takav, 10-15% veći od Machovog kritičnog broja[5]. Promjena koeficijenta otpora vidljiva je na grafikonu 8, a promjena koeficijenta uzgona na grafikonu 9.



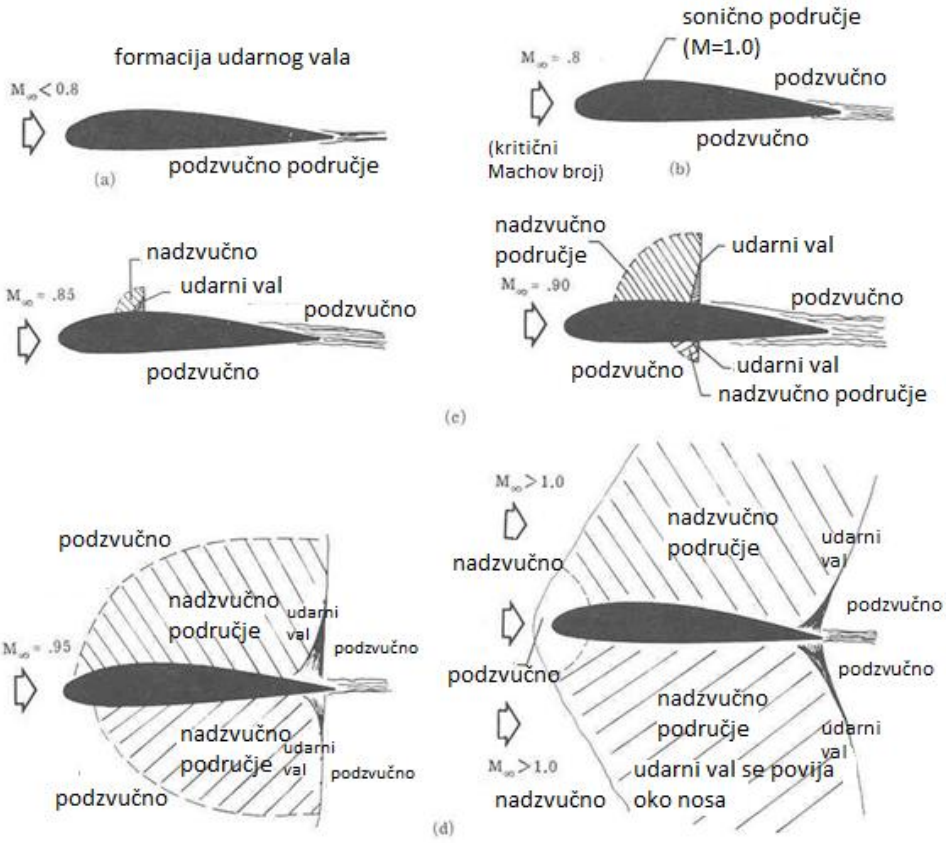
Grafikon 8.Promjena koeficijenta otpora u transsoničnom području, [23]



Grafikon 9.Promjena koeficijenta uzgona, [24]

5.4.2. Raspodjela tlaka u transsoničnom području

Za vrijeme ubrzanja do nadzvučnih brzina leta dolazi do velikih neregularnosti u raspodjeli tlaka po tetivi aeroprofila. Odvajanje strujnica počinje u blizini izlaznog ruba aeroprofila i centar tlaka se pomakne unaprijed. Pritom koeficijent uzgona ima vrijednost kao i u podzvučnom području, a zatim počinje slabije rasti s Machovim brojem. Raspodjela udarnih valova i tlaka u transoničnom području može se pratiti na slici 12.



Slika 12.Raspodjela udarnih valova i tlaka u transoničnompodručju, [25]

Pri vrijednosti Ma=0,80 javlja se udarni val na gornjoj konturi, što prouzrokuje nagli porast tlaka iza udarnog vala, tj. smanjenje podtlaka. Pri tome se centar tlaka pomiče unazad. Uzgon je u granicama održavanja leta, ali otpor počinje jako rasti.

Pri vrijednosti Ma=0,90 raspodjela tlaka zbog pojave udarnog vala na gornjaci i donjaci ukazuje na nagli pad koeficijenta uzgona prije nego cijelo strujanje oko aeroprofila postigne brzinu veću od brzine zvuka. Na zadnjem dijelu aeroprofila uzgon je negativan.

Smanjeni tlak na gornjoj konturi degradiran je udarnim valom i jakom vrtložnom stazom iza njega. Na prednjem dijelu smanjeni tlak je gotovo isti kao i na gornjoj konturi, pritom se centar tlaka pomiče naprijed.

Pri vrijednosti Ma=0,95 udarni val na gornjaci i donjaci je pomaknut do zadnjeg ruba aeroprofila. Naglo se smanjuje vrtložna brazda. Brzina strujanja je gotovo nadzvučna pri brzinama Ma>1. Centar tlaka se pomiče unazad. Na gornjoj konturi se smanjuje tlak i raste koeficijent uzgona. Koeficijent otpora postiže približno maksimalnu vrijednost.

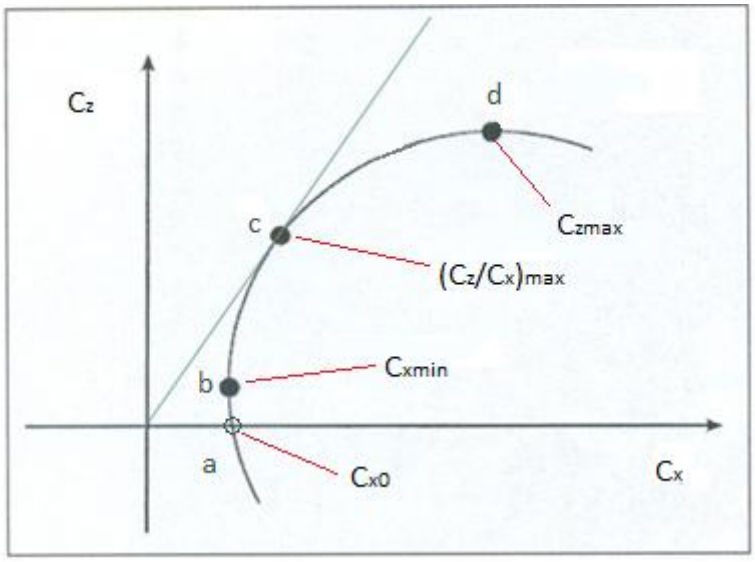
Pri vrijednosi Ma>1 aeroprofil je izašao iz transsoničnog područja i ušao u nadzvučno (supersonično) područje. Na nosnom dijelu aeroprofila javlja se povijeni udarni val. O radijusu zakrivljenosti vala ovisi koliko će biti veliko područje podzvučnih brzina neposredno ispred prednjeg kraja aeroprofila. Koeficijent uzgona C_z pada u odnosu na vrijednost u podzvučnim brzinama jer je tlak na obje površine gotovo jednak kao pri α=0. Koeficijent otpora znatno se smanjuje, prvi put nakon prijelaza Machovog kritičnog broja.

5.4.3. Efekti širenja udarnog vala na uzgon i otpor

Za područje od Ma=0,4 do Ma=0,75, koje je podzvučno, a postoji utjecaj stlačivosti, C_z blago raste s Machovim brojem. Na visokim podzvučnim brzinama C_z brže raste s Machovim brojem. Rezultat je promjena u strujnicama na visokim podzvučnim brzinama. One se ne deformiraju sve dok ne stignu u neposrednu blizinu nosa aeroprofila, a tada mijenjaju putanju stvarajući veće ubrzanje na putu oko nosnog dijela. Na brzinama većim od Machovog kritičnog broja formira se udarni val na leđnoj konturi aeroprofila, što za posljedicu ima odvajanje graničnog sloja, a time dolazi do smanjenja uzgona. Budući da dolazi do odvajanja strujnica, dolazi do sloma uzgona. Do vrijednosti Ma=0,4, gradijent krivulje uzgona je konstantan. S povećanjem utjecaja stlačivosti dolazi do povećanja gradijenta krivulje uzgona. Zbog ranijeg odvajanja strujnica i formiranja udarnog vala na velikim napadnim kutovima, C_{zmax} i kritični napadni kut su smanjeni. Ako se brzina leta poveća iznad Machovog kritičnog broja, počinju se formirati udarni valovi i otpor naglo raste. Dodatni otpor koji pritom nastaje naziva se valni otpor, a nastaje zbog gubitka energije strujanja s porastom entropije, a zbog odvajanja graničnog sloja iza udarnih valova nastaje otpor brazde.

6. Polara aeroprofila pri povećanim brzinama

Polarni dijagram pokazuje međusobnu ovisnost koeficijenata uzgona i otpora te se pomoću njega mogu procijeniti karakteristike nekog aeroprofila (grafikon 10). Svakoj točki na njemu odgovara točno određena vrijednost C_z i C_x.



Grafikon 10.Polaraaeroprofila,

Izvor: [26]

Točka a predstavlja C_{x0}, odnosno koeficijent otpora pri nultom uzgonu (C_z=0). Na simetričnom profilu C_z i C_{x0} leže na istoj točki, odnosno pripadaju istom napadnom kutu, a na zakrivljenom, predstavljaju dvije vrijednosti na polari.

U točki b nalazi se vrijednost minimalnog koeficijenta aeroprofila koja se dobije povlačenjem tangente paralelne s oordinatom. Za simetrični aeroprofilC_{xmin} leži na apscisi. Na polari s pozitivnom zakrivljenošću, pri C_{xmin} postoji i neka pozitivna vrijednost C_z.

Točka c predstavlja odnos C_z prema C_x koji u određenoj točki ima minimalnu vrijednost, što znači da je vrijednost C_z/C_x maksimalna. Vrijednost $(C_z/C_x)_{max}$ se dobiva povlačenjem tangente iz ishodišta koordinatnog sustava. Svaki drugi pravac iz ishodišta siječe polaru u dvije točke i u svakoj od njih je odnos C_x/C_z veći od (C_x/C_z)min. Tangentom paralelnom s ordinatom dobija se vrijednost minimalnog koeficijenta aeroprofila[5].

Točka d predstavlja C_{zmax} , a dobiva se tangentom na dijagramu paralelnom s apscisom za najveću vrijednost C_z.

Koeficijent otpora pri konstantnom koeficijentu uzgona može se definirati kao:

$$C_x = C_{x,Ma=0} + \Delta C_{x,Ma} \qquad (13)$$

gdje je $\Delta C_{x,Ma}$ korekcija koeficijenta otpora zbog utjecaja stišljivosti zraka.

6.1.Utjecaj težine na minimalnu brzinu zrakoplova

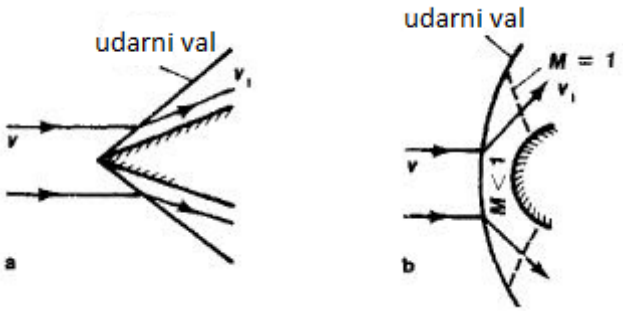
Svaki aeroprofil ima fiksnu vrijednost C_{zmax} , kao i krilo beskonačne vitkosti. Krilo konačne vitkosti ima samo jednu vrijednost C_{zmax} pri zadanoj konfiguraciji. Stoga, pri povećanoj brzini zrakoplova potreban je i veći dinamički tlak koji će pri istom C_{zmax} stvoriti uzgon koji će uravnotežiti novu težinu.

6.2.Utjecaj udarnih valova na odnos (C_z/C_x)max na polari zrakoplova

Kod povećanih brzina leta dolazi do utjecaja kompresibilnosti zraka i pojava udarnih valova koji mijenjaju oblik polare zrakoplova, te se polara crta posebno za određene Machove brojeve. U krozzvučnom području događaju se promjene odnosa $(C_z/C_x)_{max}$, dolazi do velike promjene degradacije finese zrakoplova. Svaki let u tom području dovodi do velike degradacije svih performansi zrakoplova.

7. Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama

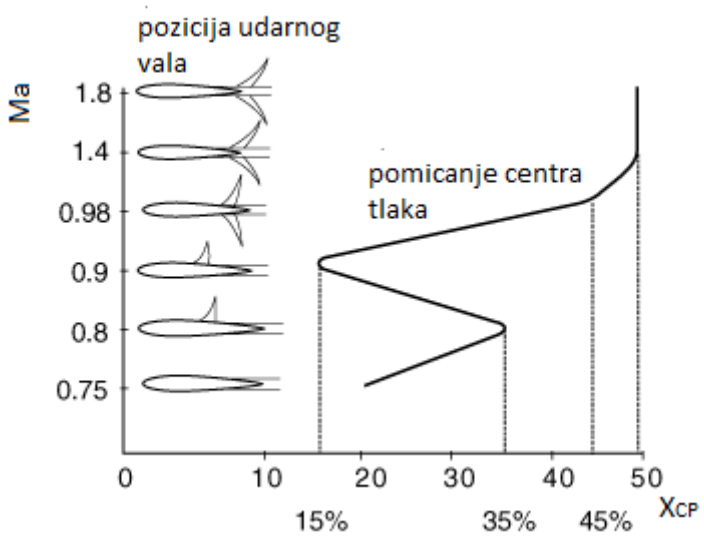
Za klasične aeroprofile kod dozvučnih brzina, zbog zaobljenog napadnog ruba, ispred se javljaju odvojeni udarni valovi. Iza odvojenih udarnih valova postoji zona podzvučnog strujanja koja predstavlja i veliki porast otpora. Zbog toga takav tip aeroprofila nije pogodan za nadzvučne brzine. Izvedbom oštrog napadnog ruba za isti Machov broj javit će se kosi udarni valovi koji su priljubljeni za napadni rub, što će za posljedicu imati i manje otpore (slika 13). Za nadzvučne brzine već kod malih napadnih kuteva dolazi do odvajanja strujnica na oštrim rubovima profila.



Slika 13.Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama, [27]

7.1.Raspodjela tlaka na aeroprofilu pri nadzvučnim brzinama

Raspodjela tlaka kod navedenih aeroprofila se zbog pojave udarnih valova bitno razlikuje kod dozvučnog i nadzvučnog strujanja. Kod dozvučnih brzina karakteristična je visoka vrijednost podtlaka na oštrom napadnom rubu. Kod nadzvučnih brzina iza udarnog vala dolazi do povećanja tlaka, a iza ekspanzijskog dolazi do podtlaka. Centar tlaka kod dozvučnog strujanja se nalazi na oko ¼, a kod nadzvučnog strujanja zbog simetrične raspodjele tlaka na oko ½, za isti napadni kut [5]. Ovakvo velike pomicanje centra tlaka stvara velike probleme stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Pomicanje centra tlaka s Machovim brojem vidljivo je na grafikonu 11.



Grafikon 11.Pomicanje centra tlaka s povećanjem Machovogbroja, [28]

7.2.Machov udarni val

Ako se jedno tanko krilo beskonačnog raspona nađe u nadzvučnom strujanju s nultim napadnim kutom, ono bi izazvalo vrlo mali poremećaj u strujanju i na vrhu svakog lokalnog aeroprofila bi se formirao Machov val koji bi zatvarao kut μ sa tetivom aeroprofila, te se iz toga dobiva:

$$sin\mu = \frac{a}{v} = \frac{a}{TAS} = \frac{1}{M} \qquad (14)$$

gdje je: μ – Machov kut

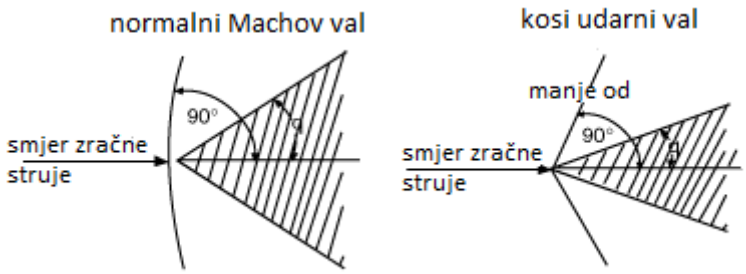
a – brzina zvuka [m/s, km/h, kts]

v – brzina [m/s]

TAS – true air speed, brzina leta [m/s, km/h, kts]

Strujanje kroz Machov val predstavlja vrlo mali poremećaj. Kod debljih krila umjesto Machovog vala se dobiva udarni val koji predstavlja poremećaj konačne veličine (slika 14). Kut μ Machovogkonusaje obrnuto proporcionalan s Machovim brojem. Ukoliko je Machov

broj veći, kut μ je manji i konus je oštriji na vrhu. Na nadzvučnim brzinama Machov konus predstavlja granicu utjecaja poremećaja u tlaku koji stvara tijelo koje se giba nadzvučnom brzinom. Čitava zona ispred konusa ne može biti pod utjecajem poremećaja koje stvara to tijelo, te se ta zona zove zona mirovanja. Svi poremećaji koje stvara tijelo se šire samo unutar konusa te se ta zona naziva zona akcije. Određeno tijelo konačne veličine stvara slični poremećaj, ali linija tih poremećaja više neće biti Machov val, već Machov udarni val. Kut koji zatvara kosi udarni val je veći od Machovog vala jer on stvara veći poremećaj i u samoj blizini tijela ti poremećaji se šire brže od brzine zvuka u neporemećenoj struji.



Slika 14.Normalni Machov val i kosi udarni val, [27]

7.3.Kosi udarni val

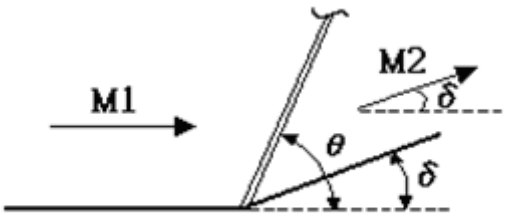
Ako nadzvučna struja naiđe na površinu koja je nagnuta prema struji, stvorit će se kosi udarni val (slika 15). Također se stvara i kad zračna struja naiđe na aeroprofil s oštrim vrhom. Kut δ predstavlja kut skretanja zračne struje koja zbog zadovoljavanja graničnih uvjeta mora biti paralelna s graničnom površinom. Kut σ je kut između kosog udarnog vala i prvobitnog pravca strujanja. Brzine koje su okomite na val se izražavaju kao u_1 i u_2, a brzine paralelne na val kao v_1 i v_2. Normalno strujanje na površini udarnog vala definira se kao:

$$\rho_1 * u_1 = \rho_2 * u_2 \qquad (15)$$

gdje su: ρ – gustoća zraka [kg/m^3]

u - brzine okomite na val [m/s]

Kod nadzvučnih profila javlja se priljubljeni kosi udarni val, a kod klasičnih s nekim radijusom zaobljenja, na prednjem rubu se javljaju odvojeni i povijesni udarni val.



Slika 15.Kosi udarni val, [29]

7.4.Odvojeni udarni val

Odvojeni udarni val se formira na nekoj udaljenosti od mjesta početka skretanja struje od tijela. Zakrivljen je i postepeno prelazi u kosi udarni val i naposljetku u Machov udarni val zbog toga što se kosi i povijeni udarni valovi ne mogu protezati u beskonačnost jer pri strujanju kroz svaki element udarnog vala postoji određeni prirast entropije. Kosi udarni val postepeno prelazi u Machov val kroz koji nema prirasta entropije. Ako kut skretanja preraste preko jedne granice δ_{max} , dolazi do formiranja odvojenog udarnog vala.

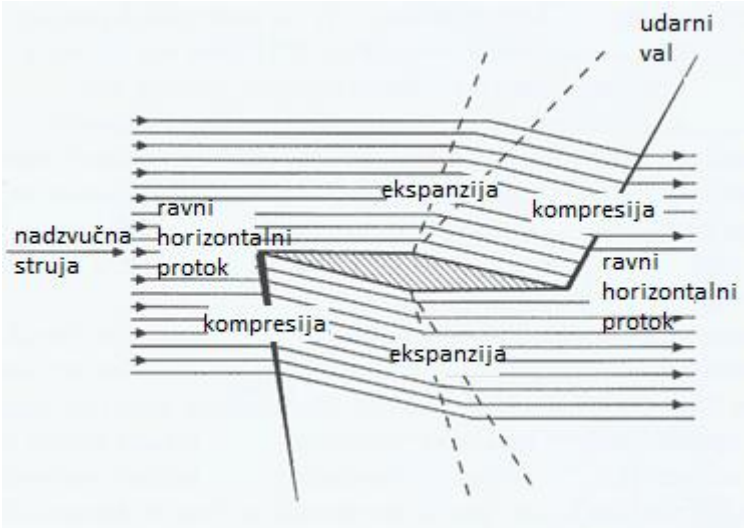
7.5.Povijeni udarni val

Kod aeroprofila konačne debljine s određenim radijusom zaobljenja njegovog nosnog dijela, nosni dio je zaoštren te će se na tom mjestu stvoriti kosi udarni val jer se strujanje zakrene za jedan mali kut. Ako nosni dio ima određen radijus zaobljenja, strujanje u zaustavnoj točki i oko nje nailazi na aeroprofil, tako da bi se moralo zakrenuti gotovo za 90°[5].Na nadzvučnim brzinama to nije moguće i udarni val će se odvojiti od nosnog dijela aeroprofila. Počinje s normalnim udarnim valom neposredno ispred tijela, koji se postepeno pretvara u povijeni, a zatim u kosi. S Machovim brojevima većim od 1 dolazi do jakog odvojenog udarnog vala s područjem na prednjoj strani gdje je Ma<1 kroz koje strujanje treba preći na Ma>1. To nepravilno strujanje odvodi cijeli granični sloj već na samom nosu krila i iza toga dolazi do jakog buffetinga.

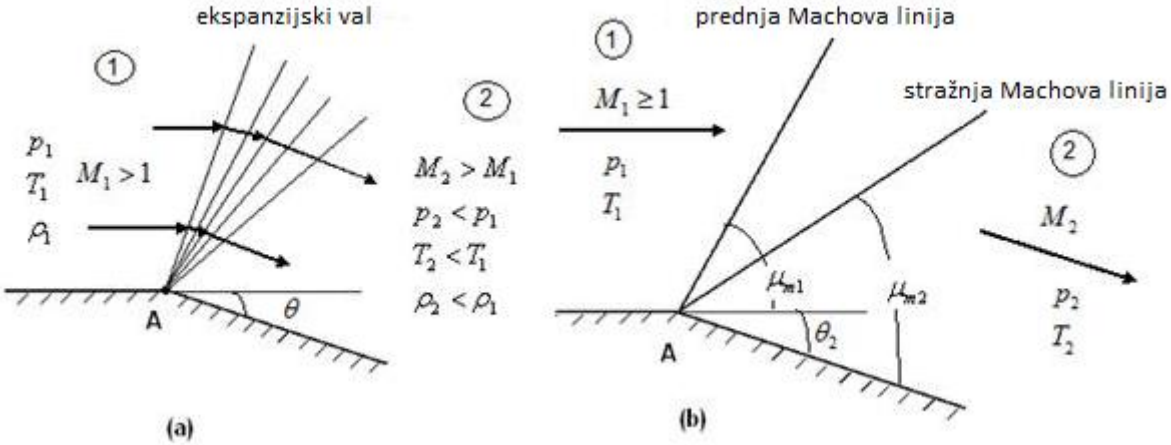
U trodimenzionalnom strujanju oko konusa dolazi samo do djelomičnog skretanja zračne struje pri prolazu kroz udarni val, dok se daljnje skretanje odvija na nekoj udaljenosti iza vala. Pri dvodimenzionalnom strujanju ovo skretanje zračne struje vrši se odmah iza kosog udarnog vala. Svi parametri strujanja ovise samo o Machovom broju i kutu konusa, te u tom slučaju postoji maksimalni kut konusa za dani Machov broj za koji udarni val može biti priljubljen. Brzina je smanjena, ali je i dalje nadzvučna, strujanje pri prolazu kroz val je zakrenuto za kut δ, statički tlak iza vala poraste, statička temperatura također raste, dok energija strujanja opada.

7.6.Ekspanzijski valovi

Ako nadzvučno strujanje u nastojanju praćenja konture čvrste površine skrene od prvobitnog pravca struje, ono će morati ubrzati kako bi moglo slijediti tu površinu. U slučaju konveksnog kuta, podzvučno strujanje bi se odvojio na prijelomnoj točki, dok nadzvučno strujanje ima dovoljno energije da zakrene za određeni kut i dalje slijedi čvrstu površinu. Zračna struja se giba s lijeva na desno u slučaju kada nailazi na kut koji skreće zračnu struju u smjeru kazaljke na satu. Kako bi granični uvjeti bili zadovoljeni, strujanje mora konačno skrenuti za isti kut kao i zid. Pravac strujanja je svugdje određen, osim u području koje je ograničeno Machovom linijom M početnog strujanja i Machovom linijom konačnog strujanja. Te dvije linije ograničavaju jedno područje unutar kojeg se odvija ekspanzija i skretanje struje. Ovdje nema naglih promjena u strujanju i ono ostaje izentropsko, što znači da nema promjene entropije. Ekspanzijski val (slika 16), koji je zapravo Machov val, predstavlja granicu dva strujanja. Prolazom kroz taj val brzina raste, a budući da nema razlike tlakova duž vala, tangencijalna komponenta strujanja se ne mijenja pri prolazu kroz val. To zakretanje ne nastaje trenutno, već se odvija ekspanzija strujanja kroz malo područje ekspanzijskih valova. U tom valu dolazi do povećanja brzine strujanja, Machov broj raste, a tlak, gustoća i temperatura opadaju (slika 17).



Slika 16.Ekspanzijski val, [30]



Slika 17.Ekspanzijski valovi, [31]

7.7.Nadzvučni aeroprofili i krila za nadzvučne brzine

Nadzvučni aeroprofili obično imaju tanki dio oblikovan od ukošene ravnine ili suprotnih lukova koji se još nazivaju bikonveksni aeroprofili, s vrlo oštrim prednjim i stražnjim rubom. Oštri rubovi sprječavaju formiranje udarnih valova ispred aeroprofila prilikom leta. Ovaj oblik aeroprofila je suprotan obliku aeroprofila za podzvučne letove, koji često imaju zaobljene rubove kako bi smanjili odvajanje u širokom rasponu od napadnog kuta. Zaobljeni rub će se ponašati kao tupo tijelo, te bi se prilikom nadzvučnih letova formirali udarni valovi koji bi uvelike povećali otpor. Budući da zaobljeni aeroprofili smanjuju mogućnost odvajanja strujnica i nastanak udarnih valova, oštri aeroprofili podrazumijevaju da će biti osjetljiviji na promjene kod napadnog kuta. Kako bi se povećao uzgon pri manjim brzinama, zrakoplovi s nadzvučnim aeroprofilima također koriste uređaje za povećanje uzgona.

7.7.1. Strijelasta krila

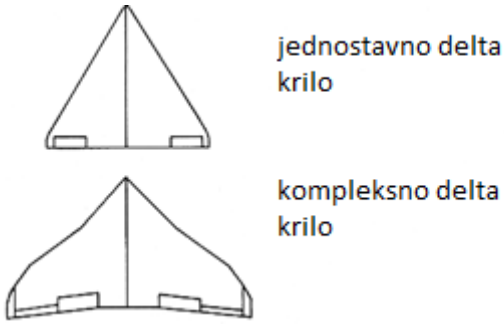
Strijelasto krilo (slika 18) je dizajn krila koje koristi većina modernih zrakoplova koji lete velikim brzinama. Strijelasti dizajn stvara manji otpor, ali je nešto više nestabilan za let pri malim brzinama. Veliko zakošenje krila odgađa nastanak udarnih valova na zrakoplovu dok se približava brzini zvuka. Komercijalni zrakoplovi koriste krila sa umjerenim zakošenjem, što rezultira manjim otporom dok održava stabilnost pri manjim brzinama. Moderni mlazni zrakoplovi koji lete pri visokim brzinama koriste veće zakošenje. Takvi zrakoplovi ne stvaraju puno uzgona tijekom leta pri niskim brzinama, te moraju slijetati i polijetati pri velikim brzinama.



Slika 18. Strijelasta krila, [31]

7.7.2. Delta krila

Pri nadzvučnim brzinama najčešće se koriste delta krila (slika 19). Glavna prednost delta krila je ta da prednji rub krila neće formirati udarni val formiran na nosu trupa prilikom prijelaza sa transsonične na supersoničnu brzinu, te zbog svog oblika omogućuju visoku upravljivost zrakoplovom. Još jedna prednost je u tome što se napadni kut povećava, prednji rub krila stvara vrtlog koji energizira protok, dajući time delta krilima viši kritični napadni kut. Dodatne prednosti delta krila su jednostavnost proizvodnje, snaga i znatno veći unutarnji prostor za gorivo ili drugu opremu. Brzina slijetanja zrakoplova s delta krilima je također vrlo velika jer krila ne stvaraju mnogo uzgona pri malim brzinama.



Slika 19. Delta krila, [31]

7.7.3. Utjecaj zakošenja krila na kritični Machov broj

Vektor brzine može se razložiti na dvije komponente – komponentu koja je okomita na napadni rub krila i komponentu uzduž napadnog ruba. Za određivanje kritičnog Machovog broja mjerodavna je samo komponenta brzine koja prelazi preko lokalnog aeroprofila okomito na liniju napadnih rubova krila. Prema tome Machov kritični broj krila jednak je:

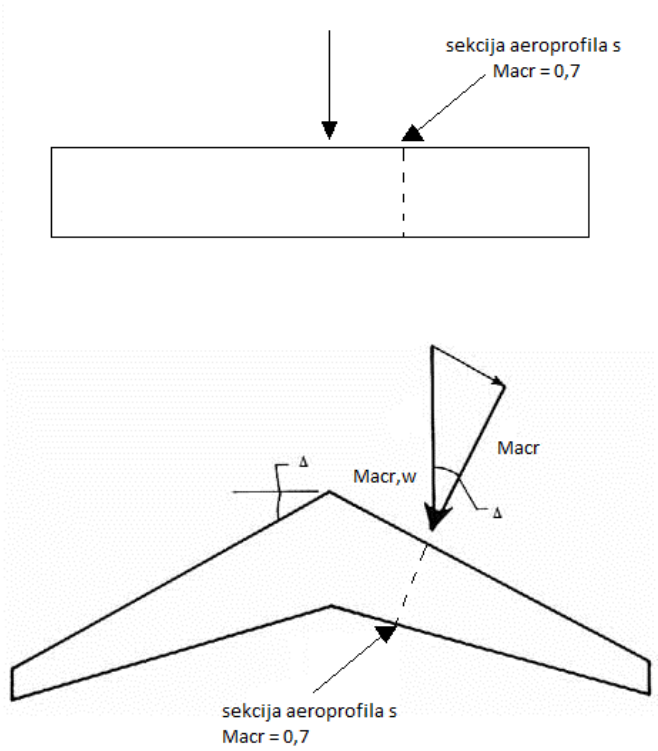
$$Ma_{cr,w} = \frac{Ma_{cr}}{cos\,\Delta} \qquad (16)$$

gdje su: $Ma_{cr,w}$ – Machov kritični broj krila

Ma_{cr} – Machov kritični broj

Δ – kut nagiba napadnog ruba strijele [°]

Ako aeroprofil ima Machov kritični broj Ma_{cr} = 0,7, a strelasto krilo izrađeno od tog istog aeroprofila ima kut nagiba napadnog ruba strijele Δ = 30°, Machov kritični broj za to krilo povećao se na 0,81. (slika 20) Povećanjem Machovog broja povećava se i Machov broj divergencije otpora, a ukupni otpori u okozvučnom području se značajno smanjuju. Prema tome povećanje kuta strijele krila povećava Machov kritični broj, a u krozzvučnom području snažno smanjuje otpor, te smanjuje gradijent krivulje uzgona i maksimalni koeficijent uzgona Cz_{max} .

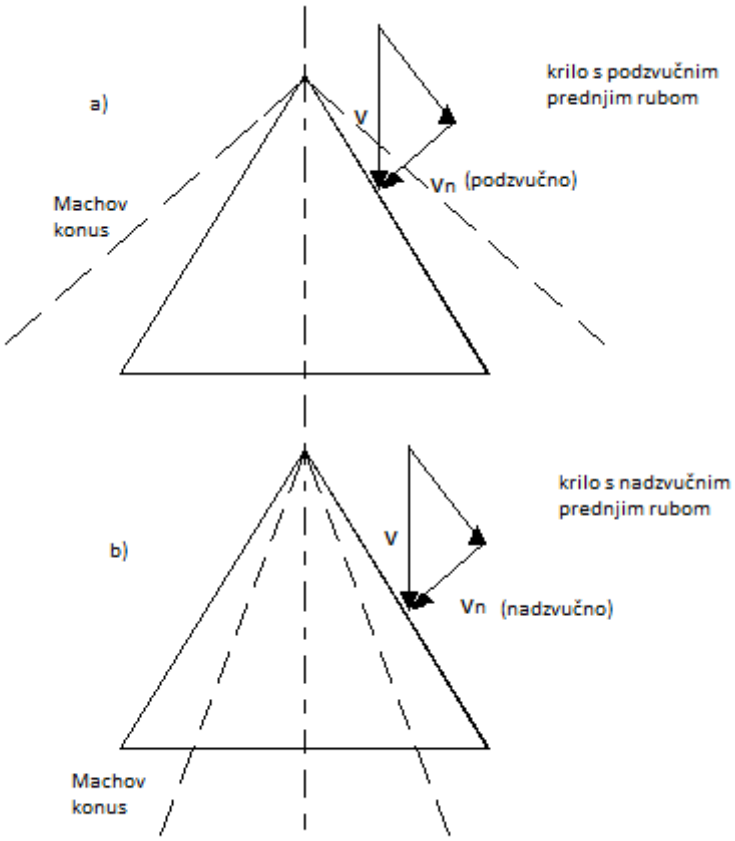


Slika 20. Utjecaj zakošenja krila na kritični Machov broj

Izvor: [4]

7.7.4. Tlak, uzgon i otpor kod krila za nadzvučne brzine

Strijela prednjeg ruba krila bira se tako da pri brzini nadzvučnog krstarenja bude malo iza Machovog konusa, a ne da Machov konus presijeca krilo.

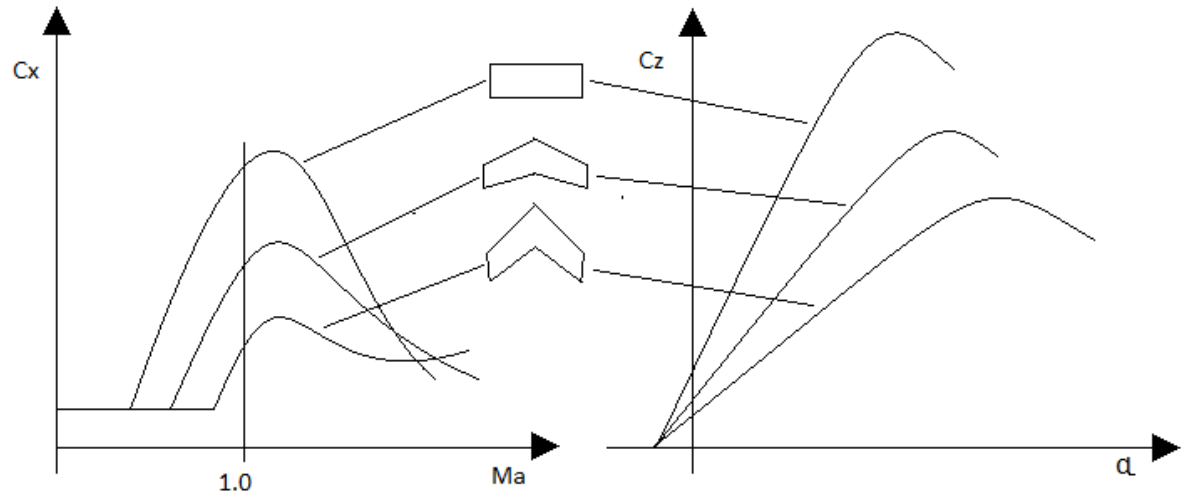


Slika 21. Delta krilo s podzvučnim i nadzvučnim rubom,

Izvor: [2]

Kao što se vidi na slici 21, u slučaju a), napadni rub je izvan Machovog konusa, te je komponenta brzina okomita na napadni kut koji se nalazi u nadzvučnom području. To za posljedicu ima povećane valne otpore koji se javljaju zbog pojave udarnih valova na krilu. U slučaju b) napadni rub nalazi se unutar Machovog konusa, pa se komponenta brzine nalazi u dozvučnom području, što kao rezultat ima manji valni otpor.

Kod nadzvučnih brzina raste utjecaj valnih otpora u odnosu na inducirane otpore. Smanjivanjem vitkosti rastu inducirani otpori, ali se smanjuju valni otpori. Tako se na slici 22 vidi da kod većih nadzvučnih brzina pravokutno krilo ima manje otpore nego strijelasta krila.

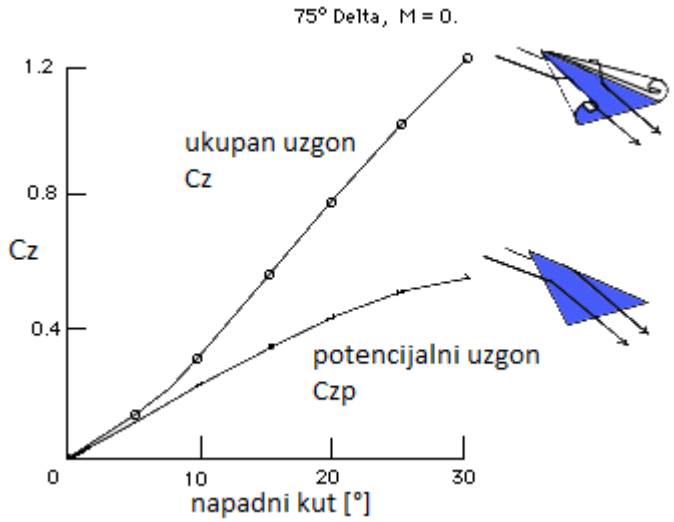


Slika 22. Promjena koeficijenata otpora i uzgona za pravokutna i strijelasta krila

Izvor: [4]

Delta krilo s podzvučnim aeroprofilima daje bolji maksimalni koeficijent uzgona nego pravokutno krilo male vitkosti s oštrim nadzvučnim aeroprofilima. Jedina loša strana delta krila je vrlo veliki napadni kut za postizanje maksimalnog koeficijenta uzgona.

Za delta krila pri visokim napadnim kutevima protok zraka na prednjem rubu krila prerasta u vrtlog na prednjem rubu, koji smanjuje tlak iznad krila induciranjem većih brzina, te time povećava uzgon (slika 23).

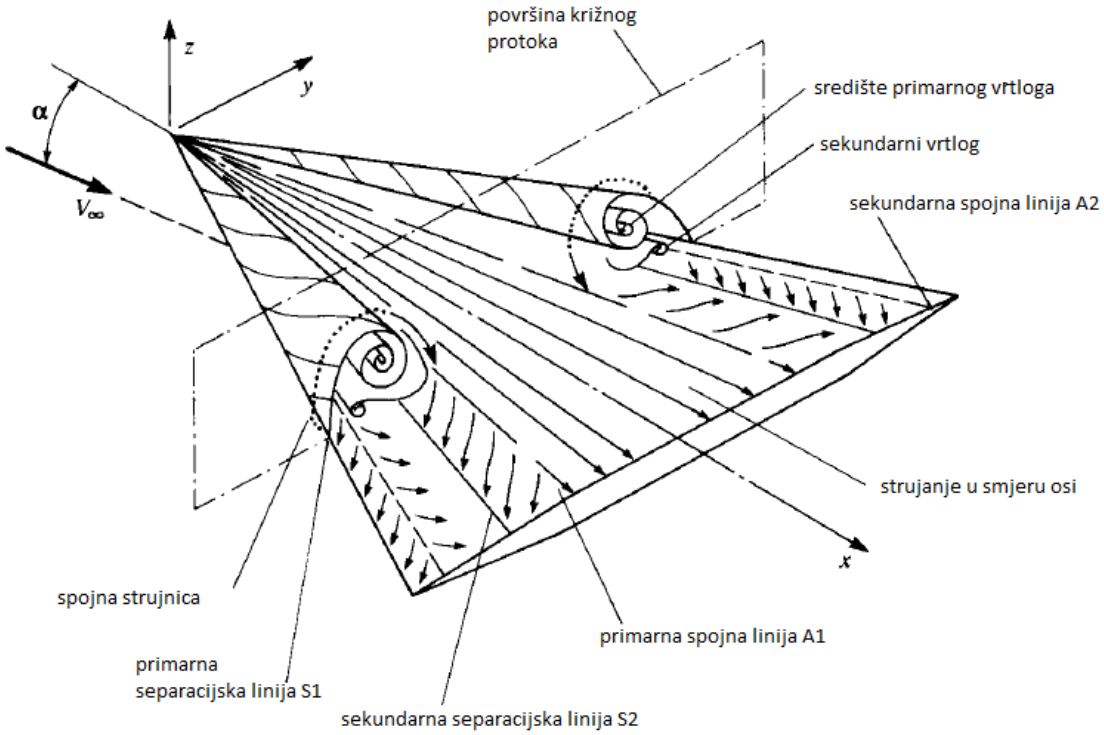


Slika 23. Ovisnost uzgona o napadnom kutu za delta krila, [9]

Delta krila također pružaju pogodnosti strijelastih krila (povećani otpor pri nadzvučnim brzinama) zbog svojih velikih zakošenosti. Brzina slijetanja zrakoplova s delta krilima je također vrlo brza jer krila ne stvaraju mnogo uzgona pri malim brzinama.

7.7.5. Pojave prilikom povećane brzine strujanja na delta krilima

Podzvučno strujanje na vrhu delta krila pri napadnom kutu vidi se na slici 24.



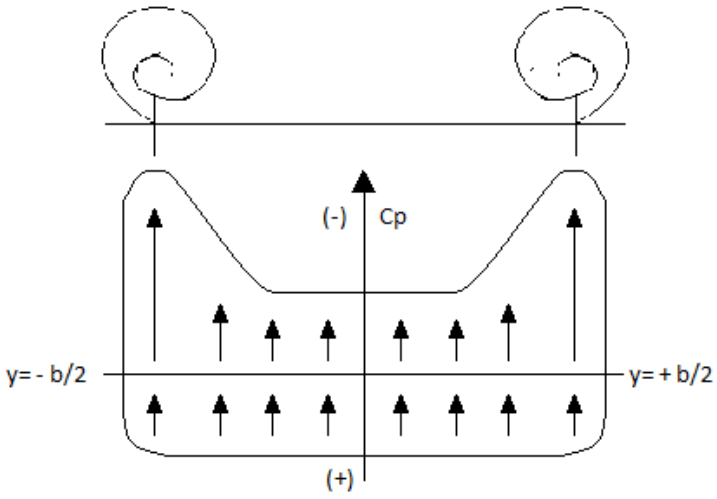
Slika 24. Podzvučno strujanje na vrhu delta krila pri napadnom kutu,

Izvor: [33]

Dominantni aspekt ovog toka su dva vrtloga koji se pojavljuju u blizini jako zakrivljenih rubova. Tlak na donjoj površini krila pri napadnom kutu je veći nego tlak na gornjoj površini. Dakle, strujanje na donjoj površini u blizini prednjeg ruba pokušava se savijati oko prednjeg ruba od donje prema gornjoj površini. Ako je prednji rub oštar, strujanje će se odvojiti po cijeloj dužini. Ovo odvojeno strujanje teče u primarni vrtlog koji postoji iznad krila samo unutar svakog prednjeg ruba. Strujajuća površina koja je odvojena na prednjem rubu (primarna separacijska linija S1) kruži oko krila, te se ponovno spaja sa

primarnom linijom (linija A1). Primarni vrtlog je sadržan u tom kruženju. Sekundarni vrtlog se formira ispod primarnog vrtloga, sa svojom vlastitom separacijskom linijom, označenom sa S2, i svojom spojnom linijom A2. Primjećuje se da se površina strujnica odvaja od spojnih linija A1 i A2 na obje strane tih linija, dok površinske strujnice teže strujati prema separacijskim linijama S1 i S2, a zatim se podižu od površine duž tih linija. Unutar vrtloga na prednjem rubu, površinske strujnice su pričvršćene, a struja nizvodno, neometano duž niz pravolinijskih zraka izlazi iz vrha trokutastog oblika.

Vrtlozi na prednjem rubu su jaki i stabilni. Budući da su izvor visoke energije, relativno visokog vrtložnog toka, lokalni statički tlak u blizini vrtloga je nizak. Dakle, površinski tlak na površini delta krila reducira se blizu prednjeg ruba, te veći i konstantan na sredini krila. Varijacija tlaka duž raspona preko gornje površine u suštini je konstantna i viša (pozitivni koeficijent tlaka). Preko gornje površine, varijacija duž raspona na presjeku krila je konstantna i niža nego tlak slobodnog strujanja (negativni koeficijent tlaka). Blizu prednjih rubova statički tlak znatno opada (vrijednost koeficijenta tlaka postaje još više negativna). Vrtlozi na prednjem rubu stvaraju jako „usisavanje“ na gornjoj površini blizu prednjih rubova (slika 25). Vertikalne strijele pokazuju daljnji efekt distribucije uzgona duž raspona, smjer tih strelica, kao i njihova relativna duljina pokazuju lokalni doprinos svakoj sekciji krila na normalnu raspodjelu sile.

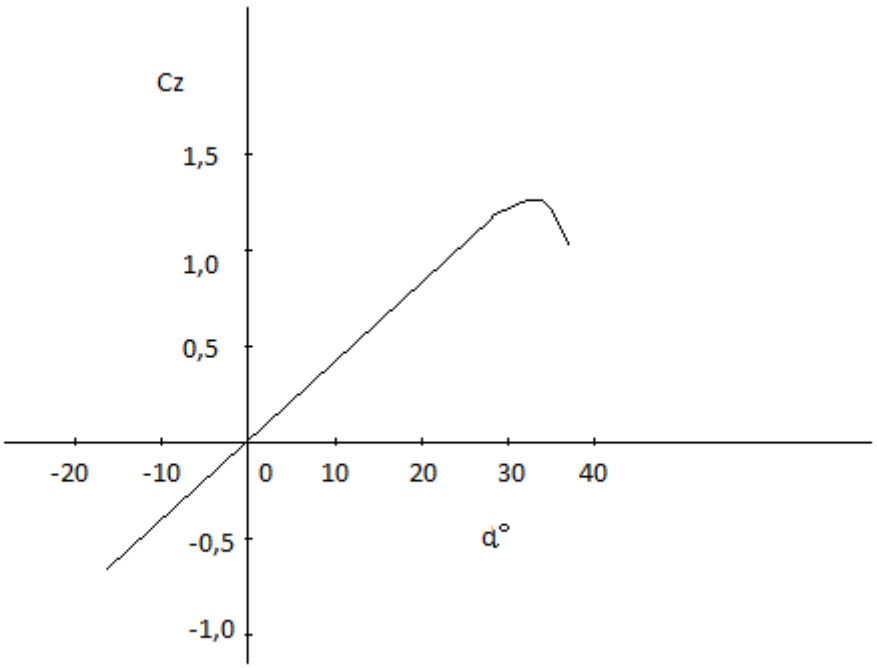


Slika 25. Distribucija koeficijenta tlaka na delta krilu

Izvor: [33]

Efekt usisavanja vrtloga prednjeg ruba poboljšava uzgon, zbog tog razloga, krivulja koeficijenta uzgona za delta krila izlaže povećanje koeficijenta uzgona za vrijednost pri kojoj bi na konvencionalnim krilima došlo do odvajanja strujnica. Uobičajena varijacija koeficijenta uzgona za delta krila sa α=60° su prikazana na slici 26, te su karakteristike:

- Nagib uzgona je nizak, oko 0,05 po stupnju
- Uzgon se nastavlja povećavati prema velikim vrijednostima α, kut sloma uzgona je na 35°



Slika 26. Varijacija koeficijenta uzgona za delta krilo pri napadnom kutu

Izvor: [33]

8. Zaključak

Aeroprofil predstavlja oblik tijela koje će u strujanju oko njega stvarati uzgon. Za potpuno definiranje aeroprofila potrebno je poznavati središnjicu, tetivu, napadni kut te relativnu debljinu i krivinu te njihov položaj. Brzina se u zrakoplovstvu mjeri preko Machovog broja koji predstavlja odnos stvarne brzine leta prema brzini zvuka u tom sredstvu, te se pomoću njega mogu definirati područja brzina.

S obzirom na stlačivost, područja brzina se mogu podijeliti u tri režima: podzvučno, okozvučno i nadzvučno strujanje. Podzvučnim strujanjem se smatra strujanje do brzina Ma=0,7, s time da se do brzina Ma=0,4 utjecaj stlačivosti zraka može zanemariti. Okozvučno područje odgovara brzinama od Ma=0,7 do Ma<1, dok se nadzvučnim strujanjem smatra strujanje veće od Ma=1.

Machov kritični broj predstavlja broj neporemećene struje pri kojemu se na nekom dijelu profila postigne brzina Ma=1 ili veća. Maksimalna brzina se postiže na točki gdje je aeroprofil najispupčeniji. Nakon što dostigne vrijednost Machovog kritičnog broja, tlak u toj točki je minimalan, te nakon vrijednosti Ma>1 dolazi do pojave udarnih valova. S porastom napadnog kuta, vrijednost Machovog kritičnog broja opada, dok će za jednaki napadni kut tanki aeroprofili imati veći Machov kritični broj.

Kod povećanih brzina strujanja, nakon što dođe do pojave nadzvučnog strujanja u nekoj točki, formirase udarni val koji uzrokuje povećanje otpora, a tlak i gustoća iza njega naglo rastu. Zbog naglog rasta otpora dolazi do pojave zvučne barijere, pri čemu se povećava otpor zraka i smanjuju sile uzgona na zrakoplovu. Naglo povećanje tlaka iza udarnog vala dovodi do odvajanja strujnica i sloma uzgona, što uzrokuje promjenu raspodjele tlaka na aeroprofilu.

Nakon pojave udarnih valova mijenja se distribucija tlaka, koeficijent tlaka i uzgona i moment aeroprofila se povećavaju s Machovim brojem, te se povećava nagib pravca koeficijenta uzgona na napadnom kutu. Porastom napadnog kuta, raste odnos koeficijenata tlaka i uzgona do maksimalne vrijednosti pri nekom kutu. U transsoničnom području dolazi do drastičnih promjena koeficijenata uzgona, otpora i momenta, kao i do pomicanja centra tlaka. Do vrijednosti Ma=0,8 koeficijent uzgona raste s Machovim brojem, a nakon formiranja udarnog vala dolazi do naglog pada koji nakon vrijednosti Ma=0,9 raste i zatim

opet pada. Koeficijent otpora nakon vrijednosti Ma=0,7 počinje naglo rasti, a nakon Ma=0,98 opet opada. Zbog odvajanja strujnica centar tlaka se pomiče prema prednjem dijelu aeroprofila, a nakon Ma>1 pomiče se unazad pri čemu koeficijent otpora postiže maksimalnu vrijednost. Nakon ulaza u nadzvučno područje koeficijenti uzgona i otpora padaju prvi put nakon pojave Machovog kritičnog broja.

Kod oštrog napadnog ruba javljaju se kosi udarni valovi priljubljeni za napadni rub, zbog čega se javljaju manji otpori. Kada takav aeroprofil uđe u područje nadzvučnih brzina već kod malih napadnih kutova dolazi do odvajanja strujnica. Centar tlaka pri dozvučnom strujanju nalazi se na ¼, a pri nadzvučnom na ½ aeroprofila za isti napadni kut. Ako nadzvučna struja naiđe na površinu koja je nagnuta prema struji, stvorit će se kosi udarni val. Pri prolazu kroz taj val, strujanje je zakrenuto, brzina smanjena, tlak i temperatura rastu, dok energija strujanja pada. Odvojeni udarni val formira se na nekoj udaljenosti od mjesta početka skretanja struje, te postepeno prelazi u kosi udarni val. Ako nosni dio aeroprofila ima određen radijus zaobljenja, strujanje nailazi na aeroprofil tako da bi se trebalo zakrenuti za gotovo 90°, a pošto pri nadzvučnim brzinama to nije moguće, udarni val će se odvojiti od nosnog dijela aeroprofila. Počinje s normalnim udarnim valom koji prelazi u povijeni i zatim u kosi. Ako se strujanje zakrene od prvobitnog pravca, nastaju ekspanzijski valovi. Nadzvučni Machov broj se povećava iza vala, statički tlak i temperatura se smanjuju te nema gubitka energije strujanja. Pojave udarnih valova su nepovoljne zbog toga što dolazi do pomicanja centra tlaka i smanjenja otpora što dovodi do otežane stabilnosti i upravljivosti zrakoplova.

Prilikom dizajna aeroprofila i krila, u prednosti su delta krila jer zbog svog oblika odgađaju pojavu udarnih valova, povećavaju napadni kut, te omogućavaju bolju upravljivost zrakoplovom.

Literatura

1. http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aerodynamics.html (5.8.2013.)
2. Kesić, P. Osnove aerodinamike. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu; 2003.
3. https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/geom.html(10.8.2013.)
4. Bazijanac, E. Tehnika zračnog prometa: predavanja. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu; 2000.
5. Rendulić, Z. Aerodinamika i mehanika leta: za profesionalne pilote – CPL rating, Tuhelj; 2006.
6. http://www.globalspec.com/reference/45542/203279/chapter-1-review-of-basic-aerodynamic-principles(27.7.2013.)
7. http://www.extreme.org.ba/MotornoLetenje/aerodinamika.htm(25.7.2013.)
8. http://selair.selkirk.bc.ca/training/aerodynamics/high-speed.html(6.8.2013.)
9. http://people.rit.edu/pnveme/MECE356/compressibility/compressibility_lift.html(3.7.2013.)
10. http://www.aboutflight.com/handbook-of-aeronautical-knowledge/ch-4-aerodynamics-of-flight/high-speed-flight (28.7.2013.)
11. http://www.regosearch.com/articles/supersonic(4.8.2013.)
12. http://proleksis.lzmk.hr/51139/ (28.7.2013.)
13. http://www.quora.com/Do-delta-wing-aircraft-generate-more-lift-than-an-aircraft-with-standard-wings(10.6.2015.)
14. http://en.wikipedia.org/wiki/Flow_separation(27.7.2013.)
15. http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/fprops/introvisc/node9.html(27.7.2013.)
16. http://www.aviation-history.com/theory/lift.htm(3.8.2013.)
17. http://hanleyinnovations.blogspot.com/2012_02_01_archive.html(2.8.2013.)
18. http://www.aeromech.usyd.edu.au/structures/as/acs1-p2.htm(30.7.2013.)
19. http://www.fluidcontrol.no/products/quick-release-couplings----high-pressure--tema--snap-tite/tema-quick-release-couplings-hydraulic-series-7500-3-4-(5.8.2013.)
20. http://www.pprune.org/archive/index.php/t-512182.html(1.8.2013.)
21. http://en.wikibooks.org/wiki/Becoming_a_Private_Pilot/Slow_Flight(3.8.2013.)
22. https://www.americanflyers.net/aviationlibrary/pilots_handbook/chapter_3.htm(27.7.2013.)
23. http://en.wikipedia.org/wiki/Drag_coefficient(1.8.2013.)
24. http://www.mcs.anl.gov/~ghosh/CRWENO/2D_Airfoils.html(27.7.2013.)
25. http://www.aerospaceweb.org/question/airfoils/q0003.shtml(2.8.2013.)
26. http://www.scientificamerican.com/article.cfm?id=what-happens-when-an-airc(4.8.2013.)

27. https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/oblique.html(10.8.2013.)
28. http://en.wikipedia.org/wiki/Aerodynamic_center(25.7.2013.)
29. http://www.iaa.ncku.edu.tw/~liang/picture/oblique(6.8.2013.)
30. http://quest.nasa.gov/aero/planetary/atmospheric/lift1.html(9.6.2015.)
31. http://nptel.iitm.ac.in/courses/101103004/module4/lec5/ (20.7.2013.)
32. http://people.rit.edu/pnveme/MECE356/compressibility/compressibility_lift.html(3.7.2013.)
33. Anderson J.D. Fundamentals of aerodynamics. Boston; 2007.

Popis slika

Slika 1. Aeroprofil 3
Slika 2. Središnjica i tetiva aeroprofila 4
Slika 3. Aeroprofil pri pozitivnom i negativnom napadnom kutu 5
Slika 4. Relativna debljina i krivina aeroprofila 7
Slika 5. Machov kritični broj 12
Slika 6. Pojave kod povećane brzine strujanja 14
Slika 7. Formiranje udarnog vala 15
Slika 8. Odvajanje strujnica 16
Slika 9. Odvajanje strujnica u točki S 17
Slika 10. Odvajanje strujnica s povećanjem napadnog kuta 19
Slika 11. Raspodjela tlaka na konturi aeroprofila 22
Slika 12. Rapodjela udarnih valova i tlaka u transoničnom području 31
Slika 13. Ponašanje aeroprofila pri nadzvučnim brzinama 35
Slika 14. Normalni Machov val i kosi udarni val 37
Slika 15. Kosi udarni val 38
Slika 16. Ekspanzijski val 40
Slika 17. Ekspanzijski valovi 40
Slika 18. Strijelasta krila 41
Slika 19. Delta krila 42
Slika 20. Utjecaj zakošenja krila na kritični Machov broj 43
Slika 21. Delta krilo s podzvučnim i nadzvučnim rubom 44
Slika 22. Promjena koeficijenata otpora i uzgona za pravokutna i strijelasta krila 45
Slika 23. Ovisnost uzgona o napadnom kutu za delta krila 45
Slika 24. Podzvučno strujanje na vrhu delta krila pri napadnom kutu 46
Slika 25. Distribucija koeficijenta tlaka na delta krilu 47
Slika 26. Varijacija koeficijenta uzgona za delta krilo pri napadnom kutu 48

Popis grafikona

Grafikon 1. Koeficijent kritičnog tlaka i kritični Machov broj za aeroprofile različite debljine 13
Grafikon 2.Koeficijent uzgona i kritični napadni kut 18
Grafikon 3.Koeficijenti uzgona za različite aeroprofile 20
Grafikon 4.Promjena Cx sa napadnim kutom..... 24
Grafikon 5. Promjena koeficijenta otpora pri povećanju brzine..... 25
Grafikon 6. Krivulja uzgona 26
Grafikon 7.Odnos Cz/Cx u ovisnosti o napadnom kutu..... 28
Grafikon 8.Promjena koeficijenta otpora u transsoničnom području 30
Grafikon 9.Promjena koeficijenta uzgona..... 30
Grafikon 10. Polara aeroprofila..... 33
Grafikon 11. Pomicanje centra tlaka s povećanjem Machovog broja..... 36