Analiza parazitnih otpora letu aviona

Dolanjski, Ines

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

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:119:268188

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Ines Dolanjski

ANALIZA PARAZITNIH OTPORA LETU AVIONA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2016.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 20. travnja 2016.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 3619

Pristupnik: **Ines Dolanjski (0135231761)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Kontrola leta

Zadatak: **Analiza parazitnih otpora letu aviona**

Opis zadatka:

Objasniti što je parazitni ili štetni otpor letu aviona. Nabrojati i objasniti vrste parazitnih otpora, te fizikalne mehanizme koji dovode do njihovog nastanka. Objasniti karakteristične veličine koje utječu na parazitni otpor i njihov utjecaj.
Objasniti otpore pojedinih komponenti konstrukcije zrakoplova.
Objasniti otpor interferencije i otpor uslijed stlačivosti zraka.
Navesti i objasniti metode i mogućnosti za smanjivanje parazitnih otpora letu aviona.
Analizirati udio parazitnih otpora u ukupnom otporu letu aviona.
Izvesti i napisati zaključke.

Zadatak uručen pristupniku: 21. ožujka 2016.

Mentor:

Davor Franjković

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

ANALIZA PARAZITNIH OTPORA LETU AVIONA

ANALYSIS OF AIRPLANE PARASITE DRAG

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Studentica: Ines Dolanjski, 0135231761

Zagreb, kolovoz 2016.

SAŽETAK

Aerodinamička sila koja se suprotstavlja kretanju zrakoplova kroz zrak u svim fazama njegova leta naziva se silom otpora. Komponente od kojih se sastoji ukupna sila otpora su inducirani i parazitni otpor. Ukupni parazitni otpor čini zbroj svih njegovih komponenti; otpora oblika, trenja, interferencije te otpor stlačivosti koji se stvara pri velikim brzinama. Svaka od komponenti ima značajan utjecaj na let zrakoplova te ovisi o bitnim veličinama poput Machovog broja i koeficijenta uzgona. Polara otpora razlikuje se za određene vrste zrakoplova te ovisno o tome imaju li oni čistu konfiguraciju ili ne. Utjecaj otpora nastoji se smanjiti pomoću određenih metoda koje bi učinile let sigurnijim i učinkovitijim.

KLJUČNE RIJEČI: parazitni otpor; otpor oblika; otpor trenja; otpor interferencije; otpor stlačivosti; polara otpora

SUMMARY

The aerodynamic force which opposes the movement of an aircraft trough air in all segments of its flight is called drag force. The components of the total drag force are induced and parasite drag. The sum of the total parasite drag is made of all of its components; form, friction, interference and wave drag which forms at high speeds. Every one of the components has significant influence on aircraft flight and depends on important dimensions such as Mach number and lift coefficient. The drag polaris varies for certain aircraft types and depending on whether they have a clean configuration or not. The drag influence tends to be reduced by certain methods that would make the flight more safer and effective.

KEY WORDS: parasite drag; form drag; friction drag; interference drag; wave drag; drag polaris

SADRŽAJ

1. UVOD 1

2. OPĆENITO O PARAZITNOM OTPORU 2

3. OTPOR OBLIKA 4

4. OTPOR TRENJA 9

4.1. Otpor trenja u laminarnom graničnom sloju 10

4.2. Otpor trenja u turbulentnom graničnom sloju 11

4.3. Načini za smanjivanje otpora trenja 13

5. KOEFICIJENTI OTPORA OBLIKA I TRENJA POJEDINIH KOMPONENTI ZRAKOPLOVA 14

5.1. Krilo 15

5.2. Trup 17

5.3. Rep 20

5.4. Kućište motora 21

6. OTPOR INTERFERENCIJE 23

6.1. Koeficijenti otpora interferencije 23

6.2. Načini za smanjivanje otpora interferencije 25

7. OTPOR STLAČIVOSTI 26

7.1. Koeficijenti otpora stlačivosti 26

7.2. Načini za smanjivanje otpora stlačivosti 28

8. ODNOS PARAZITNOG I INDUCIRANOG OTPORA 30

8.1. Zrakoplovi čiste konfiguracije 30

8.2. Polara otpora za zrakoplove s čistom konfiguracijom 30

8.3. Utjecaj zakrilaca, zračnih kočnica i podvozja 38

9. ZAKLJUČAK 40

1. UVOD

Utjecaj otpora na zrakoplov u svim fazama njegovog leta pokazao se nezanemarivim čimbenikom koji utječe na njegove performanse. Otpor ima najznačajniji utjecaj kod onih zrakoplova čiji dizajn nije dovoljno aerodinamičan, odnosno aeroprofili zrakoplova nemaju dovoljnu i odgovarajuću zakrivljenost, hrapavu površinu i nepravilne prijelaze između konfiguracija dvaju ili više aeroprofila spojenih zajedno. Dakako, pri velikim podzvučnim, ali i krozzvučnim te nadzvučnim brzinama, utjecaj otpora također nije zanemariv jer se pri takvim brzinama stvara dodatna komponenta otpora koja također može narušiti performanse zrakoplova te siguran i učinkovit let. Iz tog razloga vrlo je bitno smanjiti utjecaj otpora na minimalnu razinu kada god je to moguće.

U ovom radu objašnjen je nastanak otpora te njegove dvije glavne komponente; komponenta induciranog i parazitnog otpora no pobliže je objašnjen nastanak i uzroci stvaranja parazitnog otpora za zrakoplove u letu. Definirana je svaka komponenta koja doprinosi parazitnom otporu, fizikalni mehanizmi koji dovode do njihovog nastanka, veličine koje utječu na njih te metode i načini smanjivanja njihovog utjecaja na let. Također, pojašnjen je odnos parazitnog i induciranog otpora na primjerima polare otpora zrakoplova čistih konfiguracija te utjecaj određenih aerodinamičkih površina prilikom njihovog otklanjanja/izvlačenja. Isto je obrađeno unutar 9 glavnih cjelina ovoga rada, a to su:

1. Uvod
2. Općenito o parazitnom otporu
3. Otpor oblika
4. Otpor trenja
5. Koeficijenti otpora oblika i trenja pojedinih komponenti zrakoplova
6. Otpor interferencije
7. Otpor stlačivosti
8. Odnos parazitnog i induciranog otpora
9. Zaključak

2. OPĆENITO O PARAZITNOM OTPORU

Otpor je jedna od komponenti ukupne aerodinamičke sile koja se opire slobodnoj struji zraka prilikom prolaska nekog tijela kroz nju. Kao komponenta ukupne aerodinamičke sile, otpor je uvijek paralelan slobodnom strujanju zraka, a suprotan je smjeru letenja zrakoplova kao što se može vidjeti na slici 2.1. [1] Stvaraju ga krila, trup, rep, kućište motora te ostali elementi zrakoplova. Da bi otpor nastao tijelo zrakoplova mora biti u kontaktu sa fluidom čija se brzina razlikuje od one brzine kojom se kreće zrakoplov, odnosno treba postojati neko kretanje zrakoplova u odnosu na fluid ili kretanje fluida u odnosu na zrakoplov. Kretanje zrakoplova kroz statični fluid kao i kretanje fluida kroz statični zrakoplov će dovesti do nastanka otpora.



Slika 1: Otpor kao komponenta ukupne aerodinamičke sile [1]

Sila koja se suprotstavlja djelovanju sile otpora je sila potiska koju proizvode motori zrakoplova, a također se može vidjeti na slici 1. Prednosti koje se mogu ostvariti sa manjim otporom, a da performanse zrakoplova ostanu iste, su manja potrošnja goriva, veća nosivost plaćenog tereta te manji operativni troškovi. Iz tog razloga se utjecaj otpora na zrakoplov nastoji smanjiti kada god je to moguće.

Parazitni otpor se često naziva i otporom nultog uzgona, a nastaje kod svih tijela prilikom njihovog kretanja kroz fluid. Sastoji se od četiri komponente koje zajedno čine ukupnu komponentu parazitnog otpora D_0, a to su:

- Otpor oblika (često nazivan i otporom tlaka, odnosno otporom profila)
- Otpor trenja

- Otpor interferencije
- Otpor stlačivosti (otpor koji nastaje pri krozzvučnim i nadzvučnim brzinama).[1]

Parazitni otpor zajedno sa induciranim otporom, koji nastaje zbog stvaranja uzgona, čini ukupnu komponentu otpora D.

3. OTPOR OBLIKA

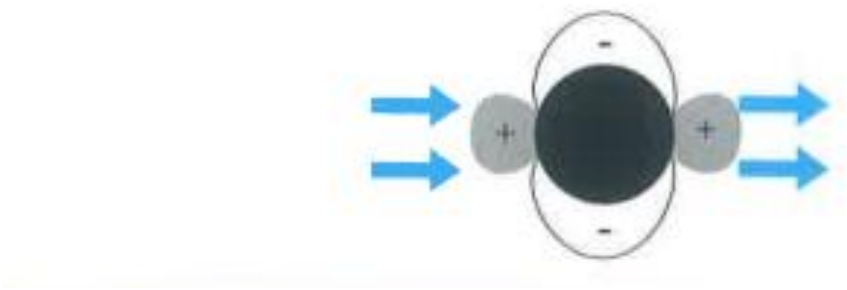
Otpor oblika je ona vrsta otpora koja se stvara prilikom prolaska nekog tijela kroz fluid zbog oblika tog tijela, odnosno zbog izloženosti tijela slobodnoj struji.

Ako se za primjer uzme cilindar koji se kreće kroz fluid bez viskoznosti, tada bi postojala idealna situacija u kojoj bi struja zraka pratila oblik cilindra te ne bi postojalo odvajanje struje od cilindra. Struja zraka se može vidjeti na slici 2. Brzina struje zraka se razlikuje na prednjoj strani cilindra, na gornjem i donjem dijelu cilindra, gdje dostiže svoju maksimalnu brzinu, te ponovo na stražnjoj strani cilindra gdje ponovo ima istu brzinu slobodnog strujanja zraka kao i na prednjoj strani. To je dakako moguće samo u idealnom hipotetskom slučaju fluida bez viskoznosti.



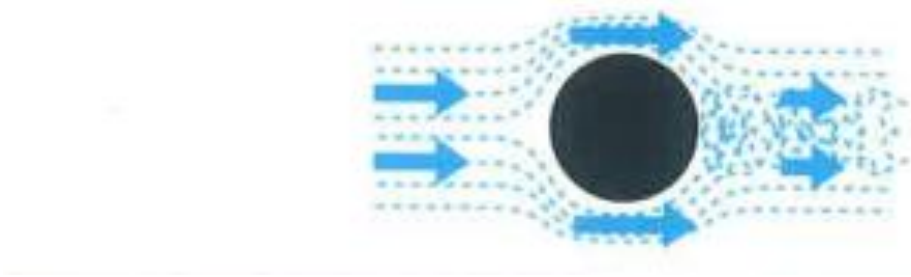
Slika 2: Protok fluida bez viskoznosti uzduž tijelo cilindra [1]

Razlika u brzini struje zraka oko tijela uzrokuje i razliku u tlaku na pojedinim dijelovima tijela. Statički tlak u odnosu na lokalnu brzinu fluida oko cilindra u idealnim uvjetima bio bi raspoređen kao na slici 3. Na prednjoj i stražnjoj strani cilindra imao bi iste vrijednosti zbog toga što i lokalna brzina ima iste vrijednosti na tim dijelovima cilindra. Raspodjela tlaka jednaka je rezultantnoj sili, a ako se uzme u obzir da je rezultantna sila usmjerena poput strujanja zraka, odnosno u smjeru djelovanja otpora, može se zaključiti da je jednaka nuli jer su tlak na prednjoj i stražnjoj strani cilindra dvije jednake i suprotne sile. Dakle cilindar koji bi se kretao u idealnim uvjetima ne bi pružao otpor strujanju.



Slika 3: Tlak oko cilindra u idealnim uvjetima [1]

Ukoliko se u sljedećem primjeru uzme ponovo cilindar, no cilindar koji se ovoga puta kreće kroz fluid koji ima određenu viskoznost, doći će do određenih promjena. Viskozan fluid će pratiti oblik cilindra sve dok se ne desi odvajanje struje zraka od njegovog tijela kao što se može vidjeti na slici 4. Brzina struje zraka je i kod ovog primjera određene veličine na prednjoj strani cilindra, na njegovom gornjem i donjem dijelu doseže svoju maksimalnu veličinu, no nakon toga se struja odvaja od tijela cilindra te zbog toga više ne dostiže brzinu slobodne struje zraka kakva je na prednjem dijelu cilindra. Zbog svog oblika, na cilindru se odvajanje struje zraka odvija ubrzo nakon što struja zraka prođe njegov gornji i donji dio. Ukoliko bi ovaj cilindar bio spljošten na gornjoj i donjoj strani, odvajanje struje zraka bi se odvilo bliže njegovom zadnjem kraju.



Slika 4: Odvajanje protoka zraka od cilindra [1]

Raspodjela tlaka oko cilindra kod viskoznog fluida je ponovo drugačija nego kod onog fluida koji nema viskoznost. Tlak je na stražnjoj strani cilindra različit od onog na prednjoj strani jer brzina strujanja na stražnjoj strani ne dostiže onu na prednjoj. Isto se može vidjeti na slici 5.



Slika 5: Tlak oko cilindra u uvjetima viskoznog fluida [1]

Dakle, sila koja djeluje na stražnju stranu cilindra u ovom slučaju nije balansirana sa silom koja djeluje na prednjoj strani te postoji gubitak količine gibanja, a kao posljedica se stvara rezultantna sila u smjeru relativnog strujanja. Ta sila se naziva sila otpora oblika te se može vidjeti na slici 6.



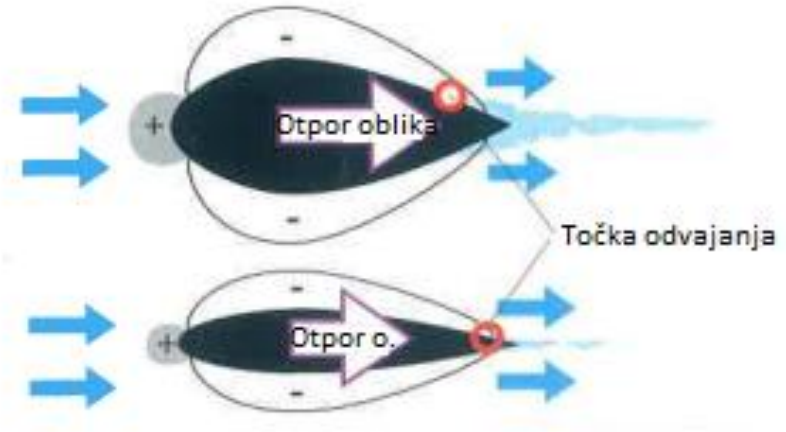
Slika 6: Otpor oblika [1]

Važno je napomenuti da oblik tijela određuje brzinu struje zraka, a posljedično i raspodjelu tlaka oko tijela, zatim poziciju točke u kojoj se struja odvaja od tijela te veličinu turbulentnog traga koji ostaje iza tijela zbog odvajanja strujanja.

Aeroprofil je oblik koji dopušta glatki prijelaz brzine strujanja od njegovog prednjeg dijela do stražnjeg, ima točku odvajanja blizu svoga stražnjeg kraja te stvara manji turbulentni trag. Ima minimalnu razliku u tlakovima na prednjoj i stražnjoj površini i posljedično stvara najmanju vrijednost otpora oblika u odnosu na druga tijela.

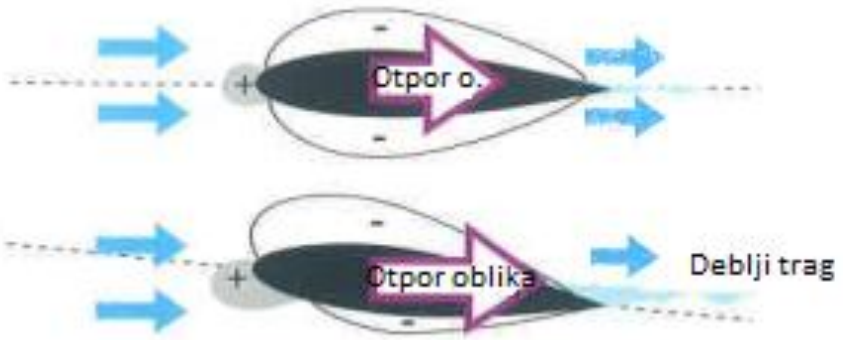
Naravno, nisu svi aeroprofili jednaki, ako se uzmu za usporedbu deblji i tanji aeroprofil koji su prikazani na slici 7, može se vidjeti da deblji aeroprofil ima raniju

točku odvajanja, veći turbulentni trag te veći otpor oblika u odnosu na tanji aeroprofil. Dakle, što se točka odvajanja pojavljuje kasnije, odnosno bliže stražnjem kraju aeroprofila, manji će biti otpor oblika, ali i turbulentni trag.



Slika 7: Razlika u otporu oblika kod debljeg i tanjeg aeroprofila [1]

Na veličinu otpora oblika utječe i napadni kut aeroprofila. S njegovim povećanjem točka odvajanja se pomiče prema naprijed te se posljedično povećava debljina turbulentnog traga. Povećava se i razlika između tlakova na prednjem i stražnjem dijelu aeroprofila, te otpor oblika raste. [1] Isto je prikazano na slici 8.



Slika 8: Utjecaj napadnog kuta na otpor oblika [1]

Prilikom dizajniranja zrakoplova treba obratiti pozornost na njegov oblik koji mora biti takav da ima svojstvo smanjenja otpora oblika što je više moguće. Ukoliko se neka izbočenja na tijelu zrakoplova ne mogu izostaviti, kao na primjer antene ili

podvozje, način na koji se smanjuje njihov prinos otporu oblika se temelji na izradbi određenih oklopa koje izbočinama daju aerodinamičan oblik. Na taj se način dobiva manja razlika u tlaku između prednjeg i stražnjeg dijela izbočine.

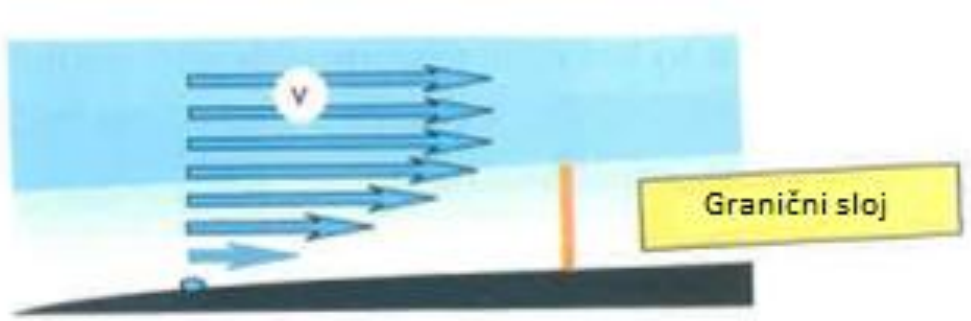
Kružne izbočine stvaraju velik otpor pa su oklopi podvozja koji se mogu vidjeti na slici 9, i oklop elise idealan način da se smanji otpor oblika zrakoplova. [1]



Slika 9: Oklopi podvozja koji služe za smanjenje otpora oblika [1]

4. OTPOR TRENJA

Otpor trenja uzrokovan je smicanjem zraka o površinu tijela zrakoplova unutar tankog sloja zraka tik uz površinu zrakoplova. Taj tanki sloj zraka naziva se granični sloj te se može vidjeti na slici 10, a nastaje kao rezultat viskoznosti zraka koja se opire prolasku nekog tijela kroz zrak. Veličina tog otpora ovisi o stanju graničnog sloja koji može biti laminaran ili turbulentan. Na vrstu graničnog sloja utječe raspodjela tlaka, Reynoldsov broj Re te hrapavost površine zrakoplova.



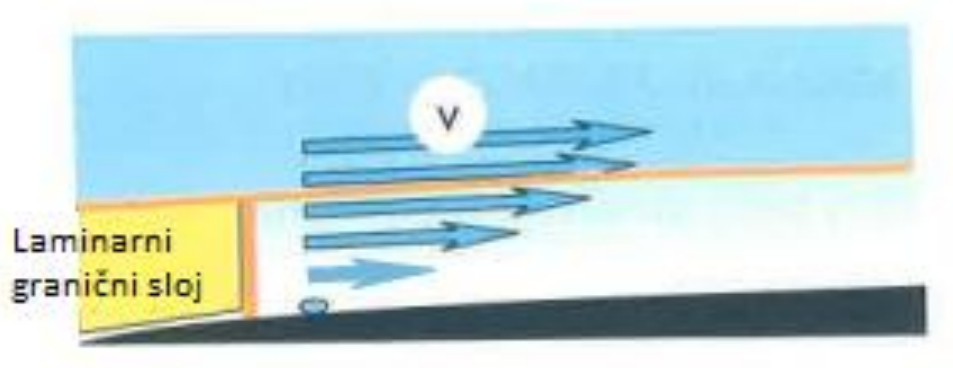
Slika 10: Granični sloj i postepeno usporavanje brzine zraka [1]

Dok zrak struji oko tijela, brzina struje zraka blizu površine tijela postupno usporava dok ne dođe do vrijednosti ništice tik uz površinu, što se također može vidjeti na slici 10. Struja zraka usporava zbog viskoznosti te upravo viskoznost stvara trenje između tijela i zraka te to trenje djeluje unutar graničnog sloja. Trenje ometa protok zraka blizu površine tijela, odnosno tijelo nastoji povući zrak u isti smjer prema kojem se ono kreće.

Granični sloj je obično jako tanak sloj zraka koji može biti širok svega 2 do 10 milimetara, a na stražnjim dijelovima tijela pojedinih zrakoplova s dugačkim trupovima može biti širok do 100 milimetara. [1]

4.1. Otpor trenja u laminarnom graničnom sloju

Ukoliko je površina tijela zrakoplova izrazito glatka, strujanje unutar graničnog sloja će u početku biti vrlo uredno i paralelno s površinom. Iznad takve glatke površine se tada stvara laminarni granični sloj koji se može vidjeti na slici 11.



Slika 11: Laminarni granični sloj [1]

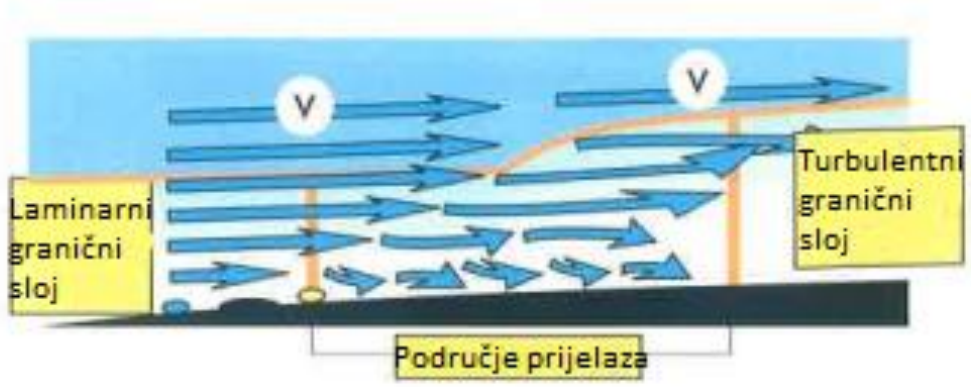
Laminarni granični sloj je izrazito nestabilan pa čak i male smetnje poput zakovica ili ogrebotina na površini mogu uzrokovati nepravilne kretnje koje rezultiraju prijelazom u turbulentni granični sloj. Povećanje tlaka koje uzrokuje velike promjene brzine unutar sloja može također dovesti do prijelaza u turbulentni granični sloj. Dapače, laminarni granični sloj uvijek postaje turbulentan, najkasnije iza maksimalne debljine aeroprofila, zbog porasta tlaka. Pozicija na površini tijela zrakoplova gdje se odvija prijelaz iz laminarnog graničnog sloja u turbulentni se naziva točka prijelaza iza koje slijedi prijelazno područje. [1] Isto se može vidjeti na slici 12.



Slika 12: Točke prijelaza i prijelazna područja [1]

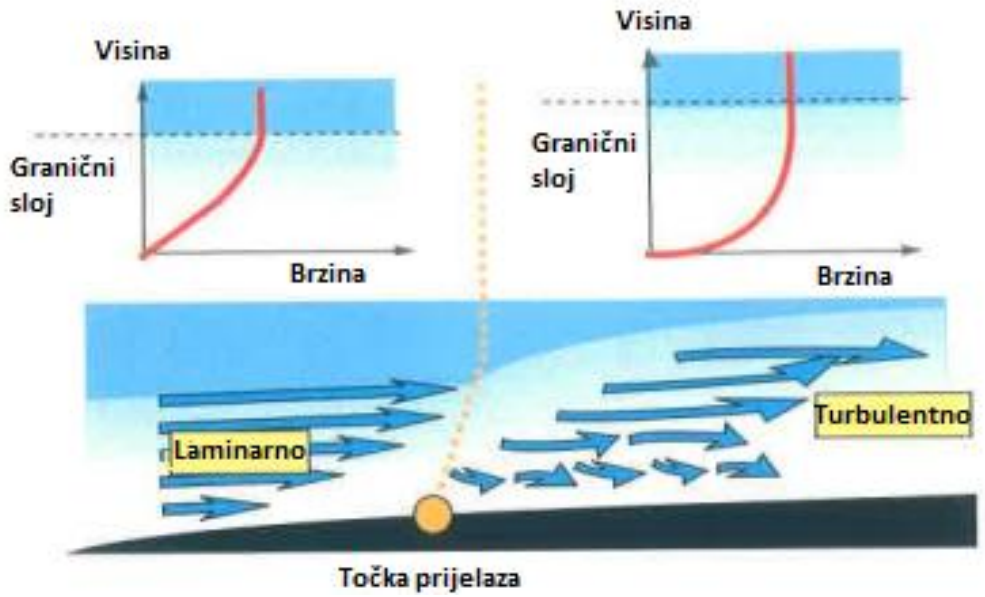
4.2. Otpor trenja u turbulentnom graničnom sloju

Turbulentni granični sloj je sloj veće debljine i duljine u odnosu na laminarni granični sloj te stvara više trenja nego laminarni. Energija je veća u turbulentnom sloju zato što je deblji te ima veću lokalnu brzinu blizu površine tijela zrakoplova. Brzina je veća zbog turbulentnog miješanja zračne struje. Čestice zraka male brzine koje su blizu površine zrakoplova su uvučene u struju zraka velike brzine te se tamo njihova brzina povećava zbog sudaranja sa česticama struje većih brzina i obrnuto. Turbulentni granični sloj može se vidjeti na slici 13.



Slika 13: Turbulentni granični sloj [1]

Na slici 14 se može vidjeti usporedba brzine strujanja zraka u laminarnom i u turbulentnom graničnom sloju. Brzina struje zraka u turbulentnom graničnom sloju veća je uz površinu tijela zrakoplova te brže raste u odnosu na onu struju zraka unutar laminarnog sloja. Brzina se izjednačava s brzinom slobodne struje zraka dok se približava krajnjoj granici turbulentnog sloja.



Slika 14: Usporedba lokalnih brzina u graničnom sloju [1]

Prednost turbulentnog graničnog sloja koji stvara velik otpor je u većoj energiji. Ona čini turbulentni sloj otpornijim na odvajanje strujanja zraka, odnosno odvajanje se događa pri većem napadnom kutu nego ono u laminarnom graničnom sloju. Na većini zrakoplova, točka odvajanja se nalazi blizu vodećeg ruba krila, no na nekim jedrilicama s takozvanim laminarnim sekcijama krila te sa iznimno glatkim površinama, točka prijelaza se nalazi na otprilike 50% tetive aeroprofila. Lokacija točke prijelaza nije konstantna, ona se mijenja zajedno sa promjenom raspodjele tlaka, te promjenom napadnog kuta kao što se može vidjeti na slici 15. [1]



Slika 15: Promjena pozicije točke prijelaza prilikom povećanja napadnog kuta [1]

4.3. Načini za smanjivanje otpora trenja

Utjecaj otpora trenja može se smanjiti na način da se odgodi stvaranje točke prijelaza laminarnog graničnog sloja u turbulentni. To se može postići upotrebom glatkih površina. Dakle, treba se izbjegavati korištenje hrapavih površina, površina sa izbočinama ili udubljenjima, te bilo kakvih ogrebenih ili na neki drugi način oštećenih površina. Trebaju se koristiti glatke površine koje se mogu dobiti upotrebom zakovica koje su u istoj ravnini s površinom zrakoplova, te čišćenjem, poliranjem, bojanjem i primjenom površinskih premaza. [4] Što je površina glatkija, to je otpor trenja manji.

5. KOEFICIJENTI OTPORA OBLIKA I TRENJA POJEDINIH KOMPONENTI ZRAKOPLOVA

U zrakoplovstvu koeficijent otpora može se definirati kao

$$C_D = \frac{D}{qS}$$

gdje su:

C_D - koeficijent otpora,

D – sila otpora [N],

q – gustoća zraka [kg/m^3],

S – površina krila [m^2].

Koeficijent otpora kompleksna je funkcija koja ovisi o parametrima kao što su oblik krila, napadni kut α, Machov broj Ma, Reynoldsov broj Re i sl. Proračuni koeficijenta otpora mogu se dobiti testiranjima u zračnom tunelu ili letnim testiranjem, a najčešće se prikazuju pomoću grafikona.

Za bolje razumijevanje kako i koje komponente zrakoplova doprinose ukupnom koeficijentu otpora zrakoplova C_D, polara otpora je podijeljena na dva dijela, odnosno na koeficijent otpora interferencije C_{Di} te na koeficijent parazitnog otpor C_{D_0}. U stvarnosti takva jednostavna podjela se teško dostiže. Glavni razlozi za to su što mnogi dijelovi parazitnog otpora zrakoplova mogu postati ovisni o uzgonu te pri velikim Machovim brojevima otpor stlačivosti postaje veoma značajan. Za izračun ukupne komponente otpora, korištena je sljedeća formula:

$$C_D = C_{D_{wing}} + C_{D_{fuse}} + C_{D_{emp}} + C_{D_{np}} + C_{D_{flap}} + C_{D_{gear}} + C_{D_{cw}} + C_{D_{store}} + C_{D_{trim}} + C_{D_{interf.}} + C_{D_{misc}}$$

gdje su:

$C_{D_{wing}}$- koeficijent otpora krila (*wing*),

$C_{D_{fuse}}$- koeficijent otpora trupa (*fuselage*),

$C_{D_{emp}}$- koeficijent otpora repa (*empennage*),

$C_{D_{np}}$- koeficijent otpora kućišta motora i nosača motora (*nacelle/pylon*),

$C_{D_{flap}}$- koeficijent otpora zakrilaca (*flap*),

$C_{D_{gear}}$- koeficijent otpora podvozja (*landing gear*),

$C_{D_{cw}}$- koeficijent otpora vjetrobranskog stakla i providnog krova kabine (*canopy/windshield*),

$C_{D_{store}}$- koeficijent otpora vanjskih nošenih spremišta (*store*),

$C_{D_{trim}}$- koeficijent otpora trimera (*trim*),

$C_{D_{interf.}}$- koeficijent otpora interferencije (*interference drag coefficient*),

$C_{D_{misc}}$- koeficijent otpora ostalih utjecaja (*miscellaneous drag coefficient*) [2]

no, u ovom poglavlju razradit će se tematika vezana za koeficijente parazitnog otpora krila, trupa, repa i kućišta motora u kombinaciji sa nosačem motora, odnosno elemenata koji zauzimaju najveću površinu zrakoplova te imaju najveći doprinos u stvaranju parazitnog otpora zrakoplova.

5.1. Krilo

Doprinosi otpora vezani za krilo sastoje se od:

- Otpora oblika
- Otpora trenja
- Otpora interferencije
- Otpora stlačivosti
- Induciranog otpora.

Koeficijent otpora krila određuje se iz slijedeće formule:

$$C_{D_{wing}} = C_{D_{0_w}} + C_{D_{L_w}}$$

gdje su:

$C_{D_{0_w}}$ - koeficijent otpora nultog uzgona krila,

$C_{D_{L_w}}$ - koeficijent induciranog otpora krila.

Podzvučni koeficijent otpora nultog uzgona krila $C_{D_{0_w}}$, može se empirijski odrediti iz:

$$C_{D_{0_w}} = R_{wf} R_{LS} C_{f_w} \left\{1 + L\left(\frac{t}{c}\right) + 100\left(\frac{t}{c}\right)^4\right\} \frac{S_{wet_w}}{S}$$

gdje su:

R_{wf} – faktor interferencije krila i trupa,

R_{LS} – faktor korekcije uzgonske površine koji ovisi o kutu strjelastog krila,

C_{f_w} – koeficijent trenja turbulentnog strujanja preko ravne ploče krila,

L – parametar lokacije debljine aerotijela,

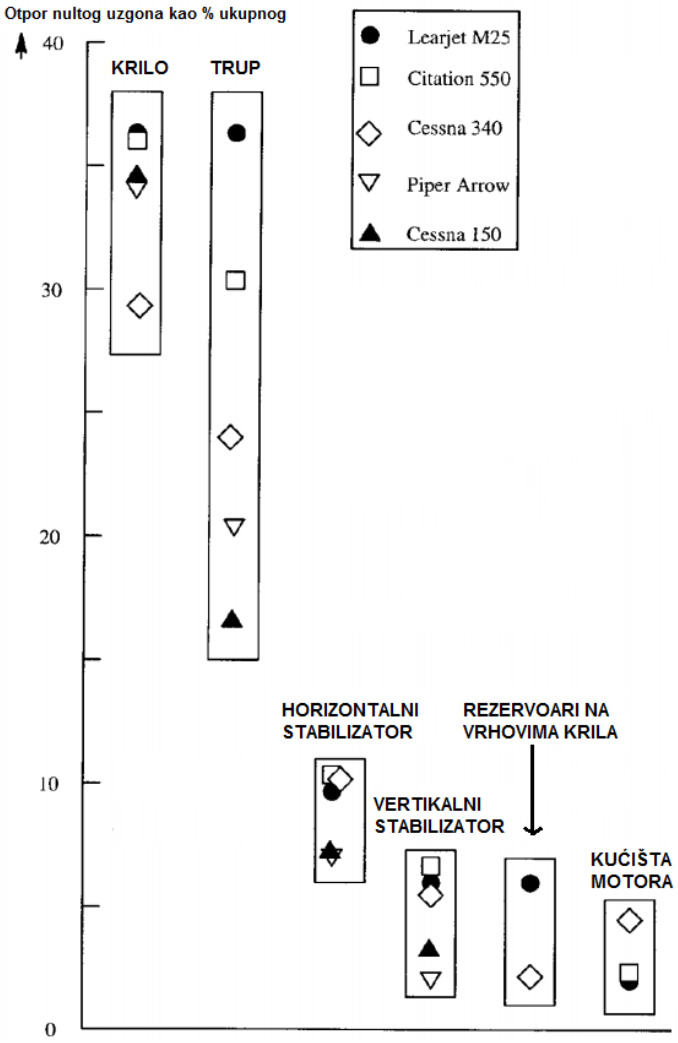
$\left(\frac{t}{c}\right)$ – relativna debljina krila,

S_{wet_w} – površina krila izložena utjecaju fluida (struje zraka),

S – površina krila. [2]

Relativna debljina krila $\left(\frac{t}{c}\right)$ odnosi se na otpor oblika. Površina izložena utjecaju fluida S_{wet_w} ima važnu ulogu u određivanju otpora krila. Ona ovisi o tome koliko je površine izloženo utjecaju struje zraka. Pri dizajniranju novog zrakoplova odabir površine krila S ima bitnu ulogu u performansama zrakoplova u krstarenju, u performansama u odnosu na duljinu uzletno-sletne staze, te u doletu zrakoplova iz razloga što je većina krila korištena za spremanje goriva.

Slika 16 prikazuje otpor nultog uzgona krila za pet različitih vrsta zrakoplova. Može se vidjeti da krilo, uz trup, najviše doprinosi otporu zrakoplovu.



Slika 16: Udio otpora nultog uzgona krila i trupa u ukupnom otporu zrakoplova za pet različitih zrakoplova [2]

5.2. Trup

Ukupan otpor trupa sastoji se od otpora oblika, trenja, interferencije, stlačivosti te induciranog otpora.

Koeficijent otpora trupa određuje se iz slijedeće formule:

$$C_{D_f} = C_{D_{0_f}} + C_{D_{b_f}} + C_{D_{L_f}}$$

gdje su:

$C_{D_{0_f}}$ - koeficijent otpora nultog uzgona trupa,

$C_{D_{b_f}}$ – koeficijent otpora baze (otpor koji se stvara zbog baznog tlaka nižeg od okolnog tlaka te je dio otpora oblika),

$C_{D_{L_f}}$ - koeficijent induciranog otpora trupa.

Koeficijent otpora nultog uzgona trupa za podzvučne zrakoplove može se odrediti empirijski preko slijedeće formule:

$$C_{D_{0_f}} = R_{wf} C_{f_f} \left\{ 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0.0025 \left(\frac{l_f}{d_f}\right) \right\} \frac{S_{wet_f}}{S}$$

gdje su:

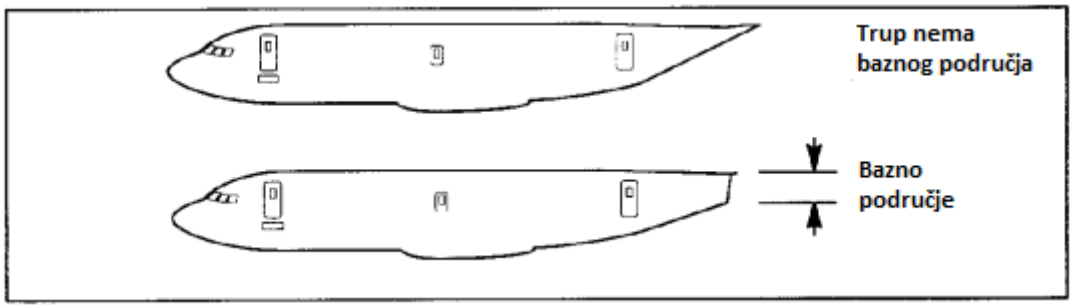
C_{f_f} – koeficijent trenja turbulentnog strujanja preko ravne ploče trupa,

$\left(\frac{l_f}{d_f}\right)$ – omjer duljine i dijametra trupa, odnosno vitkost trupa,

S_{wet_f} – površina trupa izložena utjecaju fluida. [2]

Površina trupa izložena utjecaju struje zraka S_{wet_f} određena je dizajnom zrakoplova, odnosno veličinom njegovog presjeka. Za veći broj putnika potreban je veći broj sjedala, a time je potrebno i osigurati dovoljno mjesta putnicima, odnosno pružiti im zadovoljavajuću razinu komfora. Što je ta razina komfora veća i raspoloživih mjesta za putnike više, biti će veća i površina izložena struji zraka, a s time će biti veći i otpor trenja.

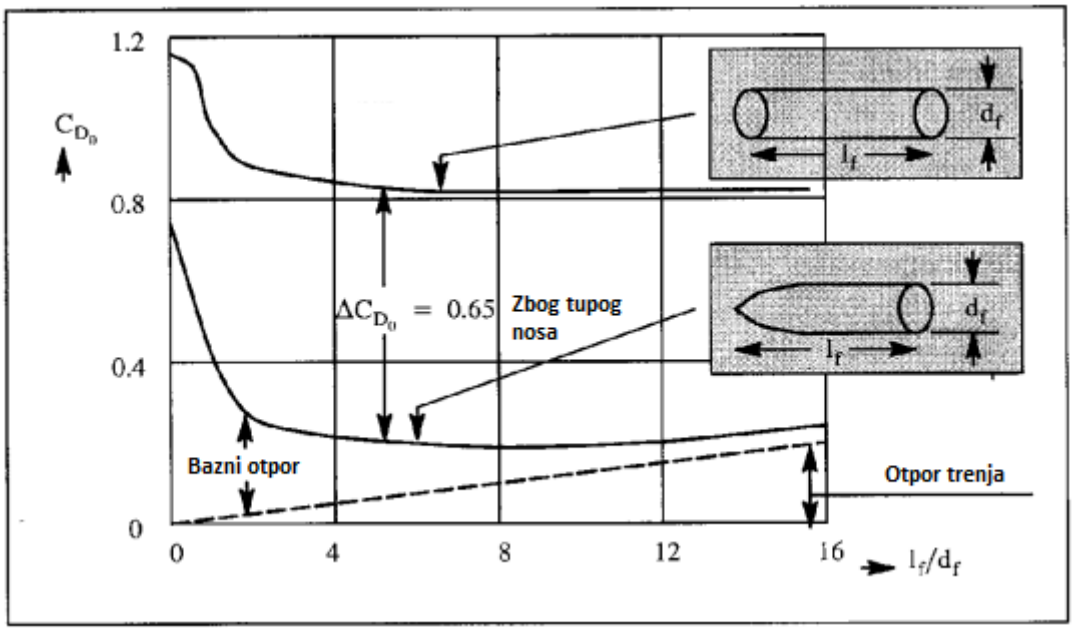
Kada je trup zarubljen stvara se takozvano bazno područje koje se može vidjeti na slici 17 na primjeru trupa zrakoplova.



Slika 17: Primjeri trupa sa i bez baznog područja [2]

Kao rezultat baznog područja nastaje dodatni otpor, odnosno bazni otpor. Često je bazno područje trupa zrakoplova posljedica smještanja ispušne cijevi mlaznog motora ili pomoćne jedinice za napajanje (*Auxiliary Power Unit*) na stražnji kraj trupa. Dok motor radi, ispuh velike brzine izlazi iz baznog područja što poništava efekt baznog područja. Dakle, dok motor radi može se pretpostaviti da je bazno područje, odnosno efekt baznog područja jednak nuli.

Kada trup nije dovoljno aerodinamičan može doći do odvajanja strujanja zraka. To uzrokuje pojavljivanje određene količine baznih područja te rezultira baznim otporom. [2] Slika 18 prikazuje primjere koeficijenata baznog otpora.



Slika 18: Utjecaj baznog otpora na trup zrakoplova kod nedovoljno i dovoljno aerodinamičnog trupa [2]

Sa slike je vidljivo da za istu vitkost trupa gornji nedovoljno aerodinamičan trup i donji dovoljno aerodinamičan trup imaju različite vrijednosti koeficijenta baznog otpora. Koeficijent baznog otpora kod trupa tupokutnog nosa može biti veći za čak $\Delta C_{D_0} = 0.65$ od aerodinamičnog trupa.

5.3. Rep

Repne površine zrakoplova se obično sastoje od horizontalnog i vertikalnog stabilizatora, no u nekim slučajevima se dodatno mogu koristiti kanardi uz horizontalni stabilizator ili umjesto njega. Ukupni otpor kojeg prouzrokuju sve te površine naziva se otporom repa, a on se sastoji od otpora oblika, trenja, interferencije, stlačivosti i induciranog otpora.

Koeficijent otpora repa može se odrediti iz slijedeće formule:

$$C_{D_{emp}} = C_{D_{0_{ht}}} + C_{D_{0_{vt}}} + C_{D_{0_c}}$$

gdje su:

$C_{D_{0_{ht}}}$ - koeficijent otpora nultog uzgona horizontalnog stabilizatora,

$C_{D_{0_{vt}}}$ – koeficijent otpora nultog uzgona vertikalnog stabilizatora,

$C_{D_{0_c}}$ - koeficijent otpora nultog uzgona kanarda.

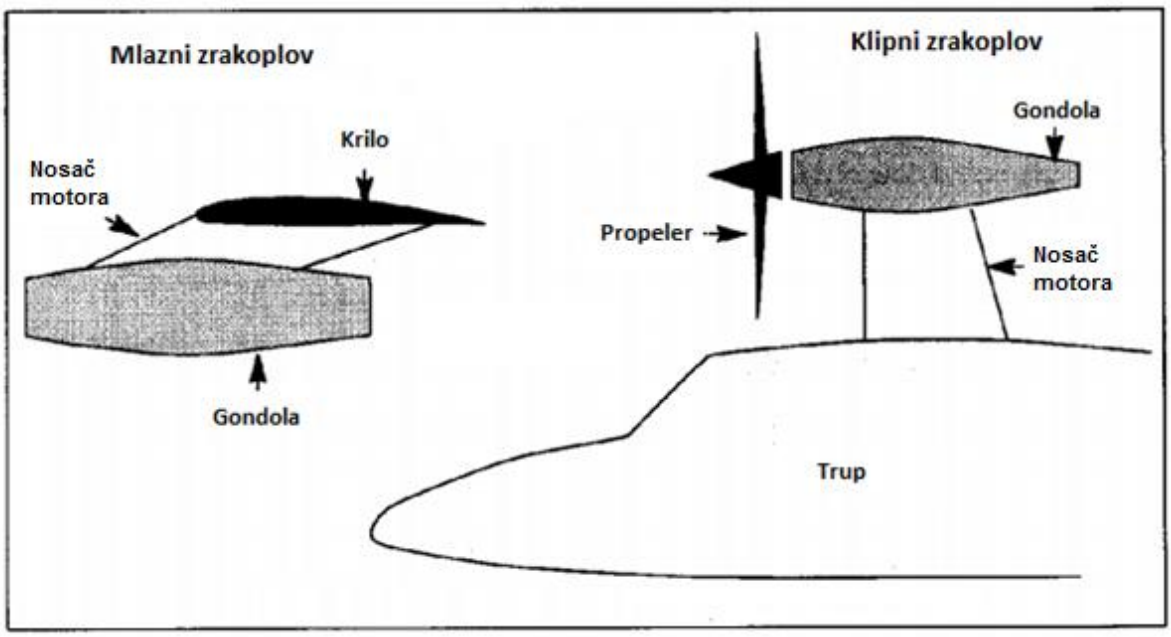
Doprinosi koeficijenta otpora nultog uzgona za navedene repne površine mogu se procijeniti sukladno sa jednadžbom za podzvučne koeficijente otpora nultog uzgona krila $C_{D_{0_w}} = R_{wf} R_{LS} C_{f_w} \left\{1 + L\left(\frac{t}{c}\right) + 100\left(\frac{t}{c}\right)^4\right\} \frac{S_{wet_w}}{S}$, uz odgovarajuće modifikacije za razlike u Reynoldsovom broju, debljini i površini izloženoj utjecaju fluida. [2]

5.4. Kućište motora

Doprinos otporu zbog kućišta motora (gondole) te nosača motora, odnosno struktura korištenih za podupiranje motora i njegovog kućišta, za mlazne ili klipne zrakoplove sastoji se od:

- Otpora oblika
- Otpora trenja
- Otpora interferencije
- Otpora stlačivosti
- Induciranog otpora.

Uglavnom se kombinacija kućišta motora i nosača motora razdvaja u te dvije komponente; kućište motora i nosač motora korišten da pričvrsti kućište za trup ili krilo. Kod mnogih lakih jednomotornih zrakoplova nosači motora se ne koriste. Na slici 19 može se vidjeti primjer instalacija nosača i kućišta motora na primjeru mlaznog i klipnog zrakoplova.



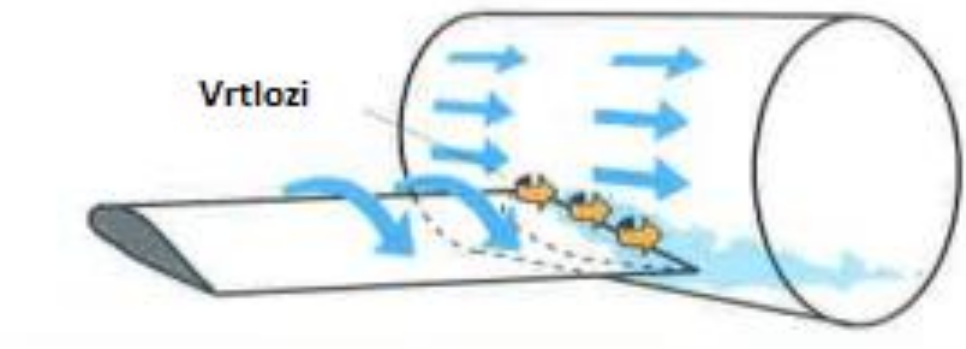
Slika 19: Primjer instalacija nosača motora i gondole na mlaznom i klipnom zrakoplovu [2]

Za kućište motora, doprinosi koeficijenta otpora nultog uzgona mogu se zadovoljavajuće procijeniti koristeći istu metodologiju za određivanje otpora trupa, no određivanje površine izložene utjecaju zračne struje mora se izvesti oprezno. Samo se vanjski dio kućišta motora uzima za izloženu površinu. Bilo kakav otpor uzrokovan unutarnjim strujanjem zraka kroz kućište se obično uzima kao djelovanje suprotno instaliranom potisku.

Što se tiče nosača motora, doprinosi koeficijenta otpora nultog uzgona mogu se dovoljno točno procijeniti koristeći metodologiju za određivanje koeficijenta otpora krila. [2]

6. OTPOR INTERFERENCIJE

Otpor interferencije je takva vrsta otpora koja se stvara prilikom nailaska struje zraka na dva ili više spojenih dijelova tijela zrakoplova. Kada god su dvije ili više komponenata zrakoplova postavljene u zajedničku konfiguraciju, prosječna brzina strujanja uz površinu svake komponente je uvijek povećana. Za primjer se može uzeti spoj krila i trupa zrakoplova; veća lokalna brzina zračne struje na krilu nego na trupu zrakoplova uzrokuje razliku u tlaku koja pak uzrokuje vrtloge i moguća odvajanja strujanja. Ti vrtlozi stvaraju otpor koji se naziva otpor interferencije. [1] Isto se može vidjeti na slici 20.



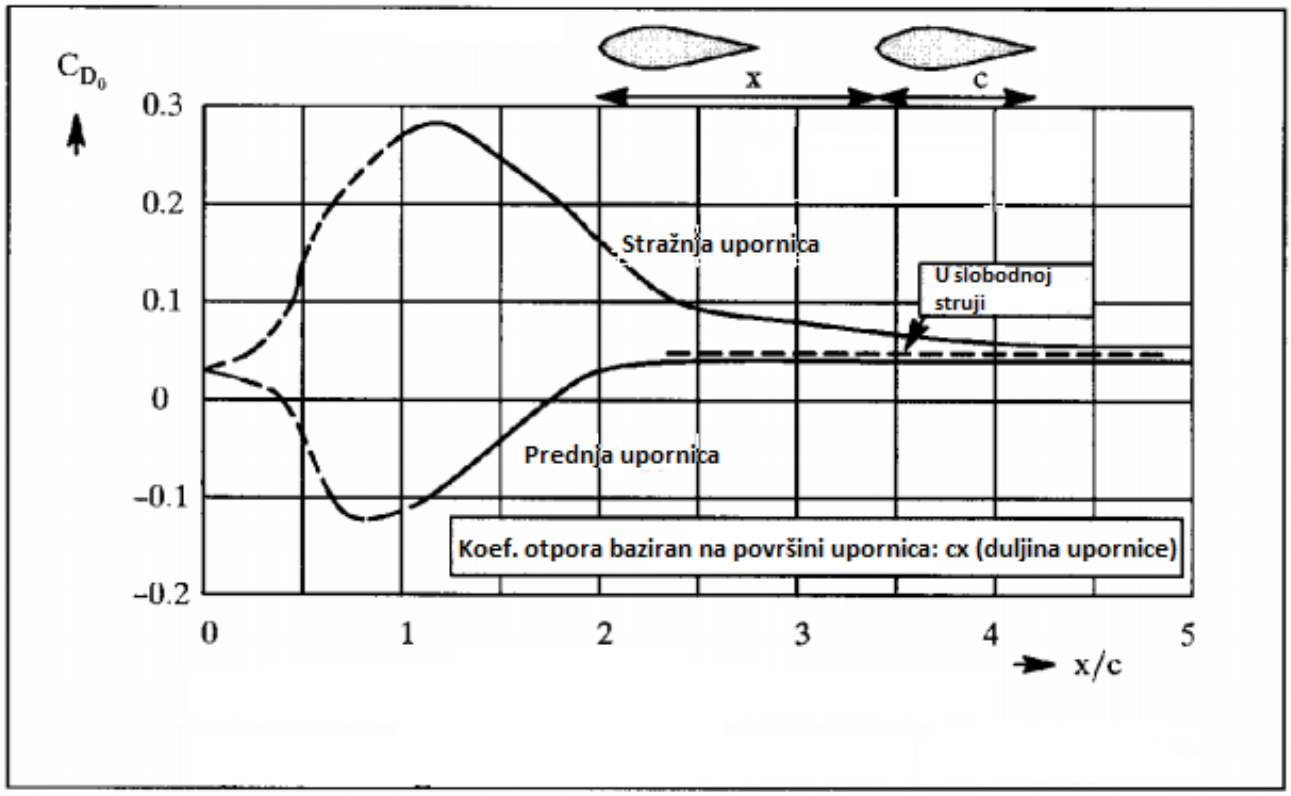
Slika 20: Otpor interferencije konfiguracije krila i trupa zrakoplova [1]

Osim na spojevima krila i trupa, otpor interferencije se također pojavljuje na spojevima krila i kućišta motora (ponekad u kombinaciji sa nosačem motora) te na spojištima vertikalnog stabilizatora, horizontalnog stabilizatora i trupa te kanarda ukoliko je sadržan dizajnom zrakoplova.

6.1. Koeficijenti otpora interferencije

Nepovoljan gradijent tlaka koji je povezan sa smanjenjem brzine iznad zadnjih krajeva komponenti odgovoran je za značajni porast koeficijenta otpora interferencije. Ukoliko su komponente zrakoplova konfigurirane u tandemu, otpor

stražnje komponente može biti povećan jer turbulentni trag male energije koji stvara prednja komponenta zrakoplova prolazi preko nje. Ukupni će otpor dviju komponenata koje su smještene jedna blizu druge uvijek biti veći od zbroja njihovih individualnih otpora. Primjer je prikazan na slici 21 za dvije upornice.



Slika 21: Koeficijent otpora za par upornica u tandemu [2]

Integracija krila i trupa kao i integracija kućišta motora sa krilom ili trupom uzrokuje otpor interferencije koji se sastoji od parazitnog i induciranog otpora. Parazitni otpor interferencije najmanji je kada je krilo blizu nosa trupa. Otpor interferencije doseže maksimum za krila locirana bliže zadnjem kraju trupa, osobito ako je krilo montirano iza lokacije maksimalne širine trupa. Za to je odgovorna debljina graničnog sloja koja se povećava uzduž trupa te izaziva smanjenje lokalnog dinamičkog tlaka.

Otpor interferencije repnih površina ima manje vrijednosti za one površine montirane bliže zadnjem kraju trupa nego za one koje se nalaze više prema prednjem kraju trupa. Slično može biti objašnjen doprinos koeficijentu otpora

interferencije kućišta motora. Pri jako malom uzgonu, blizu nule, otpor interferencije kućišta motora i krila je približno jednak otporu sekcije površine krila dvostruke veličine površine krila prekrivene kućištem motora. Naravno, treba se uzeti u obzir da je površina izložena utjecaju zračne struje pri spojevima krila i trupa te pri spojevima krila i kućišta motora, smanjena. Do otpora interferencije spomenutih spojišta dolazi uglavnom zbog promjene u distribuciji uzgona uzduž raspona krila. Distribucija uzgona sa trupom ili kućištem motora spojenih sa krilom je nepravilnija što povećava inducirani otpor. [2]

6.2. Načini za smanjivanje otpora interferencije

Najuobičajeniji način za smanjivanje otpora interferencije je postavljanje takvih konstrukcija na spojeve dvaju dijelova tijela zrakoplova koje će tim spojištima dati aerodinamičan oblik. Takve konstrukcije mijenjaju struju zraka na spoju te umanjuju vrtloge.

Odvajanje struje zraka pri velikim brzinama stvara znatan otpor pa se za zrakoplove koji postižu krozzvučne brzine nastoji smanjiti brzina zračne struje na gornjem dijelu krila, gdje se ono spaja sa trupom. To se postiže smanjivanjem uzgona pri spoju preko takvih konstrukcija koje mijenjaju zakrivljenost sekcije aeroprofila iz pozitivne u negativnu te se na taj način uzgon ravnomjerno raspoređuje uzduž tetive. Na slici 22 može se vidjeti spoj trupa i krila sa određenim konstrukcijama koje umanjuju otpor pri pozitivnoj i negativnoj zakrivljenosti aeroprofila. [1]



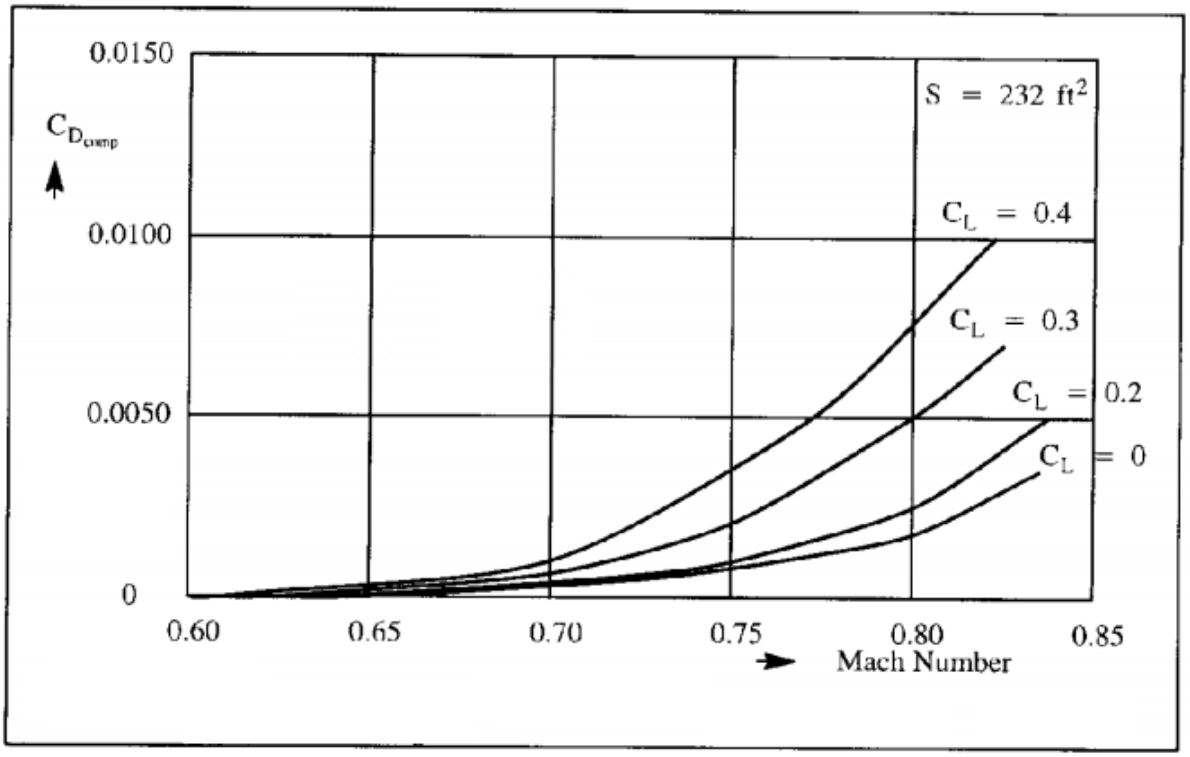
Slika 22: Konstrukcija za smanjivanje otpora interferencije pri pozitivno (lijevo) i pri negativno (desno) zakrivljenoj sekciji aeroprofila [1]

7. OTPOR STLAČIVOSTI

Otpor stlačivosti je vrsta otpora koja se javlja pri krozzvučnim i nadzvučnim brzinama te usporava kretanje zrakoplova zbog formiranja udarnih valova. Udarni valovi se formiraju oko cijelog zrakoplova pri nadzvučnim brzinama, dok se pri krozzvučnim brzinama formiraju oko pojedinih dijelova zrakoplova kao što su na primjer upravljačke površine, odnosno površine oblikovane da proizvedu aerodinamičku reakciju, to jest uzgon. Na takvim površinama zračna struja ubrzava do brzine zvuka, a zatim usporava ponovno na podzvučnu brzinu. Udarni valovi formiraju se u točki gdje zračna struja dostigne podzvučnu brzinu. Kako zrakoplov ubrzava, površina krila na kojoj se formiraju nadzvučne brzine struje zraka se povećava, udarni val se pomiče bliže zadnjem kraju krila te postaje veći. Odvajanje graničnog sloja se također povećava s povećanjem brzine te ukoliko se brzina poveća iznad ograničavajućeg Machovog broja M_{MO} (najveći Machov broj pri kojemu se može upravljati zrakoplovom) može se pojaviti ozbiljna turbulencija, gubitak kontrole nad zrakoplovom ili pojava „*Mach Tuck*“, odnosno tendencija zrakoplova da ima nagib nosom prema dolje. Većina zrakoplova krstari unutar raspona Machovog broja 0.75 do 0.85. [6]

7.1. Koeficijenti otpora stlačivosti

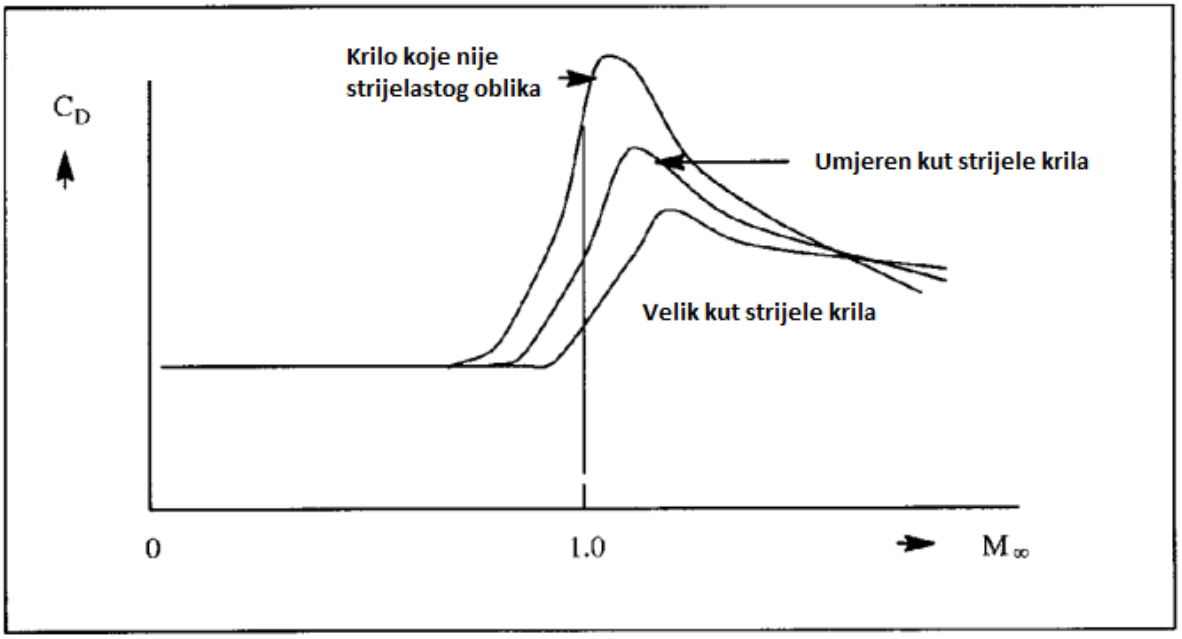
Zbog stlačivosti, obično se poveća otpor interferencije spojeva kombinacija krilo/trup, krilo/kućište motora i trup/kućište motora. Primjer promjene koeficijenta otpora stlačivosti $C_{D_{comp.}}$ sa Machovim brojem i koeficijentom uzgona može se vidjeti na slici 23 na primjeru mlaznog zrakoplova. Sa porastom Machovog broja i koeficijenta uzgona, koeficijent otpora stlačivosti također raste.



Slika 23: Utjecaj Machovog broja i koeficijenta uzgona na koeficijent otpora za mlazni zrakoplov [2]

Smanjenje krozzvučnog otpora koji nastaje zbog učinaka stlačivosti ekvivalentno je povećanju Machovog broja divergencije otpora. Da bi se postiglo navedeno pri krozzvučnim brzinama, koristi se takozvano pravilo površina ili „*Area Rule*“. Pravilo kaže da dva zrakoplova sa jednakim uzdužnim površinskim presjekom imaju jednak otpor stlačivosti neovisno o tome kako je površina raspodijeljena poprečno. Nadalje, kako bi se izbjeglo formiranje jakih udarnih valova, ta ukupna raspodjela površine mora biti glatka. Dakle, zrakoplovi trebaju biti pažljivo dizajnirani na način da je trup sužen na mjestu gdje se nalaze krila. Slično sužavanje trupa koristi se i pri spoju sa repom. [8] Pravilo predlaže najpoželjniji način za raspodjelu različitih komponenata zrakoplova kao što su trup, krilo, gondola, kanard, vertikalni i horizontalni stabilizator i tako dalje, uz minimalni otpor stlačivosti pri određenoj veličini Machovog broja slobodne struje zraka.

Relativna debljina krila i kut strijele krila imaju važan utjecaj na otpor stlačivosti. Učinci kuta strijele krila s porastom Machovog broja slobodne struje zraka na koeficijent otpora mogu se vidjeti na slici 24.

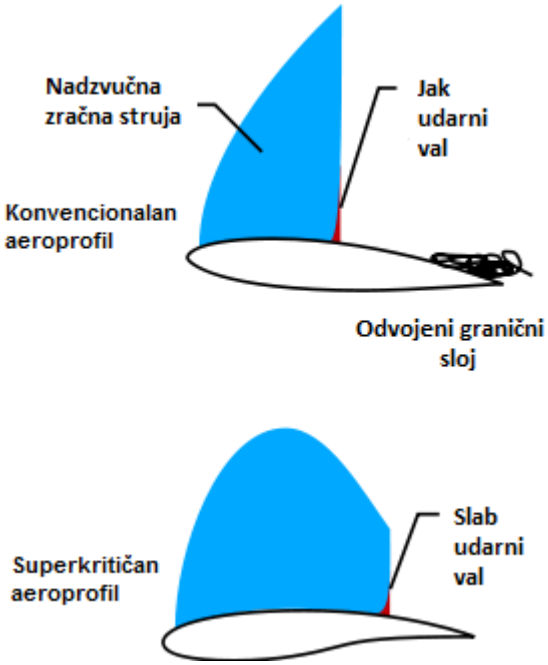


Slika 24: Utjecaj kuta strijele krila na koeficijent otpora [2]

Učinci stlačivosti na izolirani trup zrakoplova teže biti umjereni, sve dok trup ima razumnu vitkost, no krila, rep i kućište motora u kombinaciji s trupom znatno povećavaju otpor stlačivosti. [2]

7.2. Načini za smanjivanje otpora stlačivosti

Udarni valovi emitiraju znatnu količinu energije što uzrokuje otporom stlačivosti zrakoplova. Otpor se može smanjiti na način da se konstruiraju određene aerodinamičke značajke koje suzbijaju turbulenciju poput strijelastih krila, supertankih krila, posebno dizajniranog oblika trupa, te superkritičnih aeroprofila koja se mogu vidjeti na slici 25. [6]



Slika 25: Konvencionalan i superkritičan aeroprofil [7]

Superkritični aeroprofili su korisni iz razloga što značajno smanjuju odvajanje graničnog sloja potaknuto udarnim valovima, proizvode manji i slabiji udarni val na poziciji koja je bliža zadnjem kraju krila te je dizajn krila efikasniji iz razloga što superkritični aeroprofil dopušta korištenje manje zabačenih strelastih krila, odnosno korištenje debljih krila bez popratnog povećanja otpora stlačivosti do kojeg bi došlo kod tipičnih konvencionalnih krila. [7]

8. ODNOS PARAZITNOG I INDUCIRANOG OTPORA

8.1. Zrakoplovi čiste konfiguracije

Zrakoplov čiste konfiguracije je onaj zrakoplov koji se nalazi u konfiguraciji krstarenja. Za većinu, no ne i sve zrakoplove to bi značilo da im je podvozje uvučeno te im zakrilca nisu otklonjena. Za mnoge konvencionalne zrakoplove povezanost koeficijenata otpora i uzgona može se predstaviti preko slijedeće parabolične formule:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi ARe}$$

gdje su:

C_D – koeficijent ukupnog otpora,

C_{D_0} – koeficijent otpora nultog uzgona,

$\frac{C_L^2}{\pi Ae} = C_{Di}$ - koeficijent induciranog otpora,

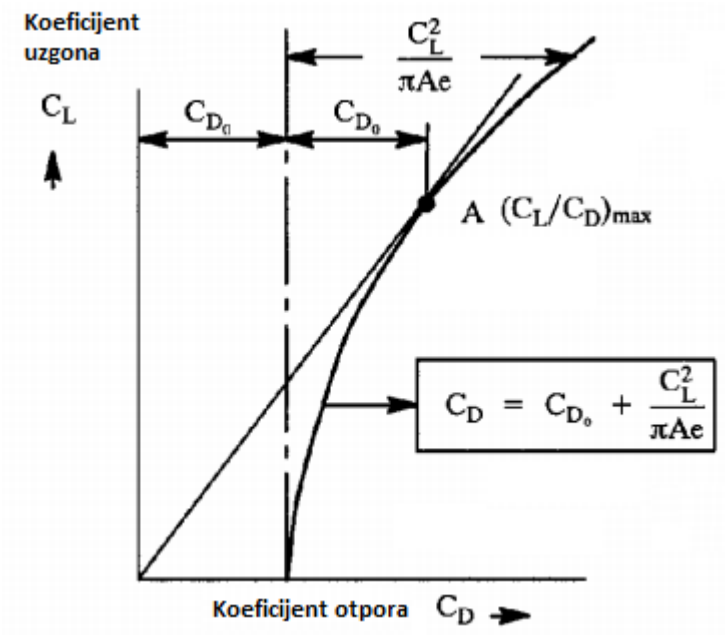
C_L – koeficijent uzgona,

AR (ili samo A) – *Aspect Ratio*, odnosno omjer tetive i raspona krila za krila konstantne duljine tetive ili omjer kvadrata raspona i površine krila za krila čija duljina tetive nije konstantna,

e – Oswaldov koeficijent efikasnosti (e = 1 za eliptična krila). [2]

8.2. Polara otpora za zrakoplove s čistom konfiguracijom

U realnoj situaciji veličine za C_{D_0} i e mogu se dobiti preko eksperimentalnih, teorijskih i empirijskih metoda. Na slijedećoj slici 26 prikazan je teorijski primjer polare otpora.



Slika 26: Primjer polare zrakoplova [2]

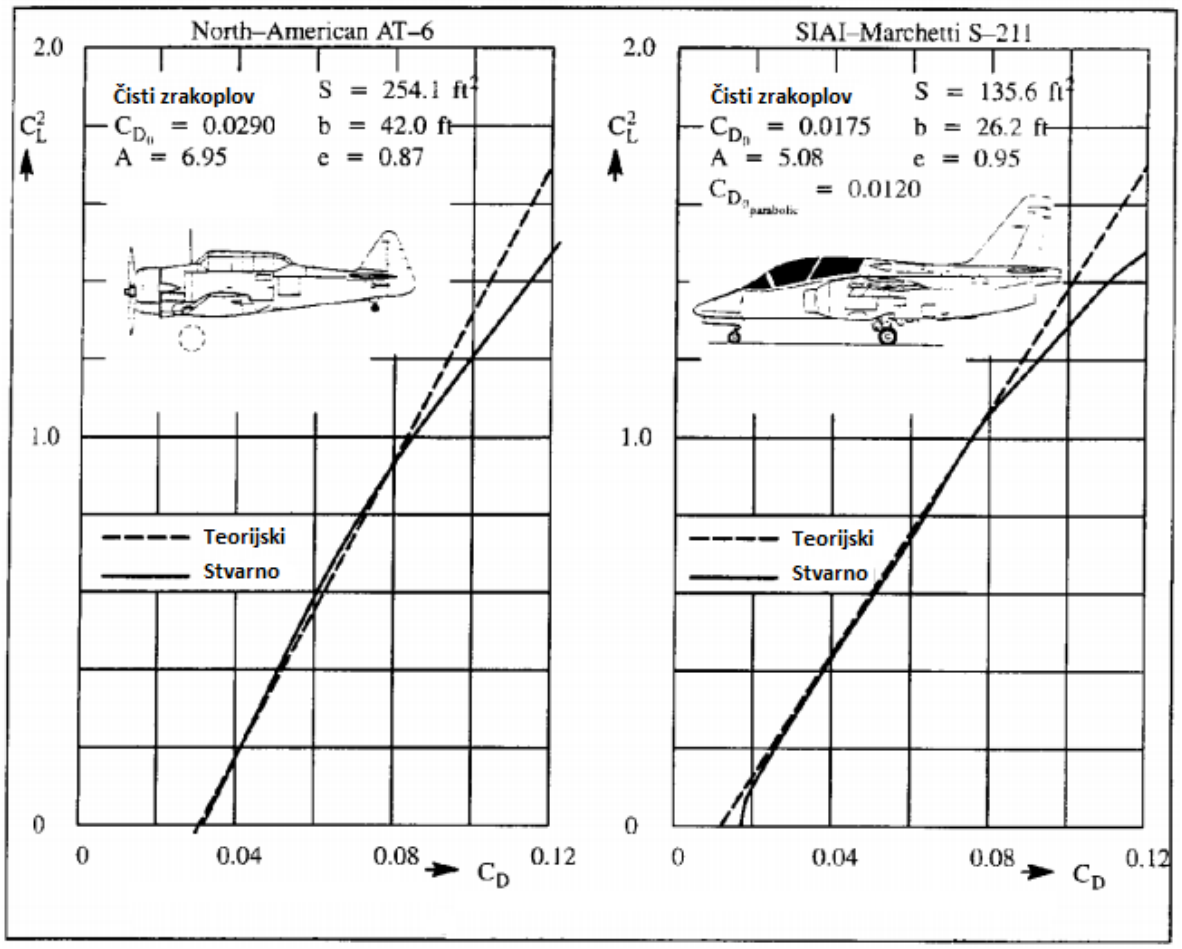
Točka A je točka u kojoj je omjer koeficijenta uzgona i otpora najveći $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$. Za točku A također vrijedi da je koeficijent otpora jednak dvostrukom koeficijentu otpora nultog uzgona pri točci u kojoj je koeficijent uzgona jednak $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$, odnosno:

$C_D = 2C_{D_0}$ pri $C_L = \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$, te

$C_L = \sqrt{\pi ARe C_{D_0}}$ pri $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$.

Ako je koeficijent otpora prikazan u ovisnosti o kvadratu koeficijenta uzgona C_L^2, rezultirat će ravnom linijom. [2]

Na slici 27 može se vidjeti usporedba stvarnih i teorijskih vrijednosti koeficijenta ukupnog otpora C_D prikazanog u ovisnosti o kvadratu koeficijenta uzgona C_L^2 za dva različita zrakoplova; North-American AT-6 Texan i SIAI Marchetti S-211. Paraboličan oblik polare otpora usvojiv je samo za ograničen opseg koeficijenta uzgona, a razlog tome je što se pri većim veličinama koeficijenta uzgona struja zraka obično počinje odvajati od zrakoplova. To posljedično uzrokuje porast otpora.



Slika 27: Usporedba stvarnih sa paraboličnim vrijednostima polare otpora [2]

Sa slike se može vidjeti da se veličine otpora kod ova dva zrakoplova dosta razlikuju, a djelomični razlog tomu je i razlika u pogonskom sustavu. Iako su oba zrakoplova namijenjena za vojne vježbe, North-American AT-6 Texan je jednomotorni zrakoplov sa klipnim pogonskim sustavom dok je SIAI Marchetti S-211 jednomotorni zrakoplov sa *turbofan*, odnosno ventilatorskim mlaznim pogonskim sustavom. Mlazni zrakoplovi obično su „čišći“ od klipnih zrakoplova. Ostali razlozi su bolji aerodinamički dizajn tijela zrakoplova kod zrakoplova SIAI Marchetti S-211, te razlika u proizvodnji; za proizvodnju zrakoplova North-American AT-6 korištene su zakovice okrugle glave, a za zrakoplov SIAI Marchetti S-211 korištene su zakovice koje su u ravnini s površinom tijela zrakoplova.

Također, krilo zrakoplova SIAI Marchetti S-211 ima veću zakrivljenost nego ono u North-American AT-6 Texan-a. Kada je značajnija zakrivljenost korištena u

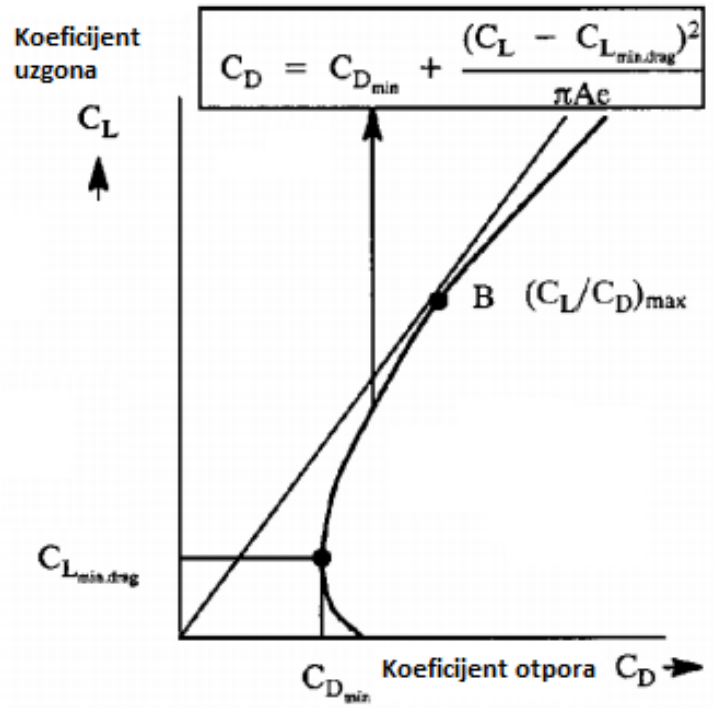
dizajnu aeroprofila nekog zrakoplova, koeficijent otpora nultog uzgona C_{D_0} nije jednak minimalnom koeficijentu otpora $C_{D_{min}}$, odnosno $C_{D_0} \neq C_{D_{min}}$. Isto se može vidjeti na slici 28. Iz tog razloga bolji prikaz za polaru otpora je slijedeći:

$$C_D = C_{D_{min}} + \frac{(C_L - C_{L_{min.drag}})^2}{\pi ARe}$$

gdje su:

$C_{D_{min}}$ - minimalni koeficijent otpora

$C_{L_{min.drag}}$ - koeficijent uzgona pri minimalnom koeficijentu otpora. [2]

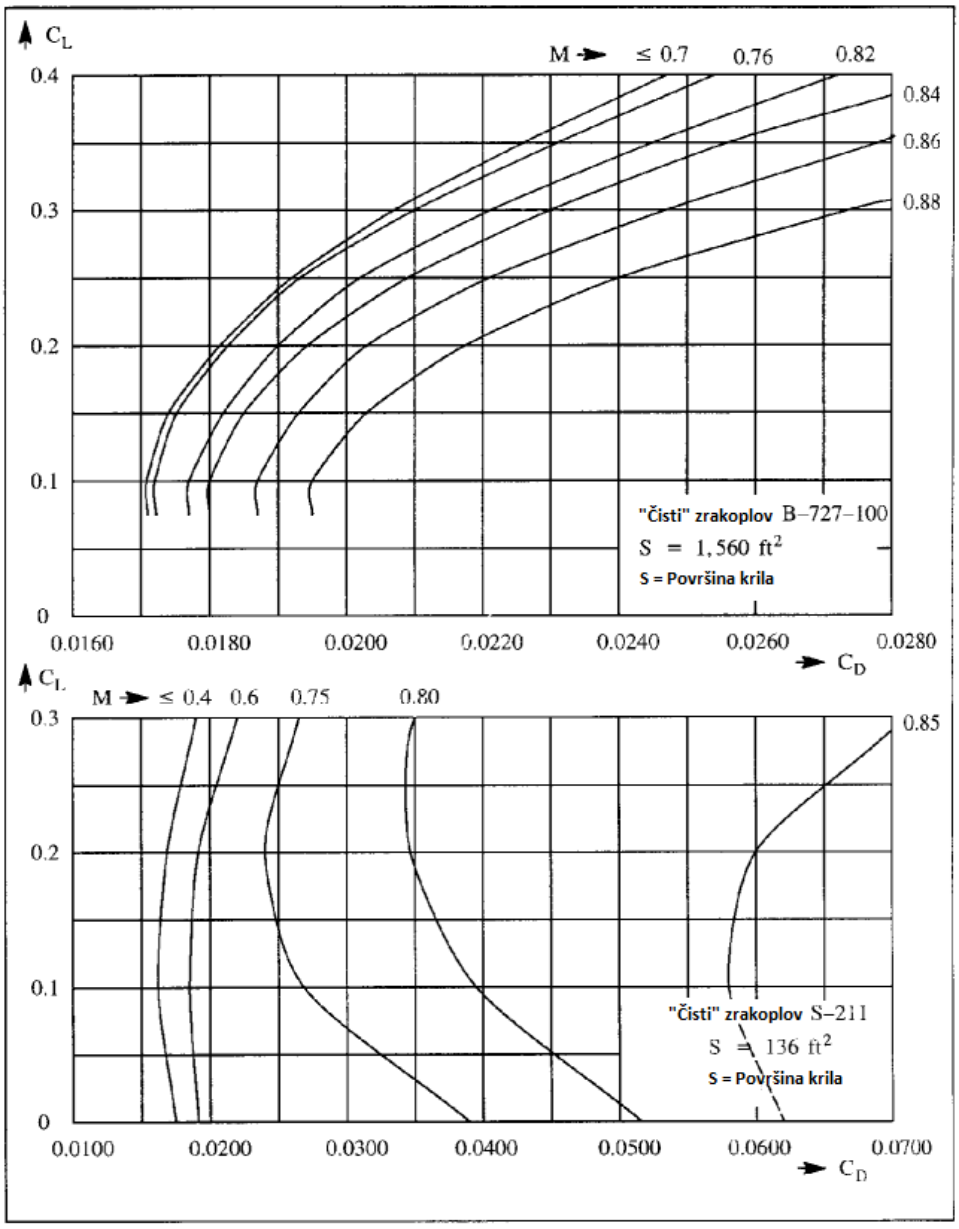


Slika 28: Polara otpora za zakrivljenije aeroprofile [2]

Kod nastanka udarnih valova ili prilikom odvajanja graničnog sloja zbog nastanka udarnih valova, pri velikim podzvučnim brzinama, otpor mnogo brže raste sa porastom koeficijenta uzgona nego što bi to pokazale ranije spomenute parabolične jednadžbe.

Na slici 29 prikazan je porast otpora kao funkcija Machovog broja Ma (ili M) za podzvučni mlazni transportni zrakoplov, Boeing 727-100, i za podzvučni mlazni

zrakoplov namijenjen za vojne vježbe, SIAI Marchetti S-211. Otpor kod transportnog zrakoplova raste s porastom koeficijenta uzgona te porastom Machovog broja, no kod vojnog zrakoplova pri konstantnom Machovom broju i povećanju koeficijenta uzgona, otpor će se smanjivati do određene vrijednosti gdje će ponovo početi rasti. [2]

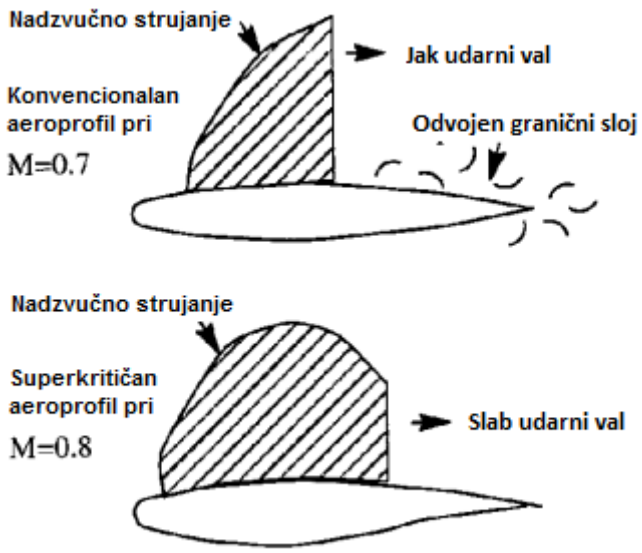


Slika 29: Primjeri porasta otpora zbog efekta stlačivosti [2]

Zbog varijacija u lokalnoj brzini struje zraka na površini zakrivljenog aerotijela, lokalni Machov broj može biti znatno drugačiji od onog od slobodne struje zraka. Pri

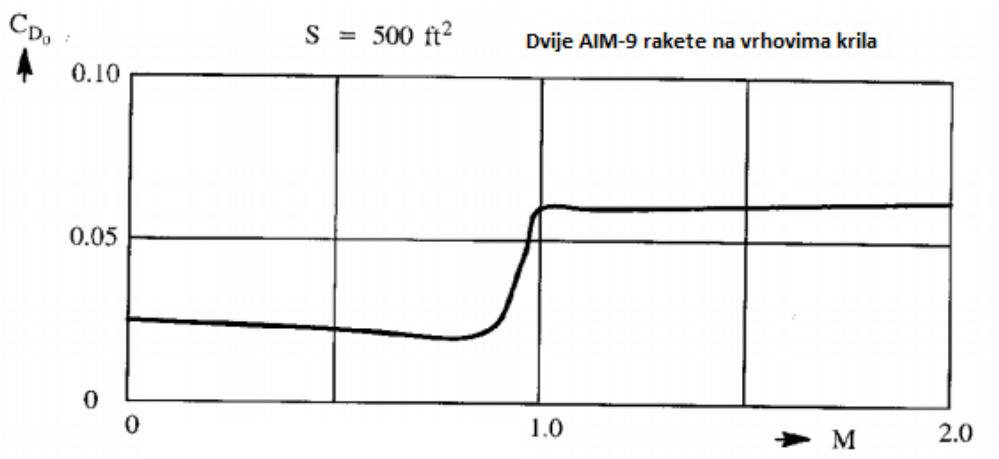
povećanju Machovog broja slobodne struje, za određeni napadni kut, doseći će se takav Machov broj slobodne struje negdje na površini aeroprofila gdje će imati brzinu zvuka. Takav Machov broj naziva se kritičnim Machovim brojem $Ma_{crit.}$.

Za praktične svrhe bitniji je takozvani Machov broj divergencije Ma_{dd}. Sa daljnjim povećanjem brzine zračne struje iznad Machovog kritičnog broja, područje nadzvučne brzine će se stvoriti na gornjaci. Naposljetku, dovoljno jak udarni val okončati će nadzvučno područje, a nekad i odvojiti granični sloj od površine tijela kao što je prikazano na slici 30.



Slika 30: Utjecaj udarnih valova na aeroprofile [2]

Zbog odvajanja strujanja koje je izazvano udarnim valovima, koeficijent otpora će ubrzano porasti. Koeficijent otpora nultog uzgona raste ubrzano u opsegu visokih podzvučnih Machovih brojeva. Taj porast otpora naziva se otporom divergencije. Spomenuti porast otpora prikazan je na slici 31 za cijelu površinu borbenog zrakoplova.

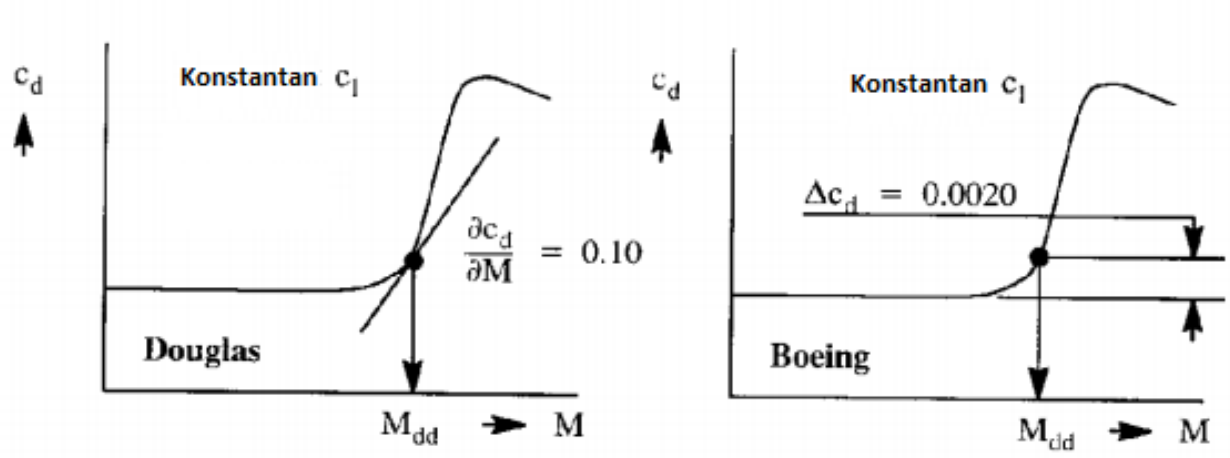


Slika 31: Primjer porasta otpora za borbeni zrakoplov [2]

Koriste se dvije definicije za obilježavanje Machovog broja slobodne struje gdje povećanje otpora započinje; Douglasova i Boeingova definicija.

U Douglasovoj definiciji Machov broj slobodne struje pri kojem je $\frac{\partial C_D}{\partial Ma} = 0.1$ definiran je kao Machov broj divergencije Ma_{dd}.

U Boeingovoj definiciji, prvi Machov broj slobodne struje za koji porast otpora dostigne vrijednost od $\Delta C_D = 0.0020$ iznad granice nemogućnosti kompresije, definiran je kao Machov broj divergencije Ma_{dd}. Ilustrirani prikaz obje definicije može se vidjeti na slici 32. U praksi, ove dvije definicije daju vrlo slične rezultate. [2]



Slika 32: Definicije za Machov broj divergencije otpora [2]

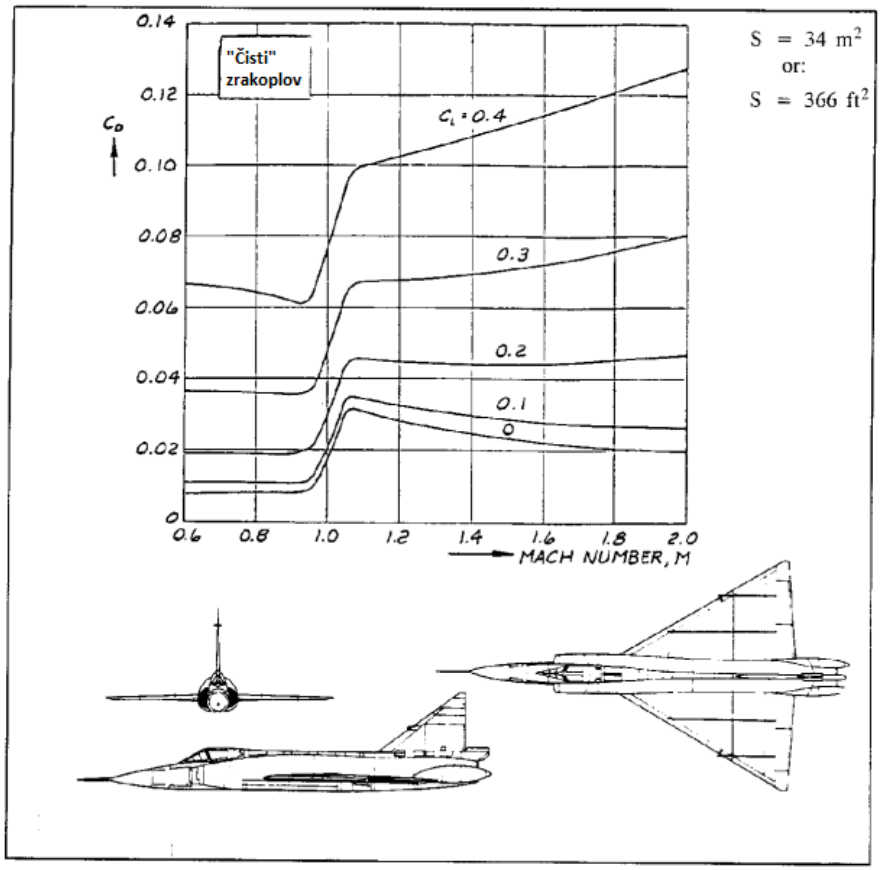
Kritični Machov broj i Machov broj divergencije otpora ovisni su o kutu strijele krila te o omjeru debljine uzgonskih površina. Također, pri velikim Machovim brojevima, pojava udarnih valova i odvajanja graničnog sloja uzrokovanog udarnim valovima, uzrokuje promjene u ponašanju uzgona. Ako Machov broj slobodne struje postane prevelik, odnosno zračna struja postane turbulentna te dođe do uvjeta stlačivosti, dolazi do nepravilnih i jakih oscilacija strukture zrakoplova. Takva pojava nazva se *buffet*. Na granici *buffeta*, uzgon teži imati oscilatorne promjene, a to može uzrokovati značajne probleme stabilnosti i upravljanja zrakoplovom.

Za brze nadzvučne zrakoplove, ponašanje otpora je također ovisno o Machovom broju i koeficijentu uzgona te se to može vidjeti na slici 33 na primjeru nadzvučnog borbenog zrakoplova. Za takve zrakoplove, polara otpora je ponekad predstavljena kao:

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2$$

gdje je:

k - faktor induciranog otpora. [2]

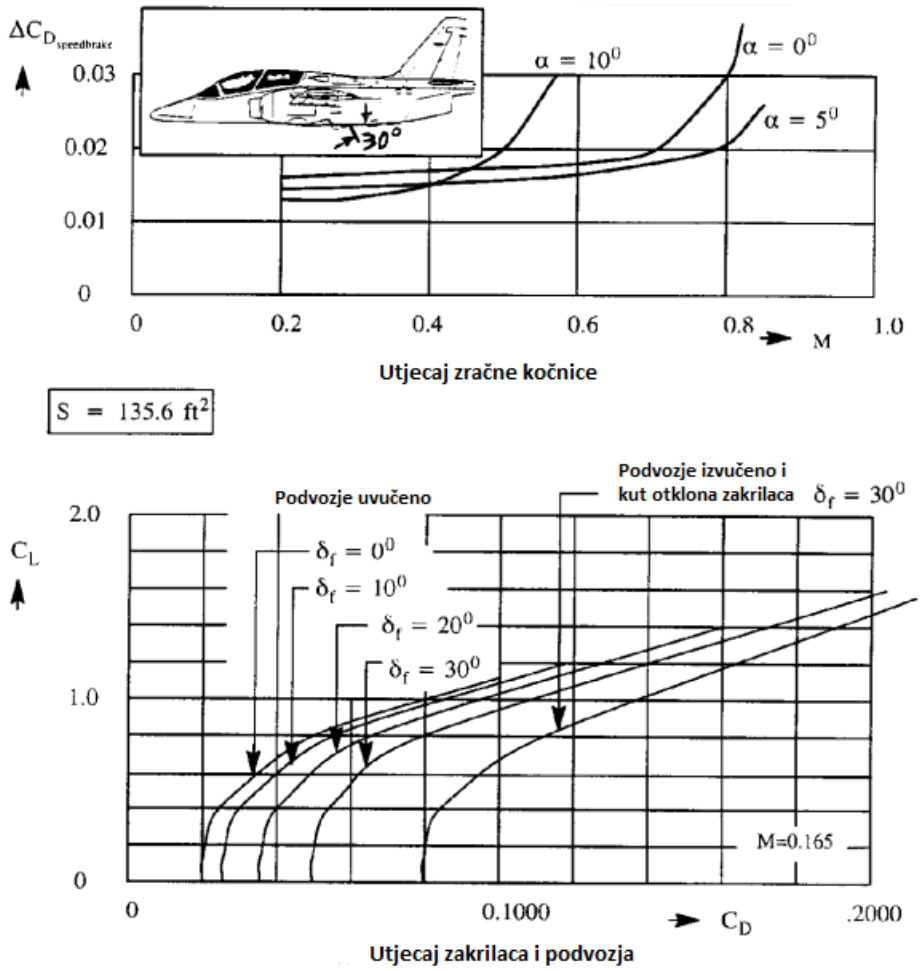


Slika 33: Odnos koeficijenta otpora i Machovog broja za raspon koeficijenata uzgona [2]

Kod modernih borbenih zrakoplova su zakrilca vodećeg i pratećeg ruba kao i stabilizator često korištena za smanjivanje sile potrebne za upravljanje zrakoplovom pri većim koeficijentima uzgona. Zbog toga polara otpora za takve zrakoplove uključuje niz površinskih otklona. [2]

8.3. Utjecaj zakrilaca, zračnih kočnica i podvozja

Za razliku od zrakoplova čiste konfiguracije, kada god su zakrilca, zračne kočnice ili podvozje izvučeni, odnosno otklonjeni, otpor zrakoplova značajno raste. Slika 34 prikazuje primjer utjecaja otpora zbog otklona navedenih površina za mali mlazni zrakoplov namijenjen za vojne vježbe. [2]



Slika 34: Utjecaj zakrilaca, zračnih kočnica i podvozja na otpor malenog mlaznog zrakoplova namijenjenog za vojne vježbe [2]

Utjecaj zračne kočnice znatno povećava otpor zrakoplova dok ima malen utjecaj na uzgon. Na gornjem dijelu slike 34 vidljiva je ovisnost otpora koji nastaje zbog otklona zračnih kočnica i Machovog broja pri određenim napadnim kutovima za $\alpha = 10°$, $\alpha = 5°$ i $\alpha = 0°$.

Na donjem dijelu slike 34 također se može vidjeti ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora o otklonu zakrilaca i uvučenog/izvučenog podvozja pri brzini $Ma = 0.165$. Pri uvučenom podvozju i kutu otklona zakrilaca $\delta_f = 0°$, koeficijent otpora je uvjerljivo najmanji, no povećava se s povećanjem kuta otklona zakrilaca, a do značajnijeg porasta dolazi pri izvlačenju podvozja.

9. ZAKLJUČAK

Parazitni otpor ima značajan utjecaj u zrakoplovstvu. Ukoliko zrakoplov nema aerodinamičan oblik, otpor oblika može uvelike pridonijeti narušavanju njegovih performansi pa se iz tog razloga nastoji da dizajn zrakoplova i svih njegovih dijelova bude aerodinamičan. Zbog otpora trenja, teži se da njegova površina bude glatka i bez ikakvih nepravilnosti koje bi mogle narušiti pravilan protok zračne struje te ubrzati pretvaranje laminarnog graničnog sloja u turbulentni. Postavljanjem konstrukcija aerodinamičnog oblika na spoj dvaju ili više dijelova zrakoplova umanjuje se utjecaj otpora interferencije na ukupni otpor zrakoplova. Dakako, formiranje udarnih valova pri velikim krozzvučnim i nadzvučnim brzinama teži usporiti kretanje zrakoplova te se pri značajnijim udarnim valovima može pojaviti jaka turbulencija i gubitak kontrole nad zrakoplovom. Upravo zato je potrebno pažljivo odabrati vrstu aeroprofila ovisno o tome za kakve će se namjene zrakoplov koristiti; zrakoplovi velikih brzina trebaju značajke poput superkritičnih aeroprofila ili strjelastih krila.

Dakle, za razumijevanje parazitnog otpora i svake od njegovih komponenti bitno je razumjeti njihov utjecaj na let zrakoplova, fizikalne mehanizme koji dovode do njihovog nastanka, veličine o kojima ovise te pomno odabrati metode i načine za smanjivanje utjecaja svake od komponenti parazitnog otpora na zrakoplov.

LITERATURA

[1] Nordian. Principles of Flight. Sandefjord: Nordian Aviation Training Systems; 2010.

[2] Roskam J, Lan CTE. Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas: DARcorporation; 1997.

[3] Roskam J. Airplane Design. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation; 1987.

[4] http://www.skybrary.aero/index.php/Friction_Drag, Friction Drag, 18.7.2016.

[5] http://www.bsaeronautics.com/2015/05/09/interference-drag/, Interference Drag, 20.7.2016.

[6] http://www.skybrary.aero/index.php/Wave_Drag, Wave Drag, 21.7.2016.

[7] http://www.skybrary.aero/index.php/Supercritical_Aerofoils, Supercritical Aerofoils, 21.7.2016.

[8] https://en.wikipedia.org/wiki/Area_rule, Area Rule, 28.7.2016.

POPIS SLIKA

Slika 1: Otpor kao komponenta ukupne aerodinamičke sile [1] 2
Slika 2: Protok fluida bez viskoznosti uzduž tijelo cilindra [1] 4
Slika 3: Tlak oko cilindra u idealnim uvjetima [1] 5
Slika 4: Odvajanje protoka zraka od cilindra [1] 5
Slika 5: Tlak oko cilindra u uvjetima viskoznog fluida [1] 6
Slika 6: Otpor oblika [1] 6
Slika 7: Razlika u otporu oblika kod debljeg i tanjeg aeroprofila [1] 7
Slika 8: Utjecaj napadnog kuta na otpor oblika [1] 7
Slika 9: Oklopi podvozja koji služe za smanjenje otpora oblika [1] 8
Slika 10: Granični sloj i postepeno usporavanje brzine zraka [1] 9
Slika 11: Laminarni granični sloj [1] 10
Slika 12: Točke prijelaza i prijelazna područja [1] 11
Slika 13: Turbulentni granični sloj [1] 11
Slika 14: Usporedba lokalnih brzina u graničnom sloju [1] 12
Slika 15: Promjena pozicije točke prijelaza prilikom povećanja napadnog kuta [1] 13
Slika 16: Udio otpora nultog uzgona krila i trupa u ukupnom otporu zrakoplova za pet različitih zrakoplova [2] 17
Slika 17: Primjeri trupa sa i bez baznog područja [2] 19
Slika 18: Utjecaj baznog otpora na trup zrakoplova kod nedovoljno i dovoljno aerodinamičnog trupa [2] 19
Slika 19: Primjer instalacija nosača motora i gondole na mlaznom i klipnom zrakoplovu [2] 21
Slika 20: Otpor interferencije konfiguracije krila i trupa zrakoplova [1] 23
Slika 21: Koeficijent otpora za par upornica u tandemu [2] 24
Slika 22: Konstrukcija za smanjivanje otpora interferencije pri pozitivno (lijevo) i pri negativno (desno) zakrivljenoj sekciji aeroprofila [1] 25
Slika 23: Utjecaj Machovog broja i koeficijenta uzgona na koeficijent otpora za mlazni zrakoplov [2] 27
Slika 24: Utjecaj kuta strijele krila na koeficijent otpora [2] 28
Slika 25: Konvencionalan i superkritičan aeroprofil [7] 29
Slika 26: Primjer polare zrakoplova [2] 31
Slika 27: Usporedba stvarnih sa paraboličnim vrijednostima polare otpora [2] 32
Slika 28: Polara otpora za zakrivljenije aeroprofile [2] 33
Slika 29: Primjeri porasta otpora zbog efekta stlačivosti [2] 34

Slika 30: Utjecaj udarnih valova na aeroprofile [2] 35
Slika 31: Primjer porasta otpora za borbeni zrakoplov [2] 36
Slika 32: Definicije za Machov broj divergencije otpora [2] 36
Slika 33: Odnos koeficijenta otpora i Machovog broja za raspon koeficijenata uzgona [2] 38
Slika 34: Utjecaj zakrilaca, zračnih kočnica i podvozja na otpor malenog mlaznog zrakoplova namijenjenog za vojne vježbe [2] 39

METAPODACI

Naslov rada: Analiza parazitnih otpora letu aviona

Student: Ines Dolanjski

Mentor: mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Naslov na drugom jeziku (engleski):

Analysis of Airplane Parasite Drag

Povjerenstvo za obranu:

- doc. dr. sc. Anita Domitrović predsjednik
- mr. sc. Davor Franjković mentor
- dr. sc. Karolina Krajček Nikolić član
- prof. dr. sc. Željko Marušić zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj:

Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: Preddiplomski

Studij: Aeronautika

Datum obrane završnog rada: 13. rujan 2016.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih
znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

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

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada pod naslovom **Analiza parazitnih otpora letu aviona**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 30.8.2016

Student/ica:

(potpis)