

Korelacija podataka iz aerodinamičkog tunela s podacima o letu aviona

Mitrović, Šime

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

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:119:945217>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-11**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Šime Mitrović

KORELACIJA PODATAKA IZ
AERODINAMIČKOG TUNELA S PODACIMA
O LETU AVIONA

ZAVRŠNI RAD

ZAGREB, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVRŠNI RAD

**KORELACIJA PODATAKA IZ AERODINAMIČKOG
TUNELA S PODACIMA O LETU AVIONA**

**CORRELATION BETWEEN WIND TUNNEL DATA AND
AIRCRAFT FLIGHT DATA**

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

Student: Šime Mitrović
JMBAG: 0135255468

Zagreb, 2022.

Zagreb, 4. travnja 2022.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6815

Pristupnik: **Šime Mitrović (0135255468)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Korelacija podataka iz aerodinamičkog tunela s podacima o letu aviona**

Opis zadatka:

Objasniti teoriju sličnosti strujanja u aerodinamici, njenu primjenu, svrhu i cilj. Navesti bezdimenzijske parametre i njihov smisao u teoriji sličnosti.

Objasniti prednosti i nedostatke eksperimentalnog istraživanja u odnosu na istraživanje u stvarnim uvjetima leta. Opisati primjenu aerodinamičkih tunela u eksperimentalnoj aerodinamici.

Analizirati učinke graničnog sloja na opstrujanim površinama u stvarnim i eksperimentalnim uvjetima. Opisati probleme pri ostvarivanju sličnosti uzgona i otpora u stvarnim i eksperimentalnim uvjetima te metode za njihovo rješavanje. Analizirati mogućnosti ostvarivanja sličnosti pri istraživanju karakteristika stabilnosti i upravljivosti aviona.

Izvesti zaključke.

Mentor:



mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

SAŽETAK

Eksperimentalna aerodinamika nastoji dati odgovore na problematiku strujanja fluida preko tijela. Eksperimenti se provode u aerodinamičkim tunelima na temelju izračuna postavljenih preko teorije sličnosti i strujanja. Granični slojevi predstavljaju usko područje uz konturu aeroprofila pod utjecajem viskoznih i tangencijalnih sila. Prilikom testiranja posebna pozornost obraća se na ostvarivanje što izraženije sile uzgona, uz što manje otpore. Upravljačke površine i zanimljive izvedbe kompenzacija predstavljaju znatnu korist eksperimentiranja u svrhu poboljšanja upravljivosti zrakoplova. Stabilnost zrakoplova opisana je kroz gibanja u određenom prostoru.

KLJUČNE RIJEČI: aerotunel, teorija sličnosti, strujanje, granični sloj, upravljačke površine, upravljivost, stabilnost

SUMMARY

Experimental aerodynamics strives to solve major problems surrounding fluid flow against objects. Experiments are conducted inside of wind tunnels based on calculations derived from similarity of flow theory. Boundary layers represent narrow areas close to contours of aeroprofiles under the influence of viscose and tangential forces. During tests, special focus is set onto achieving as great as possible lift, while reducing drag. Control surfaces and quite interesting solutions of compensations represent great value of commencing of experiments in regard of improving of maneuverability of aircraft. Stability of aircraft is described through set of motions in defined space.

KEYWORDS: wind tunnel similarity theory, flow, boundary layer, control surfaces, maneuverability, stability

Sadržaj

1. UVOD	1
2. TEORIJA SLIČNOSTI U AERODINAMICI	2
2.1 Geometrijska sličnost	2
2.2 Kinematička sličnost	3
2.3 Dinamička sličnost	3
3. Bezdimenzijski parametri sličnosti	4
3.1 Reynoldsov broj	4
3.2 Machov broj	5
3.4 Froudeov broj	5
3.5 Eulerov broj	6
3.6 Strouhalov broj	6
3.7 Intenzitet turbulencije duž jedne osi	6
4. Aerodinamički tuneli	7
4.1 Tipovi aerodinamičkih tunela	8
4.2 Tuneli za ispitivanje strujanja s visokim Reynoldsovim brojem	8
4.3 Tuneli za ispitivanje V/STOL-a	8
4.4 Vertikalni tuneli	8
4.5 Tuneli za ispitivanje stabilnosti	9
4.6 Tuneli za ispitivanje propelera zrakoplova	9
4.7 Tuneli za ispitivanje zaleđivanja zrakoplova	9
4.8 Tuneli za ispitivanje niskih turbulencija	10
4.9 Dvodimenzijski aerotuneli	10
5. Analiza učinaka graničnog sloja	11
5.1 Laminarni granični sloj	12
5.2 Transformacija laminarnog graničnog sloja u turbulentni	13
5.3 Turbulentni granični sloj	14
5.4 Usporedba laminarnog graničnog sloja s turbulentnim graničnim slojem	15
6. Ostvarivanje sličnosti uzgona i otpora	17
6.1 Sila uzgona	18
6.2 Sila otpora	18
6.3 Eksperimentalno izračunavanje uzgona u aerodinamičkom tunelu	20
6.4 Metoda izračuna uzgona i otpora zrakoplova	21
6.5 Metode povećanja uzgona zrakoplova	22
6.6 Zakrilca	23
7. Analiza sličnosti karakteristika stabilnosti i upravljivosti	24

7.1 Upravlјivost zrakoplova	24
7.1.1 Osnа kompenzacija.....	25
7.1.2. Rogljasta kompenzacija	25
7.1.3. Unutrašnja kompenzacija	26
7.1.4. Frise kompenzacija	26
7.1.5. Kompenzacija pomoćnim površinama	27
7.1.6. Nekonvencionalne upravljačke površine	27
7.2 Stabilnost zrakoplova	27
7.2.1. Uzdužna statička stabilnost zrakoplova	27
7.2.2. Direkcionalna stabilnost zrakoplova	28
7.2.3. Lateralna stabilnost zrakoplova.....	29
7.3 Rezultati istraživanja provedenih na vojnom XB-70 zrakoplovu	31
8. Zaključak	32
9. Popis literature	33
10. Popis ilustracija.....	34

1. UVOD

Aerodinamika proučava parametre koji utječu na gibanja tijela u određenim medijima, kao i sama gibanja. Eksperimentalna aerodinamika bavi se istraživanjem utjecaja strujanja fluida preko karakterističnih površina koje su značajne za zrakoplovnu industriju. Istraživanja se odvijaju u posebno dizajniranim postrojenjima nazvanima aerodinamički tuneli. Aerotuneli simuliraju stvarne atmosferske uvjete u kojima se površine za stvaranje uzgona mogu pronaći i na taj način daju približno ili čak u nekim slučajevima kompletno rješenje problematike zrakoplova. Strujanja u aerotunelima kreiraju bližu sliku o stvarnim utjecajima zraka na površinu koja je u pokretu. Granični slojevi koji pri tom nastaju, zorno prikazuju situacije u kojima se te površine nalaze u atmosferi. Analizom graničnih slojeva i sila koje pritom djeluju na površinu, moguće je pokazati ukupan utjecaj strujanja na primjeru zrakoplova u vidu njegova uzgona i otpora. Stabilnost i upravljivost pri tom zaokružuje priču u cjelinu i pokazuje način rješavanje problema uvođenjem određenih sustava u izravnu primjenu.

Ovaj završni rad nastoji pokazati značaj provođenja eksperimenata u aerodinamičkim tunelima i poveznicu tih eksperimenata i rješenja uvedenih u praksu.

Rad je podijeljen u ukupno osam cjelina, uključujući uvodnu cjelinu:

1. Uvod
2. Teorija sličnosti u aerodinamici
3. Bezdimenzijski parametri sličnosti
4. Aerodinamički tuneli
5. Analiza učinaka graničnog sloja
6. Ostvarivanje sličnosti uzgona i otpora
7. Analiza sličnosti karakteristika stabilnosti i upravljivosti
8. Zaključak

U drugom poglavlju prikazani su temelji ostvarivanja sličnosti dvaju tijela. Treće poglavlje odnosi se na parametre koji se pojavljuju prilikom međusobnih interakcija sila na tijelu. U četvrtom poglavlju objašnjene su sekcije aerotunela, vrste i njihova namjena. Analiziranje utjecaja fluida na tijelo u dodirnom području opisano je u petom poglavlju. Uzgon i otpor, koji predstavljaju osnove aerodinamike, skupa s uređajima koji su uvedeni kao rješenje specifičnih situacija tokom leta opisani su u šestom poglavlju. Sedmo poglavlje pokazuje zrakoplov kao tijelo koje se giba u prostoru, okarakterizirano stabilnošću i upravljivošću. U posljednjoj cjelini dat je osvrt na rad.

2. TEORIJA SLIČNOSTI U AERODINAMICI

Parametri koji se uzimaju u obzir tokom testiranja aeroprofila zrakoplova su oni koji utječu na ostvarivanje aerodinamičke sile. Sama magnituda aerodinamičke sile ovisi o brzini kojom objekt struji u određenom okruženju (u ovom slučaju okruženjem se smatra fluid u kojem se nalazi aeroprofil, odnosno zrak), masi fluida koji ima direktan utjecaj na površinu aeroprofila, pritom stvarajući tlak na nju te o stlačivosti i viskoznosti fluida. Kako bi se ispravno modelirali aeroprofili potrebno je definirati određene parametre koji određuju glavne karakteristike fluida i način ponašanja prilikom strujanja o čemu će više biti rečeno u idućem poglavlju[1] Sama teorija sličnosti u aerodinamici služi stvaranju modela koji reprezentira željeni aeroprofil za korištenje u uvjetima koji se mogu očekivati u atmosferi, odnosno u realnim vremenskim uvjetima. Stvaranje takvog modela postiže se korištenjem parametara sličnosti koji zapravo predstavljaju omjere realnih parametara, odnosno viskoznosti i stlačivosti fluida te njihovih utjecaja na aerodinamičke sile. Kako bi se dobili realni i iskoristivi rezultati mjerenja potrebno je zadovoljiti kriterije sličnosti koji su postavljeni na temelju matematičkog modela strujanja fluida oko tijela pomoću sustava nelinearnih parcijalnih diferencijalnih jednačini drugog reda. Sam model zapravo simulira stvarni objekt, to jest krilo, aeroprofil zrakoplova, koji se nalazi unutar sekcije aerotunela u kojem fluid simulira strujanje zraka određenih svojstava, na način da su promatrane vrijednosti proporcionalne onima na stvarnom objektu[2].

2.1 Geometrijska sličnost

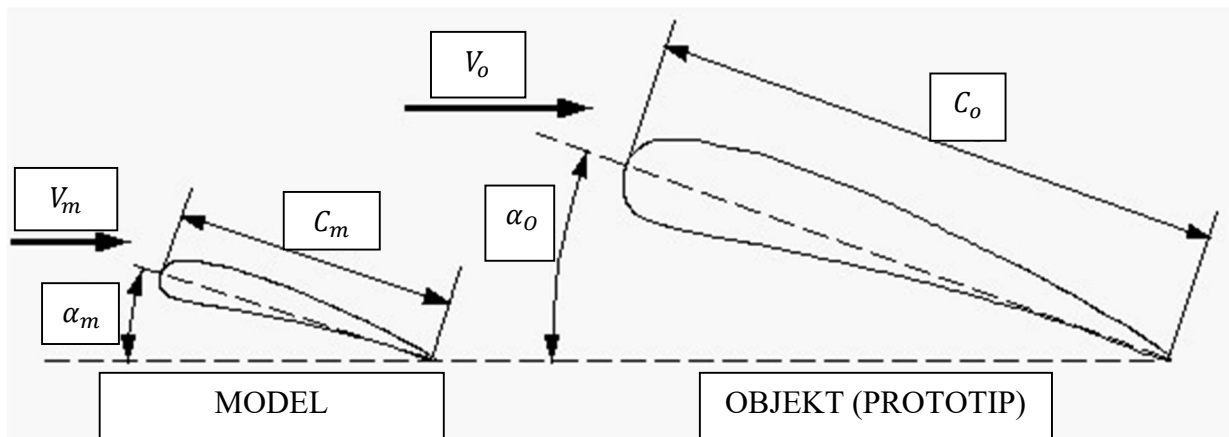
Uvjet koji podrazumijeva podudaranje linijskih i geometrijskih struktura modela i objekta u unaprijed određenom mjerilu naziva se geometrijska sličnost. Geometrijska sličnost je zadovoljena kad postoji unaprijed određen konstantan omjer između svih linijskih parametara i kutova koji se nalaze na objektu i modelu prema sljedećoj formuli:

$$\frac{l_{m1}}{l_{o1}} = \frac{l_{m2}}{l_{o2}} = \frac{l_{mi}}{l_{oi}} = k_g = const,$$

gdje l_m predstavlja određenu duljinu linije testnog modela, l_o stvarnu duljinu objekta u realnom scenariju, a k_g omjer, odnosno količnik ta dva navedena faktora i on mora biti konstantan za svaki omjer duljina na modelu i objektu u istoj promatranoj točki. Indeks i odnosi se na odgovarajuće proizvoljne dužine. Također svi postojeći kutovi objekta i modela moraju biti jednaki,

$$\alpha_m = \alpha_o,$$

gdje je α_m određeni kut na testnom modelu, a α_o kut na stvarnom objektu koji je jednak prije navedenom kutu na modelu. U obzir kod geometrijske sličnosti još se uzima i hrapavost površine kad ista znatno utječe na promatrani eksperiment te bi model trebao zadržati sličnosti svih mikrodimenzija koje na bilo koji način mogu utjecati na rezultate, kao što su dimenzije zakovica, turbulizatora i drugih formi. Navede dimenzije i kutovi prikazani su na slici 1, vrijednost C predstavlja duljinu srednje aerodinamičke tetive aeroprofila[2].



Slika 1. Parametri sličnosti modela i objekta [3]

2.2 Kinematička sličnost

Promatrajući vektore brzine, svaki vektor na testnom aeroprofilu iz određene točke mora imati isti smjer i pravac kao i vektori na pravom objektu. Sam iznos vektora brzine mora uvijek biti u konstantom omjer prema formuli:

$$\frac{V_{m1}}{V_{o1}} = \frac{V_{m2}}{V_{o2}} = \frac{V_{mi}}{V_{oi}} = k_k = const.,$$

gdje V_m predstavlja iznos vektora brzine u određenoj točki na modelu, V_o iznos brzine u točki na objektu. Indeks i označava proizvoljne duljine objekta i modela. Kako su brzine u promatranim sličnim točkama u proporcionalnom odnosu, omjer brzina na modelu i objektu mora za rezultat imati konstantan iznos, odnosno količnik k_k [2].

2.3 Dinamička sličnost

Općenito gledano dinamika se u usporedbi s kinematikom bavi uzrocima gibanja i momentima i silama koje utječu na samo gibanje, odnosno promjenama tog istog gibanja. Uključuje faktore gibanja kao što su masa, sila, rad i energija. Vezano za ovu tematiku, uvjet dinamičke sličnosti postiže se kad su svi vektora sila na testnom modelu i pravom objektu u istim točkama jednakog smjera i pravca, a iznosi su određenom mjerilu. Za gore navedene parametre u obzir se uzimaju sila inercije, sila tlaka i sile uslijed viskoznosti fluida. Općenito za navedene sila treba vrijede slijedeća formula kako bi se postigao uvjet dinamičke sličnosti:

$$\frac{F_{in,m1}}{F_{in,o1}} = \frac{F_{in,m2}}{F_{in,o2}} = \frac{F_{in,mi}}{F_{in,oi}} = \frac{F_{\mu,m1}}{F_{\mu,o1}} = \frac{F_{\mu,m2}}{F_{\mu,o2}} = \frac{F_{\mu,mi}}{F_{\mu,oi}} = k_F = const.,$$

gdje se indeksi in odnose na inercijalnu silu, indeks μ dinamički koeficijent viskoznosti, a i obuhvaća proizvoljne vrijednosti. Tek kada je uvjet gore navedene jednadžbe valjan za sve vrste sila (inercijalne-viskozne, inercijalne tlačne, inercijalne-gravitacijske) i kada rezultatni odnosi sila na modelu i objektu daju konstantan omjer k_K , može se potvrditi valjanost dinamičke sličnosti [2].

3. Bezdimenzijski parametri sličnosti

Kako je već navedeno u prethodnom poglavlju, tijelo koje je pod utjecajem gibanja fluida vezano je za promjenu brzine strujanja, što dovodi do pojave inercijalnih sila, a da bi teorija sličnosti bila primjenjiva, potreban je konstantan omjer utjecajnih sila. Bezdimenzijske parametre čini skupina od 5 glavnih vrijednosti, koji će biti objašnjeni tokom rada.

3.1 Reynoldsov broj

Utjecaj inercijalne sile izvodi se iz drugog Newtonova zakona prema slijedećoj formuli:

$$\delta F_{in} = (\delta m) \frac{dV}{dt},$$

ako se masa čestice δm izrazi pomoću umnoška gustoće ρ i čestice volumena V izraženog pomoću treće linearne potencije dimenzije l te čestice, masa se može izraziti formulom:

$$\delta m = \rho \delta l^3.$$

Omjer brzine dV i vremenskog intervala dt predstavlja akceleraciju koja se može raspisati na omjer kvadrata brzine V i prijeđenog puta čestice δs na slijedeći način:

$$\frac{dV}{dt} \cong \frac{V^2}{\delta s}.$$

Navedene jednadžbe uvrštavaju se u jednadžbu drugog Newtonova zakona, a potom se primjenjuju na objekt i model po formuli:

$$F_{in} = \rho \delta l^3 \frac{V^2}{\delta s}.$$

Svaki fluid posjeduje određene karakteristike koja ga međusobno razlikuju od ostalih fluida. Izuzetno bitan faktor oko ovog problema javlja se kod viskoznosti fluida. Utjecaj viskozne sile se definira kao mjera otpora fluida na određene deformacije i poremećaje, izraženo formulom glasi:

$$\delta F_{\mu} = \mu \left(\frac{dV}{dn} \right) \delta S,$$

gdje μ označava dinamički koeficijent viskoznosti koji je specifičan za svaki pojedini fluid i ovisi o temperaturi, a izražava se u *paskalsekundama* (Pas), n predstavlja pravac normale na strujnicu, a δS promatranu površinu. Ako se u izraz za viskoznu silu doda uvjet geometrijske i kinematičke sličnosti, može se zapisati na slijedeći način:

$$\delta F_{in} \cong \mu \left(\frac{k_k dV}{k_g d n} \right) k_g^2 \delta S,$$

što je u konačnici primjenjivo na objektu i modelu, a uz zadovoljeni uvjet dinamičke sličnosti izraz se može napisati i kao:

$$\frac{\delta F_{in,o}}{\delta F_{\mu,o}} = \frac{\delta F_{in,m}}{\delta F_{\mu,m}} = const.$$

Završni izraz koji uključuje samo djelovanje inercijalnih i viskoznih sila uz prethodno zadovoljen uvjet istog Reynoldsovog broja, ostvaruje se uvrštavanjem prethodno navedenih izraza u jednadžbu uvjeta dinamičke sličnosti i glasi :

$$\frac{\rho_o V_{\infty,o} c_o}{\mu_o} = \frac{\rho_m V_{\infty,m} c_m}{\mu_m},$$

gdje indeks o označava objekt, indeks m model, ρ gustoću fluida, μ dinamički koeficijent viskoznosti, a V_{∞} brzinu strujanja fluida. Budući da kritična duljina laminarnog graničnog sloja ovisi direktno i Reynoldsovom broju, gore navedeni uvjet je nužan za valjanu provedbu testiranja aeroprofila. Ovisnost laminarnog sloja o Reynoldsovom broju prikazana je formulom:

$$x_{kr} = \frac{\mu Re_{kr}}{V_{\infty} \rho_{\infty}},$$

gdje x_{kr} označava kritičnu duljinu laminarnog sloja, Re_{kr} kritičan Reynoldsov broj, V_{∞} brzinu strujanja, a ρ_{∞} gustoću fluida. Kako bi se relativne dužine laminarnog graničnog sloja bile jednake, potrebno je uvećati brzinu strujanja na modelu, za sve modele koji su manjih dimenzija od objekta, a korišten fluid posjeduje iste karakteristike. Pritom valja voditi brigu o graničnim vrijednostima brzine koje dostižu vrijednost brzine zvuka $a_{\infty}=334$ m/s jer u tom slučaju rezultati eksperimenta će biti pod utjecajem stlačivosti [5].

3.2 Machov broj

Machov broj izvodi se iz omjera elastičnih i inercijalnih sila koje utječu na tijelo. Kako bi uvjet bio valjan za eksperiment, omjer inercijalnih i elastičnih sila modela i objekta mora biti konstantan, odnosno mora vrijediti:

$$\frac{F_{in,o}}{F_{st,o}} = \frac{F_{in,m}}{F_{st,m}} = const,$$

gdje F_{in} iznačava inercijale sile, F_{st} elastične sile, a indeksi m i o model i objekt. Sam Machov broj definiran je kao omjer brzine fluida i širenja malih poremećaja. Elastična sila definirana je jednadžbom :

$$\delta F_{st} = \left(\frac{kp}{\left(\frac{\delta v}{v}\right)} \right) \delta S,$$

gdje kp označava modul elastičnosti, $\frac{\delta v}{v}$ relativnu promjenu obujma čestice, a δS površinu na koju djeluje sila. Konačan izraz nakon uvrštenja jednadžbi i izraza za brzinu širenja malih poremećaja $a^2 = kp/\rho$ glasi:

$$Ma = \frac{v}{a},$$

Jednakost Machovih brojeva objekta i modela osigurava dinamičku sličnost pri dominantnim inercijalnim i elastičnim silama [5].

3.4 Froudeov broj

Pri utjecaju gravitacijske i inercijalne sile potrebno je zadovoljiti jednakost Froudeovog broja. Froudeov broj predstavlja omjer inercijalne i gravitacijske sile, izražen je pomoću omjera slobodne brzine struje zraka i umnoška utjecaja gravitacijskog polja i duljine srednje aerodinamičke tetive. Izraz koje pokazuje uvjet jednakosti modela i objekta glasi:

$$\frac{\delta F_{in,o}}{\delta F_{g,o}} = \frac{\delta F_{in,m}}{\delta F_{g,m}} = const.$$

gdje se indeks g odnosi na gravitacijsku silu. Uvrštavanjem izraza za inercijalnu i gravitacijsku silu $\delta F_g = g\rho\delta l^3$ dobiva se izraz :

$$\frac{V_o^2}{V_m^2} K_g = \frac{g_o}{g_m}.$$

K_g je uvjet geometrijske sličnosti, odnosno omjer tetiva modela i objekta [2], [4].

3.5 Eulerov broj

Parametar koji se dobiva omjerom sila inercije i tlačne sile naziva se Eulerov broj. Kao i za prethodne primjere omjer sila na objektu i modelu mora biti konstantan kako bi se zadovoljio uvjet dinamičke sličnosti:

$$\frac{\delta F_{in,o}}{\delta F_{p,o}} = \frac{\delta F_{in,m}}{\delta F_{p,m}} = const,$$

uvrštavanjem jednadžbi za silu inercije i sile tlaka $\delta F_p = \Delta p\delta l^2$ u navedeni izraz dobiva se izraz za Eulerov broj, $Eu = \frac{\Delta p}{\rho V^2}$. Prema ovom izrazu može se zaključiti kako je Eulerov broj proporcionalan koeficijentu tlaka C_p [4].

3.6 Strouhalov broj

Omjer inercijalne sile s periodičnim silama naziva se Strouhalov broj. Kako bi se ostvarila djelomična sličnost, potrebno je zadovoljiti uvjet kinematičke sličnosti, koji zahtjeva proporcionalnost putanje čestice na objektu i modelu, odnosno omjer slobodne struje zraka V_∞ i umnoška udaljenosti od uklještenja l i frekvencije oscilacije f mora biti konstantan za promatrani objekt i model [5] Izraženo matematički to izgleda ovako:

$$\frac{l_o f_o}{V_{\infty,o}} = \frac{l_m f_m}{V_{\infty,m}} = St = const.$$

3.7 Intenzitet turbulencije duž jedne osi

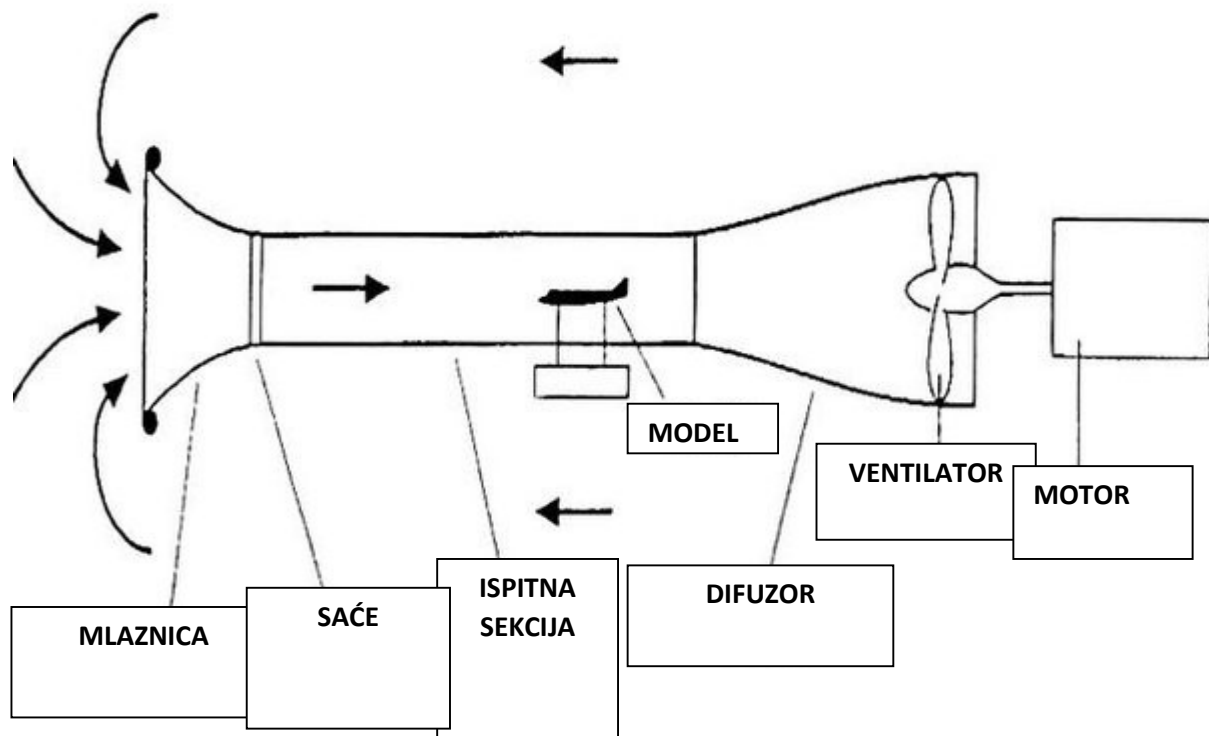
Prilikom postizanja većih brzina strujanja, dolazi do pojave vrtloženja i turbulencija. Turbulencije karakterizira nejednakost brzine, tlaka i drugih veličina, a uzorci nastanka su viskoznost fluida i čvrste konture. Kako bi se postigla sličnosti turbulentnih struja, svaka treba imati jednak intenzitet turbulentnosti I_t , odnosno intenzitet na modelu mora biti jednakog iznosa onom na objektu. Pritom se uzimaju u obzir srednje vrijednosti brzine u promatranoj točki i srednja vrijednost kvadrata struje koja fluktuiraju. Izraženo jednadžbom:

$$\frac{\sqrt{u_o^2}}{V_{\infty,o}} = \frac{\sqrt{u_m^2}}{V_{\infty,m}} = \varepsilon_t,$$

gdje u označava komponentu srednje vrijednosti kvadrata fluktuirajuće brzine, ε_t intenzitet turbulencije duž jedne osi i označava odnos sile turbulentnog naprežanja i inercijalnih sila [2].

4. Aerodinamički tuneli

Za potrebe provođenja eksperimenata bilo je potrebno osmisliti sustav koji simulira uvjete leta zrakoplova na određenoj visini, dakle ostvariti strujanje zraka na aeroprofilu. Rješenje navedene problematike pronađeno je korištenjem aerotunela. Aerotuneli sadržani su u određenim sekcijama od kojih svako ima svoju zadaću. Glavni dio tunela u kojem se vrši ispitivanje na modelu naziva se ispitna sekcija [4]. Na slici 2 sadržan je pojednostavljeni prikaz aerotunela.



Slika 2. Konstrukcijska izvedba aerodinamičkog tunela [5]

Mlaznica označava početak tunela, najčešće se koristi pravokutni oblik za aeroprofile (naravno ovisi o svrsi istraživanja i modelu koji se nalazi u sekciji, još može biti okrugla, kvadratna, ovalna, šesterokutna...), s omjerom visine i širine 2: 1. Sam profil ispitne sekcije može biti različitih tipova. U otvorenoj sekciji potrebna je veća snaga za postizanje strujanja većih brzina, jeftinije su izrade, no stvaraju više buke i imaju lošiju kvalitetu ulaznog zraka. Princip rada je takav da fluid struji u slobodnoj okolnoj atmosferi, stoga je tlak izjednačen tlaku okolnog zraka. Najčešća svrha im je prikaz vizualizacije strujanja. Zatvorene sekcije imaju više potkategorija, općenito su skuplje izrade, stvaraju manju buku i koriste manju snagu u usporedbi s otvorenim tipom. Zatvorene sekcije omogućuju kontrolu tlaka strujanja s promjenom poprečnog presjeka sekcija kroz koje se strujanje odvija. To omogućuje simuliranje uvjeta na različitim visinama leta zrakoplova. Budući da se zbog povećanja brzine strujanja na modelu javlja i povećan otpor, potrebno je izvršiti kompenzaciju putem proširenja poprečnog presjeka u području ispitivanja, što se ispunjava adaptivnim zidovima i postiže se učinak blokade. Sam efekt blokade također proizvodi i granični sloj uzduž zidova sekcije. Za krozvučna strujanja potrebno je minimizirati utjecaj refleksije udarnih valova zidova ispitne sekcije umetanjem uzdužnih procijepa ili kružnih perforacija[2].

4.1 Tipovi aerodinamičkih tunela

Aerotuneli su dizajnirani na način da testiraju određene uvjete pojedinačnih tipova strujanja, a najviše se koriste upravo u zrakoplovstvu za testiranje aeroprofila, no ne treba zanemariti i širu uporabu u ostalim tehničkim granama. Tako su u aeronautici dizajnirani tuneli specifično za testiranje strujanja s visokim Reynoldsovim brojem, strujanja koju uključuju V/STOL slijetanja, tuneli za ispitivanje slobodnog pada, stabilnosti, propelera ili čak zaleđivanja zrakoplova [6].

4.2 Tuneli za ispitivanje strujanja s visokim Reynoldsovim brojem

Kako iz praktičnih razloga nije često moguće ostvariti strujanja s velikim Reynoldsovim brojem, potrebno je koristiti određene metode za postizanje povećanog Reynoldsovog broja na manjim tunelima i modelima.

Prva metoda koje se nameće je gradnja tunela sa sustavom stlačivanja zraka. Tako je 1929. godine s radom počeo NACA-in tunel VDT (*VDT-Variable density tunnel*) koji je imao mogućnost postizati tlak zraka 20 puta većeg od atmosferskog i vrijednosti Reynoldsovog broja od 10×10^6 . Razlog povećanja tlaka leži u proporcionalnosti Reynoldsovog broja s povećanjem tlaka, odnosno gustoće fluida. Kako je već navedeno, izgradnja ovakvog tipa tunela iziskuje mnogo troškova, no budući da je Reynoldsov broj nezanemariv faktor, ona je nužna za provođenje ovakvog tipa eksperimenta.

Druga metoda uključuje promjenu sustava, to jest fluida u kojem se obavlja operacija. Isprve, rješenje je bilo u plinu Freonu. Freon je omogućavao postizanje 2.5 puta veći Machov broj i 3.6 puta veći Reynoldsov broj uz iste inicijalne postavke. Iz ekoloških razloga maknut je iz uporabe, a zamijenjen je tetrafluor-etanom i sumpor-heksafluoridom. Problem visokog troška postavke i održavanja ovakvih tunela i dalje ostaje nepromijenjen.

Treći način obuhvaća korištenje kriogenih tunela, a koristi se uglavnom za krozvučna strujanja. Princip rada temelji se na operacijama pri kriogenim temperaturama i povećanju tlaka 9 puta većem od atmosferskog, a fluid je u ovom slučaju dušik. Tunel postiže raspone Machovog broja od 10^6 do 100×10^6 . Valja naglasiti kako ovakvo postrojenje zahtjeva visoka ulaganja, a k tome iziskuje određeno vrijeme potrebno za stabilizaciju medija, što uzrokuje smanjenje produktivnosti samog tunela [6].

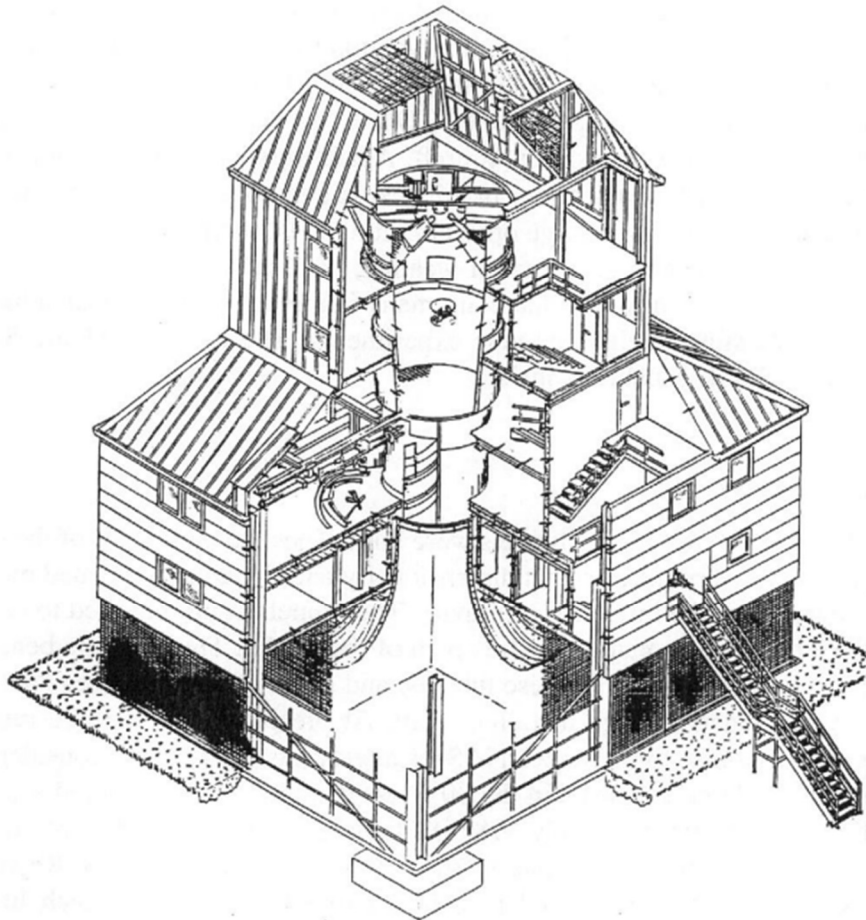
4.3 Tuneli za ispitivanje V/STOL-a

Ovaj tip postrojenja radi uglavnom na malim brzinama jer obuhvaća prijelazne faze leta (do 50 m/s), no radi velikih kutova nisonog strujanja zahtijevaju mnogo veće radne sekcije. Kako bi se riješili problema izgradnje tunela s velikim radnim sekcijama, postoji mogućnost izgradnje dvostrukih sekcija s dvjema konvergentnim mlaznicama. Primjer takvog tunela je tunel *Lockheed Martin Aeronautical Systems Co.* Princip rada temelji se na različitim promjerima dvaju radnih sekcija, odnosno za potrebe različitih brzina dovoljno je konstruirati jednu sekciju manjeg promjera koja služi postizanju većih brzina strujanja. Druga, odnosno šira sekcija služi manjim brzinama. Na ovaj način je izbjegnuto dodatan trošak korištenja veće snage za postizanje viših brzina u široj sekciji. Problem se također može riješiti izmjenom geometrije radnih sekcija tunela ili korištenjem povratnog voda kao sekcije za postizanje V/STOL-a [4].

4.4 Vertikalni tuneli

Tuneli čija se konstrukcija uzdiže okomito na Zemljinu površinu nazivaju se vertikalni aerotuneli. Zahvaljujući svojoj konstrukciji, korisni su za ispitivanje uvjeta koji uključuju slobodni pad, gubitak uzgona, kovite (*engl. Spin*) utjecaje gravitacije na zrakoplove i uvjete slobodnog leta. Konstruirani su na način da je pri vrhu konstrukcije pozicioniran propeler kojem je uloga ostvariti uzlazno strujanje u ispitnoj sekciji tunela. Ispitna sekcija sadrži kamere čija je uloga snimanje ponašanja modela u svrhe naknadnog analiziranja. Dodatnom ugradnjom rotirajućih vaga u sekciji omogućuje se kontinuirano praćenje intenziteta sila na modelu za određeni raspon rotirajućih brzina i položaja zrakoplova koji se nalazi u kovitu. Slika 3

prikazuje jednu tipičnu konstrukciju vertikalnog aerotunela gdje se jasno vidi pozicija propelera [4]



Slika 3. Prikaz vertikalnog aerodinamičkog tunela [7]

4.5 Tuneli za ispitivanje stabilnosti

Ispitivanje stabilnosti postiže se korištenjem različitih tipova strujanja u radnim sekcijama. Primjer ovog tipa tunela nalazi u istraživačkom centru Langley . Okrugla ispitna sekcija ima ugrađen motor kojem je uloga proizvodnja rotirajuće struje zraka, dok se kvadratna sekcija zakrivljuje tako da simulira skretanje zrakoplova tokom leta. 1958. godine tunel je premješten u institut politehničkih znanosti u Virginiji [4].

4.6 Tuneli za ispitivanje propelera zrakoplova

Ovakvi tuneli najbližiji su konvencionalnim tunelima s iznimkom da posjeduju otvorenu radnu sekciju kružnog presjeka. Iako primarno služe testiranju samih propelera, svrhu pronalaze prilikom dizajniranja kućišta motora i njegova položaja na zrakoplovu. Također, pomoću njih dizajnirani su otvoreni za hlađenje i smanjivanje ukupnog otpora [4].

4.7 Tuneli za ispitivanje zaleđivanja zrakoplova

Zaleđivanje aeroprofila i taloženje ledenih naslaga predstavljaju jedan od najvažnijih faktora za sigurnost letenja jer znatno utječu na uzgon i otpor aeroprofila. Testiranja se obavljaju u tunelima specijaliziranim za ispitivanje zaleđivanja koji se najčešće konvencionalne gradnje s iznimkom umetanja sustava za hlađenje koji postiže temperature do -30°C . i atomizera koji raspršuju vodene kapljice uz nisono strujanje, simulirajući na taj način uvjete zaleđivanja u atmosferi [6].

4.8 Tuneli za ispitivanje niskih turbulencija

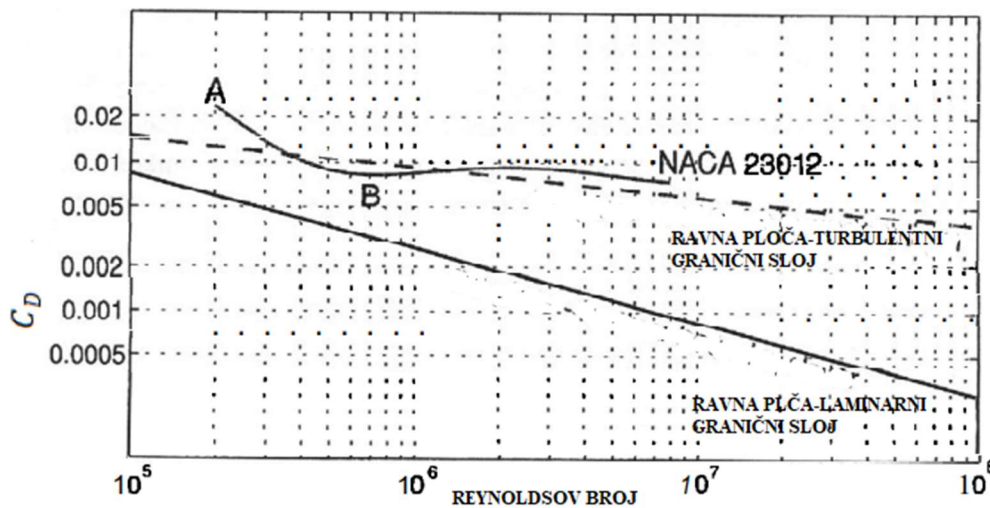
Korištenjem širokokutnog difuzora i veće umirivačke sekcije s većim brojem saća i mreža za prigušivanje turbulencija postižu se upravo ovakvi tuneli s niskim intenzitetom turbulencije [6].

4.9 Dvodimenzijски aerotuneli

Dvodimenzijски tuneli koriste se uglavnom u svrhu proučavanja aeroprofila. Postoje tipovi i sa otvorenom i sa zatvorenom sekcijom. Karakterizira ih uska radna sekcija, slabe turbulencije i mogućnost stlačivanja radi postizanja viših Reynoldsovih brojeva [6].

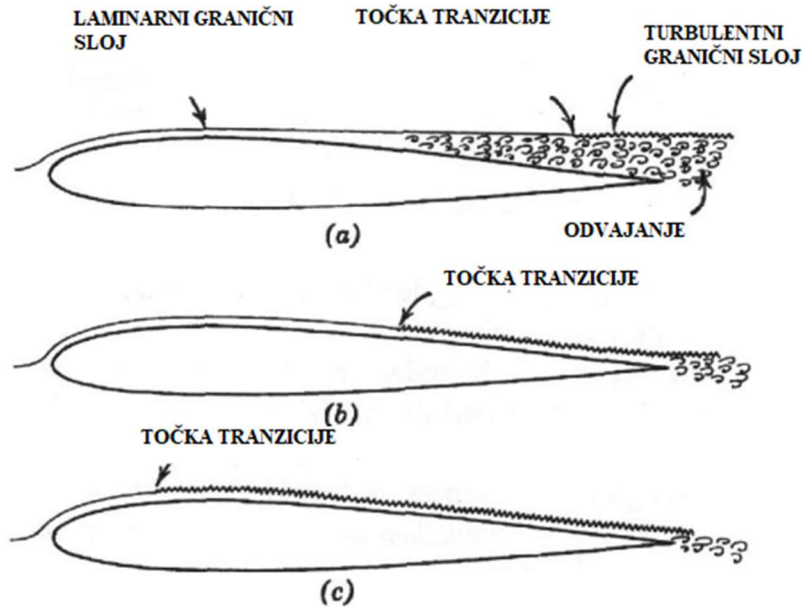
5. Analiza učinaka graničnog sloja

Granični sloj na krilu zrakoplova definiran je kao sloj fluida u kojem postoji promjena brzine strujanja fluida od nule do brzine slobodnog strujanja fluida. U neposrednom dodiru s tijelom brzina strujanja fluida jednaka je nuli, a odmicanjem od te točke brzina postepeno raste dok ne dostigne konačnu brzinu strujanja V_∞ . Baš taj gradijent brzine je glavni faktor određivanja intenziteta otpora. Točke koje zahtijevaju posebno obraćanje pozornosti su tranzicije između laminarnog i turbulentnog graničnog sloja. Sam granični sloj određen je pomoću Reynoldsovog broja koji izražen jednadžbom glasi $Re = \frac{V_\infty l}{\nu}$, gdje V_∞ označava brzinu slobodne struje fluida, l referentnu duljinu tetive (c), a ν kinematički koeficijent viskoznosti fluida. Kad se promatra tip strujanja unutar graničnog sloja, vidljivo je kako je ono u početku laminarno, a poslije se transformira u turbulentno i završava kao razvijeno turbulentno strujanje [8] Na slici 4 prikazana je ovisnost koeficijenta otpora C_D o iznosu Reynoldsovog broja na primjeru strujanja zraka u odnosu na ravnu ploču. Vidljivo je kako turbulentni sloj ostvaruje veće iznose koeficijenta otpora, a samim time uzrokuje i veći otpor samog aeroprofila.



Slika 4. Krivulja ovisnosti koeficijenta otpora o Reynoldsovom broju [9]

Uz prethodno navedene poveznice graničnog sloja i Reynoldsovog broja, valja istaknuti i određene karakteristike i razlike između laminarnog i turbulentnog sloja. Unatoč tome što je pokazano kako je laminarni sloj poželjniji jer ostvaruje manje koeficijente otpora, turbulentni sloj je mnogo izdržljiviji i kasnije dolazi do odvajanja graničnog sloja nego što je slučaj kod laminarnih slojeva. Također kako Reynoldsov broj raste u vrijednosti, postaje sve teže održavati laminarno opstrujavanje oko krila. Još jedna velika prednost laminarnog sloja je što ga karakterizira poželjan gradijent, odnosno gradijent tlaka ubrzava fluidnu struju za razliku od pozitivnog gradijenta [2]. Slika 5 prikazuje ponašanje graničnog sloja prilikom povećanja vrijednosti Reynoldsovog broja. Za potrebe objašnjenja skice početna vrijednost u slučaju 5a iznosi $Re = 1 \times 10^6$ te je odmah uočljivo kako dolazi do prijelaza iz laminarnog u turbulentni sloj prije dostizanja kritične vrijednosti jer strujanje nakon maksimalne debljine aeroprofila ima nepoželjan suprotni gradijent. Idući slučaj, 5b, pokazuje veću vrijednosti Reynoldsovog broja i vidljivo je kako se točka tranzicije pomiče suprotno slobodnoj struji te se ostvaruje maksimalan laminarni sloj uz minimalan otpor. U slučaju 5c još veće povećanje Reynoldsovog broja počinje negativno utjecati na ukupan otpor jer dolazi do značajnog porasta u turbulentnoj regiji.



Slika 5. Pomicanje laminarnog graničnog sloja povećanjem Reynoldsovog broja [9]

5.1 Laminarni granični sloj

Problematika određivanja svojstava graničnih slojeva leži u kompleksnosti promatranih površina. Iz razloga jednostavnije interpretacije, trodimenzionalni oblici zamijenjeni su uvođenjem ravne ploče i svođenjem na dvodimenzionalni problem i dodavanjem korekcijskih koeficijenata. Kad se zanemare utjecaji vanjskih sila dobiju se Prandtlove jednadžbe graničnog sloja koje opisuju gibanja u danim pravcima. Rješenje jednadžbi pronašao je Blasius uvođenjem konstantnog tlaka i uniformnog rasporeda brzina uzstrujno od ploče. Tako je Blasius definirao debljinu graničnog sloja δ kao udaljenost od površine ravne ploče do točke u kojoj je brzina strujanja jednaka 99% vrijednosti uniformnog strujanja. U matematičkom obliku:

$$\delta = 5.0 \frac{x}{\sqrt{Re_x}}$$

gdje x označava udaljenost promatrane debljine graničnog sloja. Tangencijalno naprezanje τ_0 definirano je izrazom:

$$\tau_0 = 0.332\rho U^2 \frac{1}{\sqrt{Re_x}}$$

gdje U označava brzinu uniformnog strujanja, a ρ gustoću fluida. U slučaju kada se promatra ploča raspona $b = 1$ m, duljine $x = L$, može se dobiti izraz za silu trenja laminarnog strujanja $X'_{f,l}$ na sljedeći način:

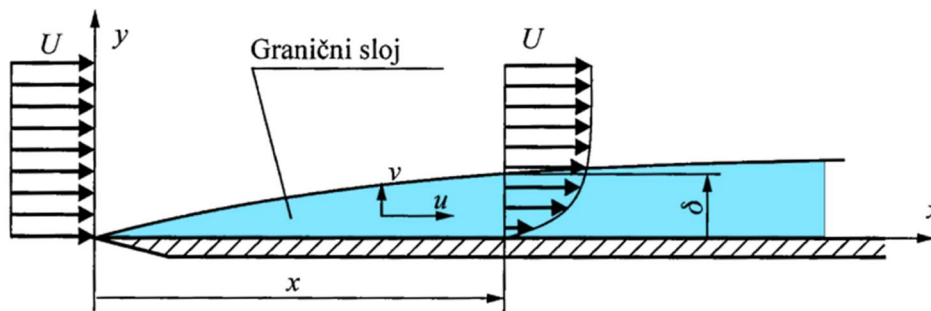
$$X'_{f,l} = \int_0^L \tau_0 dx.$$

Uvrštavanjem izraza za τ_0 u ovaj izraz i integriranjem dobije se potpuni izraz koji glasi:

$$X'_{f,l} = 0.664\rho U^2 L \sqrt{\frac{\nu}{UL}}$$

Također može odrediti i srednja vrijednost koeficijenta trenja za laminarno, nestlačivo strujanje $C_{f,l}$ pomoću formule $C_{f,l} = 1.328 \sqrt{\frac{1}{Re_L}}$ [2]. Slika 6 prikazuje raspodjelu gradijenata strujanja i debljine graničnog sloja preko ravne ploče. Konturni uvjeti su sljedeći:

$$\begin{aligned} x = x, \quad y = 0; \quad u = v = 0, \\ x = x, \quad y = \delta; \quad u = U. \end{aligned}$$



Slika 6. Prikaz gradijenata strujanja i debljine graničnog sloja [9]

U slučaju kada se problematika rješenja jednadžbi graničnog sloja svede na integralni oblik, moguće je zamijeniti skup parcijalnih diferencijalnih jednadžbi na jednu diferencijalnu jednadžbu, što je iznimno važno jer ovakav pristup nudi rješenja i za laminarni i za turbulentni granični sloj. Navedena integralna jednadžba temelji se na promjeni količine gibanja, koja prema von Karmanu izgleda ovako:

$$\frac{d}{dx} (U_1^2 \theta) + \delta^* U_1 \frac{dU_1}{dx} = \frac{\tau_0}{\rho}.$$

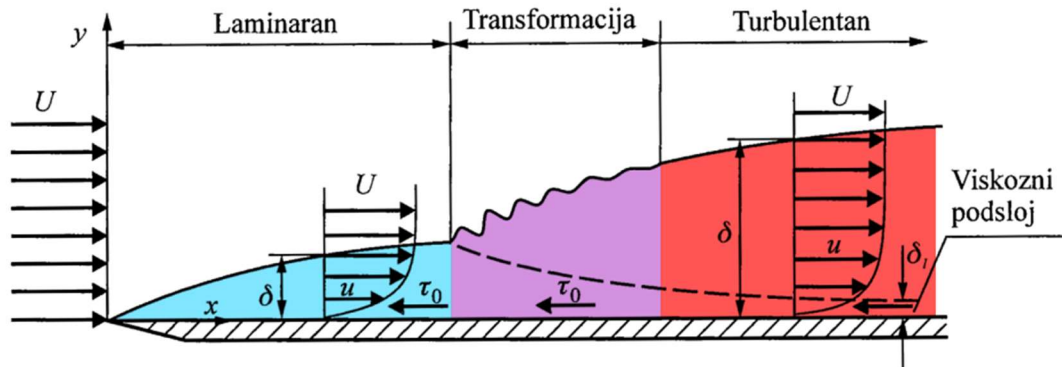
U navedenoj jednadžbi U_1 označava brzinu strujanja fluida u vanjskom području, θ debljinu količine gibanja, a δ^* debljinu istisnine. Debljina količine gibanja definirana je kao količina gibanja jednaka izgubljenom količini gibanja radi prisustva graničnog sloja, a protok sloja debljine δ^* jednak je protoku izgubljenom radi prisustva graničnog sloja. Procedura određivanja debljine graničnog sloja uključuje određivanje promjene brzine potencijalnog optjecanja U_1 uz pretpostavku da nema graničnog sloja. Profil brzina \bar{u} mora biti u jednostavnom obliku i zadovoljavati rubne uvjete, uz pretpostavljenu vezu tangencijalnog naprezanja i karakteristika fluida. Potom se debljina istisnine, količine gibanja i tangencijalno naprezanje određuju kao funkcije δ i U_1 i naposljetku se riješi von Karmanova jednadžba [8].

5.2 Transformacija laminarnog graničnog sloja u turbulentni

Duljina laminarnog sloja određena je iznosom vrijednosti Reynoldsovog broja. Kada se prijeđe određena vrijednost koja je karakteristična za svaki aeroprofil i strujanje, samo strujanje preko tog modela postaje nestabilno, a Reynoldsov broj tada poprima svoju kritičnu vrijednost. Kritičan Reynoldsov broj ovisi o više faktora, uključujući hrapavost konture, gradijent tlaka, stlačivost zraka, intenzitet turbulencije i vibracije. Duljina laminarnog dijela graničnog sloja definirana je izrazom:

$$x_{kr} = \frac{Re_{kr}}{\frac{U}{\nu}},$$

a minimalni kritični Reynoldsov broj do kojeg je granični sloj još laminaran uvijek iznosi 5×10^5 [2]. Slika 7 prikazuje razvoj graničnog sloja na primjeru ravne ploče, s jasno istaknutim područjem transformacije slojeva i nastanka poremećaja strujanja koji dovode do stvaranja turbulentnog sloja.



Slika 7. Razvoj graničnog sloja na primjeru ravne ploče [9]

Prema njemačkom inženjeru Hermannu Schlichtingu, koji je sakupio rezultate istraživanja o transformaciji slojeva, zaključeno je da gradijent tlaka ima dominantan utjecaj na stabilnost slojeva, odnosno da stabilizirajuću učinak ostvaruje snižavanje tlaka u nisonom smjeru, a porast u istom slučaju dovodi do nestabilnosti. Također pokazano je kako transformacija nastaje u rasponu Reynoldsovih brojeva od 10^6 do 10^7 . Povećavanje napadnog kuta aeroprofila pri konstantnom Re pomiče točku nestabilnosti na gornjaci uzstrujno, a na donjaci nizstrujno. U slučaju kad je Re povećan, a napadni kut ostao isti, položaj točaka nestabilnosti se i na gornjaci i donjaci pomiče uzstrujno. U određenim slučajevima može doći do odvajanja laminarnog sloja, ali on se potom ponovno pričvršćuje uz stijenku kao turbulentan. Posljednje za posljedicu ima formiranje mjehuraste cirkulacijske zone iznad površine zida [8].

5.3 Turbulentni granični sloj

Matematički model određivanja svojstava turbulentnog sloja je trenutno nedovoljan, stoga se za analizu ovog sloja i dalje koristi von Karmanova jednadžba za promjenu količine gibanja. Sam postupak određivanja debljine graničnog sloja i srednje vrijednosti koeficijenta otpora sastoji se od određivanja brzine izvan graničnog sloja U_1 . Uz zanemarivanje debljine graničnog sloja radi malog intenziteta turbulencije u vanjskom području primjenjuje se Bernoullijeva jednadžba. Raspored brzina eksperimentalno se određuje aproksimacijskim jednadžbama:

$$\bar{u} = U_1 \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{7}} = U_1 \eta^{\frac{1}{7}},$$

Gdje η označava bezdimenzionalnu udaljenost od ploče, \bar{u} bezdimenzionalnu brzinu. Tangencijalno naprezanje se ne može odrediti pomoću Newtonove hipoteze, pa se koristi Blasiusova aproksimacija koja glasi:

$$\tau_0 = 0.225 \rho U_1^2 \left(\frac{v}{U_1 \delta} \right)^{\frac{1}{4}},$$

$$\theta = \frac{7}{72} \delta,$$

$$\delta^* = \frac{1}{8} \delta.$$

Nakon integracije uz konturne uvjete $x = 0$, $\delta = 0$, i $x = x$, dobivaju se izrazi za debljinu graničnog sloja:

$$\delta = 0.371x^{\frac{4}{5}} \left(\frac{\nu}{U_1} \right)^{\frac{1}{5}}.$$

Iz prethodne jednačbe vidljiv je brži rast debljine graničnog sloja (eksponent koji stoji uz x) kod turbulentnog strujanja. Eksperimentalno je potvrđen izraz srednjeg koeficijenta trenja koji glasi:

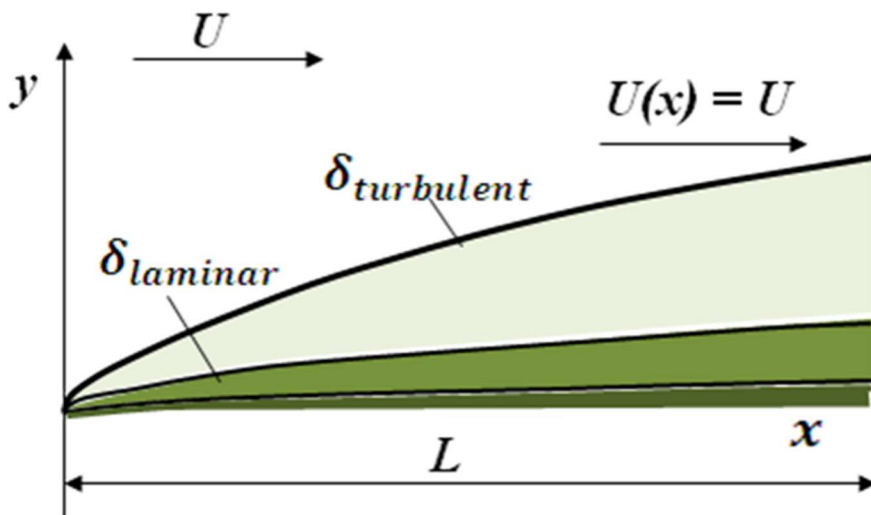
$$C_{f,t} = 0.074 \frac{1}{Re_L^{\frac{5}{4}}}.$$

Izraz /taj i taj) ostvaruje dobru aproksimaciju koeficijenta trenja za vrijednosti Reynoldsovog broja u rasponu od 10^5 do 10^7 . Za vrijednosti koje su u rasponu od 10^7 do 10^9 bolji rezultati su ostvareni sa sljedećim izrazom [2]:

$$C_{f,t} = \frac{0.455}{\left(\log_{10} \left(\frac{U_1 L}{\nu} \right) \right)^{2.58}}.$$

5.4 Usporedba laminarnog graničnog sloja s turbulentnim graničnim slojem

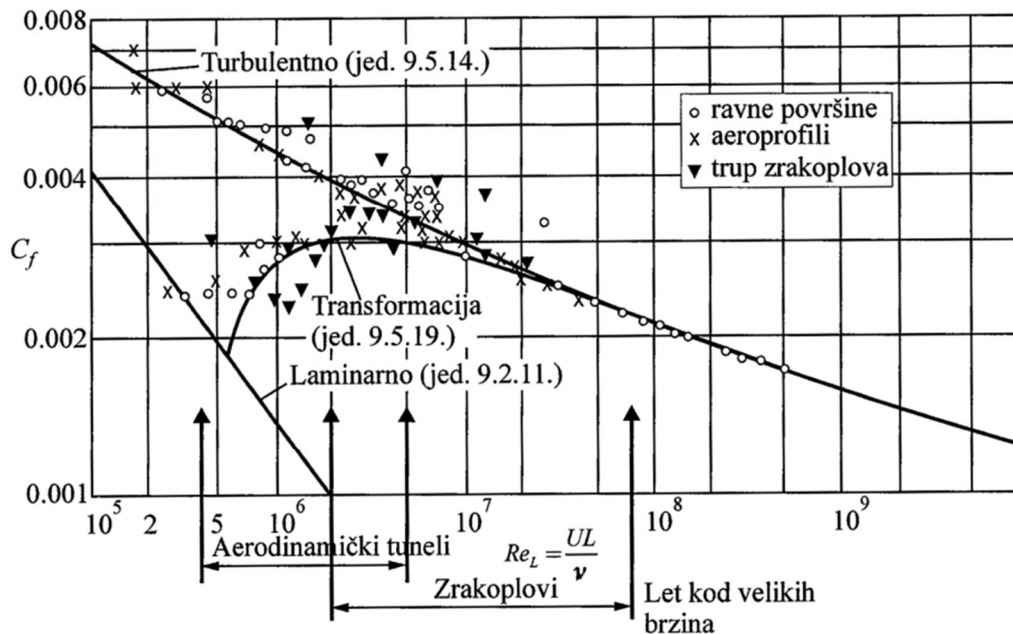
Uz prethodno navedene stavke glavnih karakteristika graničnih slojeva, ilustracijom 8 prikazan je odnos debljina graničnih slojeva. Slika 8 potvrđuje prethodno navedeni brži rast kod turbulentnog strujanja [2].



Slika 8. Odnos debljina graničnih slojeva [9]

Na ilustraciji 9 sadržan je odnos krivulja kojima je opisan pojedini granični sloj. Vrijednost kritičnog Reynoldsovog broja $Re_{L_{kr}}$ iznosi 5×10^5 . U području koje sadrži veliku razliku između laminarnog i turbulentnog koeficijenta trenja poželjno je sačuvati laminarno strujanje.

Kada se odnosi na pravi objekt, dakle zrakoplov u realnim uvjetima, potrebno je u uzeti u obzir dodatne faktore pri izračunu ovih parametara jer objekt nije idealno glatka površina, već sadrži razne hrapave površine, zakovice, preklapanja, elemente koji stvaraju dodatan otpor te u tom slučaju potrebno je uračunati dodatnu hrapavost navedenih površina na način da se izračuni dobiveni na modelu hidraulički glatke površine uvećaju za 10% do 20%.



Slika 9. Odnos koeficijenta trenja i Reynoldsovog broja kod različitih površina [2]

Tablica 1. Različite površine aeroprofila s odgovarajućim koeficijentom hrapavosti izraženim u milimetrima

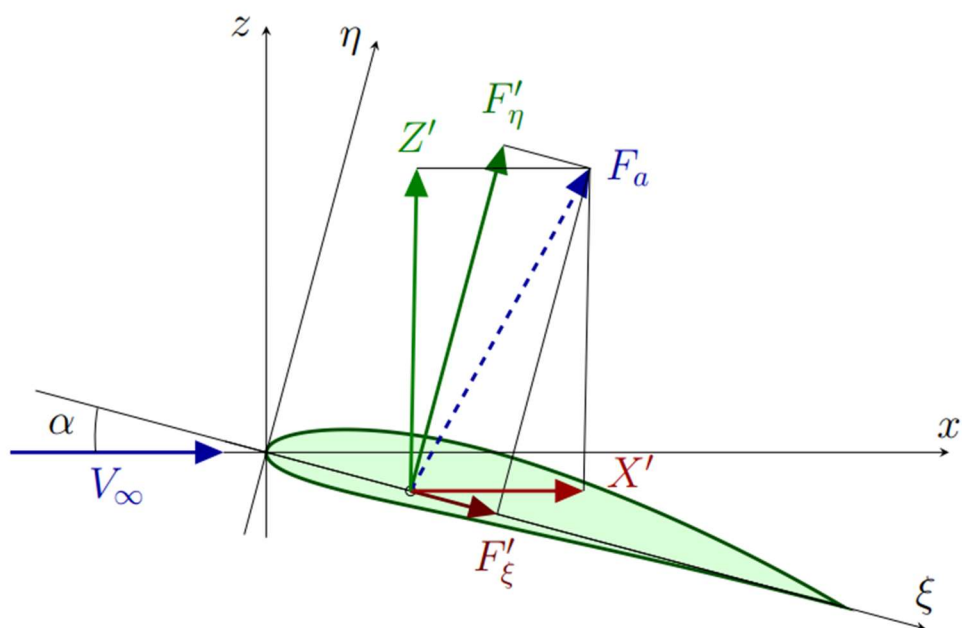
POVRŠINA	k (mm)
Polirani metal ili drvo	Od 0.0005090 do 0.002033
Metalni lim	0.004054
Boja za maskiranje	0.01015
Duboko galvanizirana metalna površina	0.1524

Izvor [2].

U tablici 1 sadržani su najčešći tipovi površina s odgovarajućim vrijednostima hrapavosti k . Prilikom podzvučnih strujanja za Machov broj koji prelazi 0.4 potrebno je uzeti u obzir korekciju za stlačivost. Poželjno je što utjecaj gradijenta brzine značajnije pridonosi smanjenju koeficijenta trenja .

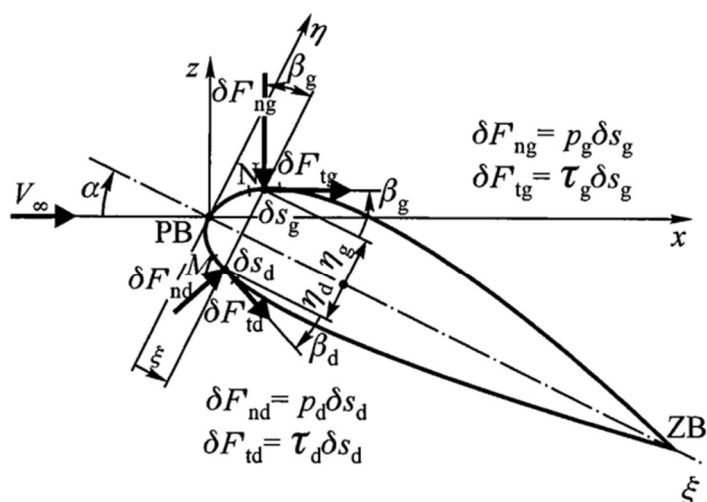
6. Ostvarivanje sličnosti uzgona i otpora

Prilikom osvrta na sile uzgona i otpora zrakoplova, potrebno je razjasniti osnovne definicije tih dvaju sila. Sila uzgona F_z i otpora F_x zatvaraju vektorski trokut aerodinamičke sile F_a prema slici 10. Također strujanje se odvijanja pod kutom α u odnosu na tetivu aeroprofila, pa je potrebno skicu opisati s dva koordinatna sustava pomaknuta za napadni kut α . Pomaknute osi su označene s η i ξ . Pomoću drugog koordinatnog sustava i poznatog vektora aerodinamičke sile, moguće je odrediti projekcije vektora sile uzgona i otpora [10].



Slika 10. Presjek aeroprofila u koordinatnim sustavima s izraženim utjecajnim silama [10]

Određivanje iznosa sila vrši se vektorskim zbrajanjem duž koordinatnih osi koje su zadane na primjeru 11.



Slika 11. Ukupan utjecaj komponenti sila na aeroprofilu [10]

Zbroj sila za određenu točku N na gornjaci uzduž jedne od osi sastojat će se od zbroja komponenti sila koja djeluju na tu točku, odnosno od komponenti normalne i tangencijalne sile koje proizlaze od normalnog p_g i tangencijalnog napreznja τ_g u navedenoj točki M . Zbroj sila uzduž osi ξ prema skici 9 glasi: $\delta F'_{\xi g} = \delta F'_{ng} \sin \beta_g + \delta F'_{tg} \cos \beta_g$, a uzduž osi η : $\delta F'_{\eta g} = \delta F'_{tg} \sin \beta_g - \delta F'_{ng} \cos \beta_g$. Isti princip primjenjuje se za određenu točku M na donjaci aeroprofila. Jednadžbe u točki N izgledaju ovako: $\delta F'_{\xi d} = -\delta F'_{nd} \sin \beta_d + \delta F'_{td} \cos \beta_d$ uzduž osi ξ , a uzduž osi η : $F'_{\eta d} = \delta F'_{td} \sin \beta_d + \delta F'_{nd} \cos \beta_d$. Konačan iznos aerodinamičke sile dobiva se integriranjem ovih jednadžbi za sve točke gornjake i donjake [10].

6.1 Sila uzgona

Sila uzgona F_L u aerodinamici definirana je umnoškom dinamičkog tlaka koji djeluje na površini definirane duljine i koeficijenta uzgona C_L . Smjer sile uzgona uvijek je okomit na vektor brzine slobodne struje zraka V_∞ .

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \times S \times c_z,$$

Izraz za dinamički tlak $\frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ izveden je iz Bernoullijeve jednadžbe koja govori kako je zbroj statičkog i dinamičkog tlaka prilikom strujanja fluida sekcijama različitog promjera uvijek jednak.

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2}.$$

Navedeni izraz pronalazi namjenu i u uređajima koji rade na principu mjerenja razlike tlakova, uključujući brzinomjere i visinomjere u zrakoplovstvu [2].

6.2 Sila otpora

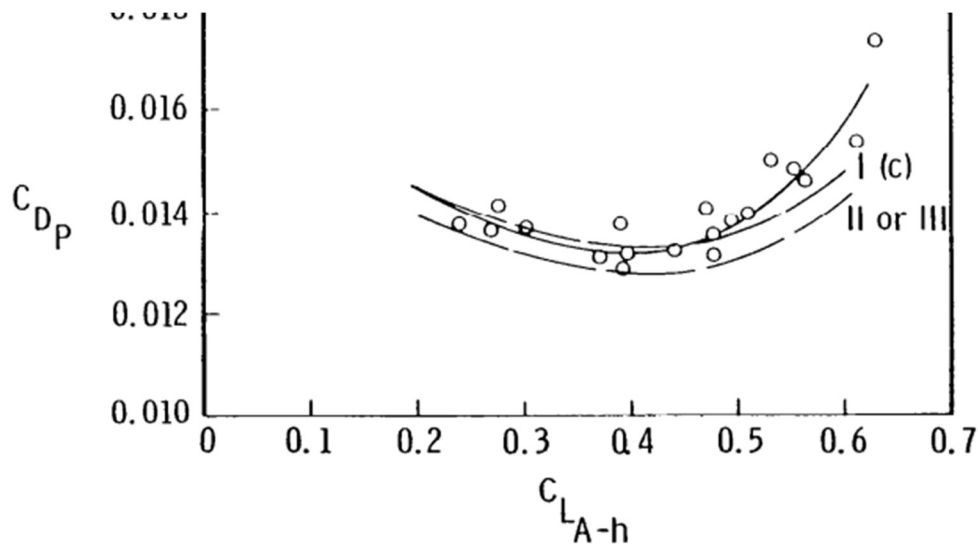
Otpor pri gibanju tijela kroz fluid određene gustoće i viskoznosti pri zadanoj brzini uzrokuju sile trenja i tlaka na površini tijela. Kako nije moguće odrediti silu otpora analitičkim i matematičkim metodama, pri određivanju navedene sile služi se eksperimentalnim metodama i mjerenjima. Nemogućnost točnog određivanja leži u kompleksnosti dizajna zrakoplova, površinama različitih svojstava i različitih dimenzija. Određivanje sile otpora na dijelu aeroprofila slično je određivanju sile uzgona, no izraz uključuje koeficijent otpora C_x umjesto koeficijenta uzgona, $F_x = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \times S \times c_x$. Pri određivanju ukupnog otpora zrakoplova do procijene rješenja dolazi se zbrojem otpora pojedinih dijelova zrakoplova:

- Otpor krila, X_{krila}
- Otpor trupa, X_{trup}
- Otpor repa, X_{rep}
- Otpor sustava za pogon, X_{motor}
- Otpor zakrilaca, $X_{zakrilca}$
- Otpor podvozja, X_{trap}
- Otpor kabine, X_{kabine}
- Otpor trimanja, X_{trim}
- Otpor vanjskog tereta na zrakoplovu, X_{teret}
- Otpor interferencije dviju cjelina, X_{int}
- Otpor kočenja kod površina za kočenje, $X_{kočenja}$.

Uz navedene primjere kod određenih vrsta zrakoplova još može biti dodan otpor stavki karakterističnih za tip zrakoplova, što je primjenjivo kod ratnih zrakoplova na način da imaju otpor nošenog oružja na zrakoplovu. Svaka navedena stavka posjeduje karakterističan iznos koeficijenta otpora, a ukupan otpor dobiva se sumom svih stavki. Sam otpor u aerodinamici

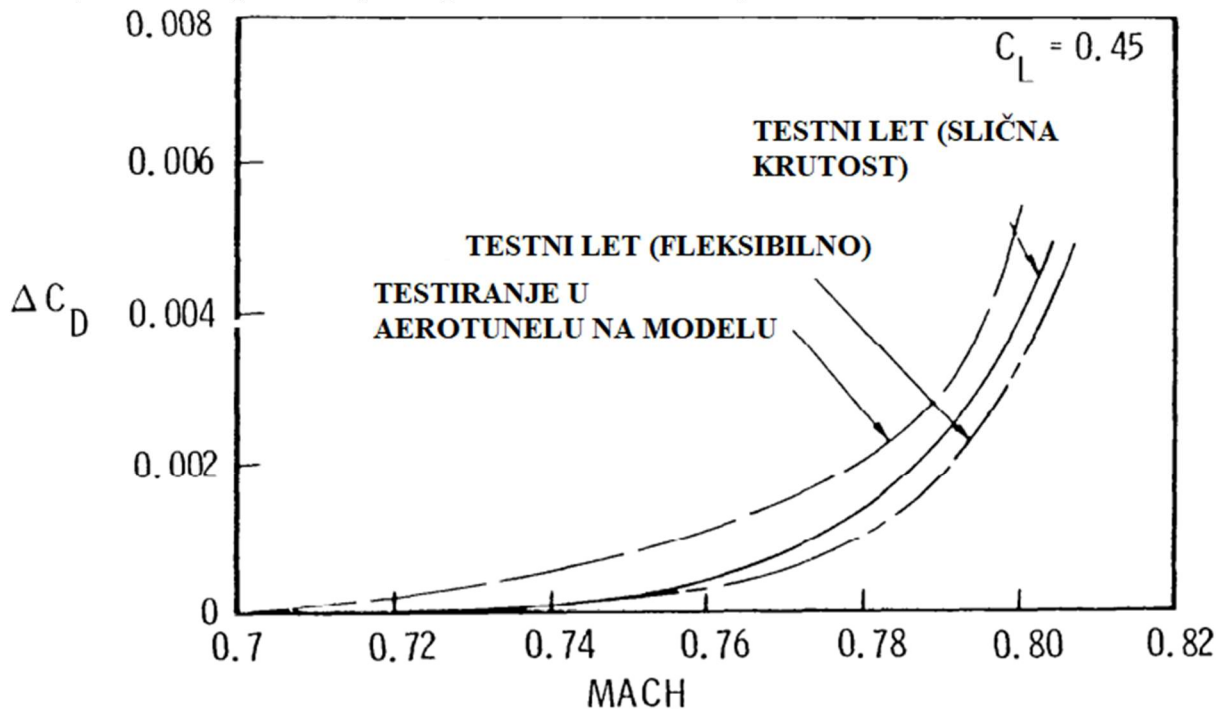
razložen je na dvije komponente: otpor kod nultog uzgona X_0 i otpor uzrokovan uzgonom X_l [2].

Korelacija otpora u aerotunelu i u stvarnim uvjetima dokazana je eksperimentima pod vodstvom NASA-e. Metodskim ispitivanjima i uspoređivanjem s pravim rezultatima vidljivo je podudaranje u većini iznosa. Odstupanja postaju očita povećanjem koeficijenta uzgona, što je razlog ili povećanje akumuliranih grešaka prilikom očitavanja ili nepoznata svojstva u aerotunelu kao što su interferencija u samom tunelu, neumjerenost struje fluida ili kombinacija navedenih stavki. Unatoč tom neslaganju pri višim koeficijentima uzgona, sličnost ostatka grafikona se i dalje može smatra prilično uspješnom, što je prikazano slikom 12 [16].



Slika 12. Odnos koeficijenta uzgona i otpora aeroprofila [16]

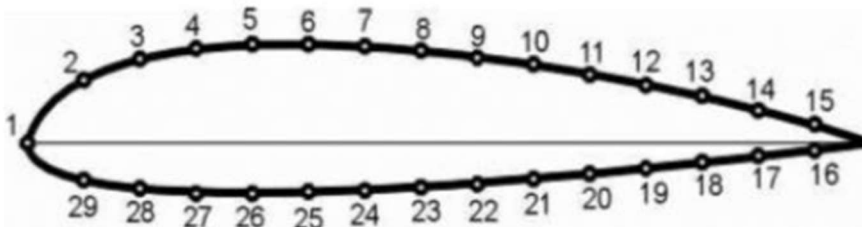
Porast koeficijenta otpora s rastom Machovog broja opisana je za fleksibilni i čvrsti aeroprofil, gdje fleksibilni aeroprofil ima blagi porast otpora radi utjecaja fleksibilnosti. Slika 13 prikazuje značajnu sličnost porasta otpora s porastom Machova broja [16].



Slika 13. Sličnost porasta otpora s rastom Machovog broja [16]

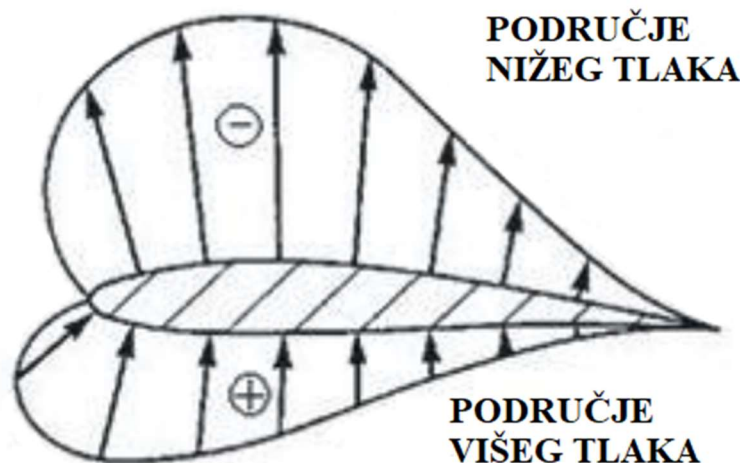
6.3 Eksperimentalno izračunavanje uzgona u aerodinamičkom tunelu

Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu vlasnik je zatvorenog tipa aerodinamičkog tunela AT-1. Unutar ovog aerotunela održan je eksperiment određivanja uzgona na aeroprofilu NACA 2421. Budući da se uzgon određuje mjerenjem tlaka na opstrujavanom tijelu, ovaj aeroprofil sadrži male otvore promjera 1mm. Na gornjaci se nalazi ukupno 15 otvora, a na donjaci njih 14 kako je pokazano na slici 14.



Slika 14. Raspored otvora na testnom modelu [11]

Otvori su postavljeni okomito na konturu aeroprofila i povezani su tunelima s plastičnim crijevima koja su spojena na dva uređaja za mjerenje tlaka. Uređaji za mjerenje tlaka su manometar tipa U-cijev i piezoelektrički pretvarač tlaka. Osnovni princip ostvarivanja uzgona na površini ili tijelu prikazan je na slici 15. Brzina strujanja na gornjaci je veća od slobodne struje V_∞ , dok je brzina strujanja na donjaci manja. Razlika brzina strujanja i oblik gornjake zaslužni su za manju vrijednost tlaka od okolnog, dok manja brzina na donjaci pogoduje ostvarivanju pozitivnog utjecaja tlaka.



Slika 15. Raspored tlaka na aeroprofilu [11]

Za potrebe eksperimenta uzete su slijedeće vrijednosti fluida:

- Temperatura, $t = 26,2^\circ\text{C}$ ili $T = 299,35\text{ K}$
- Tlak, $p = 99580\text{ Pa}$
- Gustoća, $\rho = 1,1589\text{ kg/m}^3$
- Viskoznost, $\mu = 1,8415e - 05$

Prilikom mjerenja ostvarene su vrijednosti:

- Razlika visine fluida u U-cijevi, $\Delta h = 62\text{ mm}$
- Razlika tlaka, $\Delta p = \rho_{H_2O} \cdot g \cdot \Delta h = 1000 \cdot 9,81 \cdot 0,062 = 608,22\text{ Pa}$
- Brzina strujanja, $v = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}} = 32,403\text{ m/s}$

Korištenjem formule za uzgon i zbroja tlakova svih točaka na aeroprofilu u konačnici se dobije iznos normalne sile uzgona $F_N = 71,39\text{ N}$.

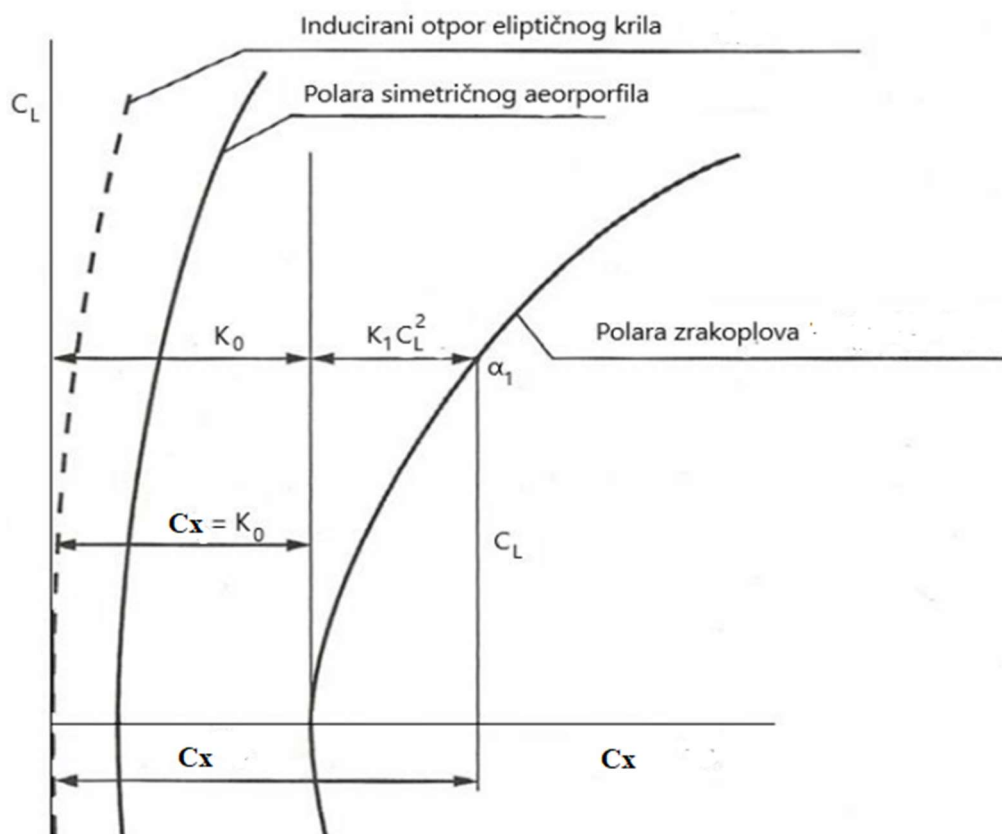
Nedostaci ovakvih mjerenja uglavnom leže u samim cjevčicama za odvođenje tlaka. Podižu kompleksnost modela, a samim time cijenu i vrijeme izrade. Sami rezultati ne ostvaruju potpuno realnu sliku jer nije moguće ugraditi neograničen broj otvora za mjerenje tlaka koji bi pokrio izračun integralne jednadžbe [11].

6.4 Metoda izračuna uzgona i otpora zrakoplova

Nadovezujući se na prethodna poglavlja, vidljivo je kako je određivanje ukupnog otpora zrakoplova složen proces. Određivanje ukupnog otpora zrakoplova temelji se na određivanju ukupnog koeficijenta otpora tog zrakoplova, koji se sastoji od sume koeficijenta otpora nultog uzgona C_{x0} i koeficijenta otpora uzrokovanog uzgonom C_{xl} . Prema tome izraz za ukupan koeficijent otpora zrakoplova glasi $C_{xu} = \sum_{j=1}^1 C_{x0,j} + \sum_{j=1}^1 C_{xl,j}$. Radi lakšeg tijeka računanja sume pojedinih koeficijenata otpora kod nultog otpora bit će označene s vrijednošću K_0 , a koeficijent s utjecajem uzgona s K_1 . Koeficijent otpora uslijed uzgona proporcionalan je kvadratu koeficijenta uzgona, stoga pojednostavljena formula glasi:

$$C_{xu} = K_0 + K_1 C_z^2.$$

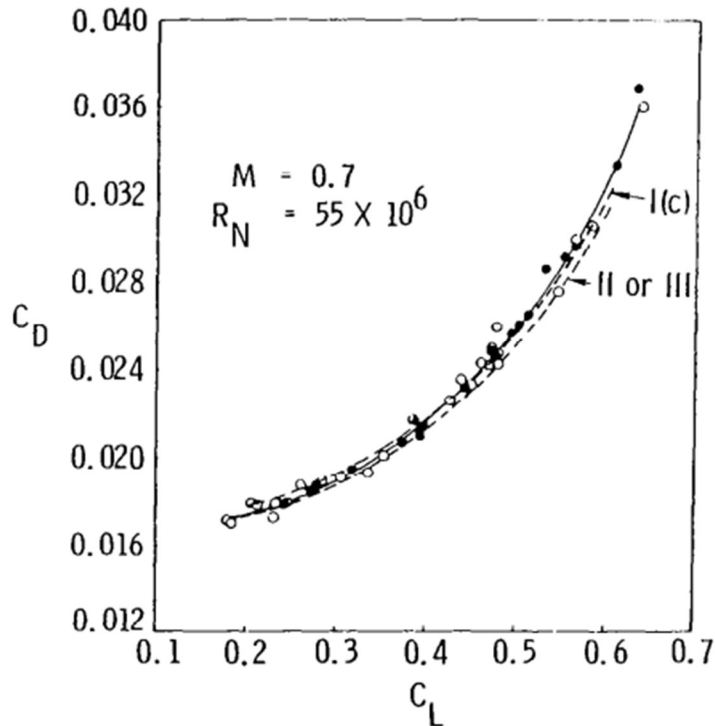
Ova jednadžba se može grafički prikazati u koordinatnom sustavu i tada poprima naziv polara zrakoplova, što je prikazano na slici 16. Uzimajući obzir prikazan odnos polara eliptičnog krila, simetričnog aeroprofila i pravog zrakoplova, vidljivo je međusoban odnos vrijednosti koeficijenata uzgona i otpora [2].



Slika 16. Polara aeroprofila i zrakoplova [10]

Jedan od eksperimenata vodio se na vojnom zrakoplovu *Lockheed C-5A* gdje se provodila direktna usporedba rezultata iz aerotunela i onih dobivenih na zrakoplovu. Ispitivanje se vršilo pri Machovom broju 0.7, pritom uzevši u obzir drukčije raspone pri pojedinim ispitivanjima,

uglavnom od 0.6 do 0.76 Ma. Rezultati istraživanja prikazani su na prikazu 17 gdje je jasno vidljiva uska korelacija krivulja koeficijenata otpora i uzgona u stvarnim i simuliranim uvjetima. Puna linija prikazuje srednju vrijednost dobivenu u stvarnim uvjetima, a isprekidana u aerodinamičkom tunelu.



Slika 17. Usporedba krivulja uzgona i otpora u stvarnim i simuliranim uvjetima [16]

Tablica 2 sadrži primjer raspodjele koeficijenta otpora pojedinog elementa zrakoplova Gates Learjet Model 25, iz čega je uočljivo kako upravo krilo i trup zauzimaju najveći postotak i približno su jednaki, dok interferencija zauzima treće mjesto pri pridonosenju ukupnom otporu.

Tablica 2. Koeficijent otpora pojedinih dijelova zrakoplova i doprinos ukupnom postotku

KOMPONENTA	C_{xj}	POSTOTAK
Krilo	0.0053	23.45
Trup	0.0063	27.88
Vršni rezervoari	0.0021	9.29
Rebro na vršnim rezervoarima	0.0001	0.44
Gondole	0.0012	5.31
Nosači gondola	0.0003	1.33
Horizontalni rep	0.0016	7.08
Vertikalni rep	0.0011	4.86
interferencija	0.0031	13.72
Hrapavost i procijep	0.0015	6.64
Ukupno	0.0226	100.00

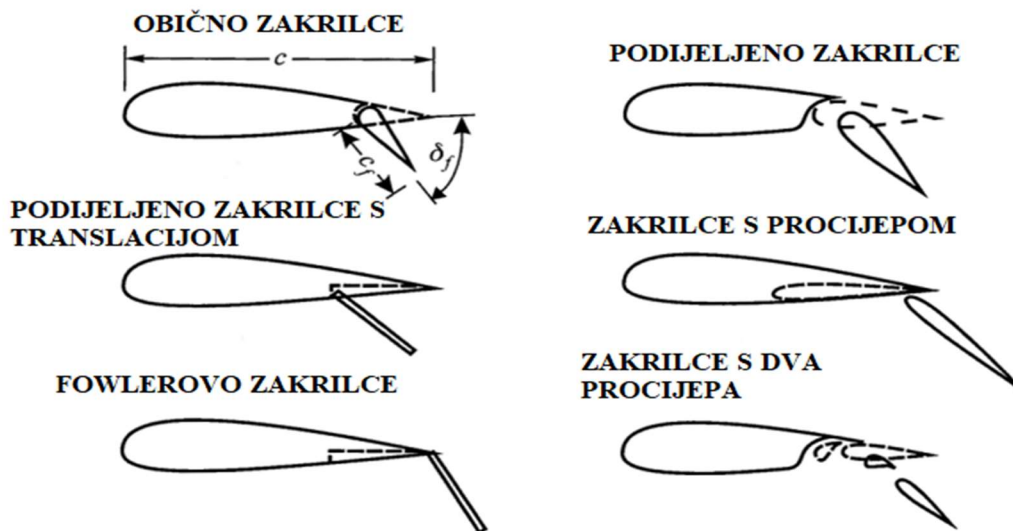
6.5 Metode povećanja uzgona zrakoplova

Promatrajući podzvučna strujanja određena kritičnim Machovim brojem Ma_{kr} , ostvaruje se maksimalna brzina leta u iznosu od $V_{max} = Ma_{kr} \sqrt{kRT}$. Iz navedenog izraza

vidljivo je kako brzina leta ovisi o drugom korijenu temperature okolnog fluida, koja je određena visinom operacije. Za karakteristične operacije leta koje uključuju korištenje minimalne brzine letenja V_{min} potrebno je korigirati odnose brzine i koeficijenta uzgona. Jednostavne metode koje uključuje navedeno sastoje se od povećanja površine pod utjecajem sile uzgona, odgađanjem odvajanja graničnog sloja i povećanjem zakrivljenosti aeroprofila. Navedeno se u aerodinamici ostvaruje uvođenjem uređaja za povećanje uzgona. Uređaji za povećanje uzgona su dakle uređaji koji pogonjeni određenim sustavima privremeno utječu na uzgonsku površinu, zakrivljenost aeroprofila i upravljaju razvitkom graničnog sloja [2].

6.6 Zakrilca

Tip uređaja za povećanje uzgona lociran na stražnjoj strani krila bliže trupu zrakoplova čija je svrha povećanje koeficijenta uzgona prilikom operacija slijetanja i polijetanja. Definirana su duljinom tetive zakrilca i kutom zakretanja a karakterizira ih povećanje maksimalnog koeficijenta uzgona C_{Lmax} , promjena koeficijenta momenta oko osi y zrakoplova i promjena nagiba linearnog dijela krivulje uzgona. Na slici 18 prikazane su vrste zakrilaca korištenih za povećanje koeficijenta uzgona [10].

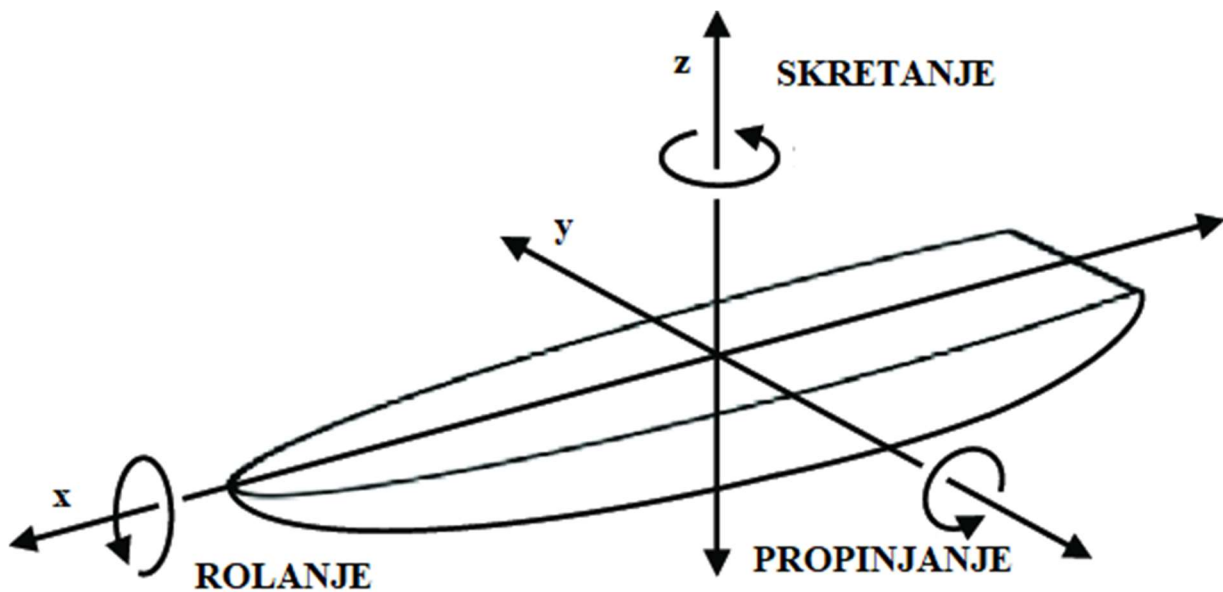


Slika 18. Vrste zakrilaca [10]

7. Analiza sličnosti karakteristika stabilnosti i upravljivosti

Na svaki zrakoplov se može gledati kao na kruto tijelo u definiranoj ravnini kretanja, određeno s ukupno 6 stupnjeva slobode gibanja koja se sastoje od tri translacijska gibanja uzduž osi x , y i z i tri rotacijska gibanja oko navedenih osi. Sukladno tome, u aerodinamici postoje 3 vrste gibanja:

- Lateralno gibanje (valjanje), koje opisuje valjanje zrakoplova oko lateralne x osi definirano momentom L
 - Longitudinalno gibanje (propinjanje), definirano momentom M koji opisuje propinjanje aviona oko osi y
 - Direkcionalno gibanje (skretanje) uključuje rotaciju oko z osi definirano momentom N
- Slika 19 prikazuje navedena gibanja u prostoru.



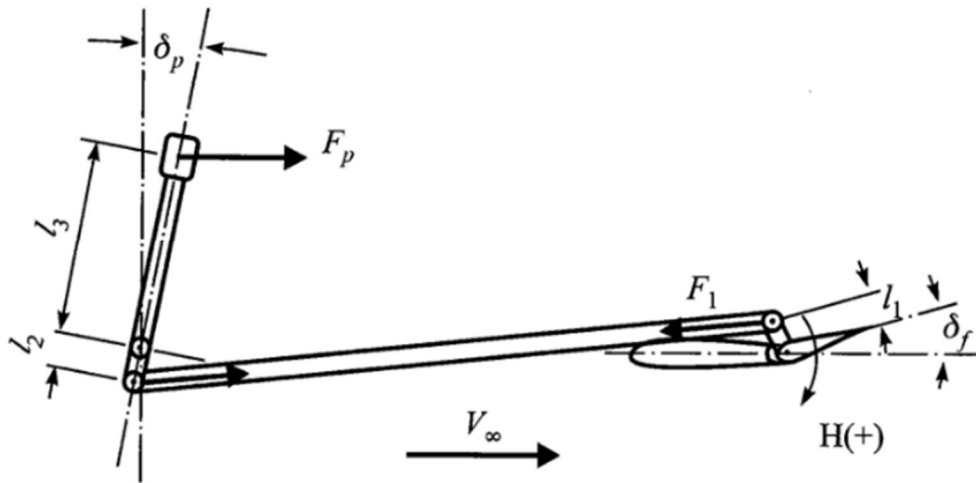
Slika 19. Prikaz osnovnih osi i momenata zrakoplova u prostoru [12]

Kako bi se postigla željena kretanja, zrakoplov je opremljen komandama koje uzrokuju promjene momenata. Ukoliko pilot želi propinjati avion, koristi kormilo visine. Moment skretanja mijenja se kormilom smjera, a moment rolanja krilcima [13].

7.1 Upravljivost zrakoplova

Definicija upravljivosti temelji se na odazivu zrakoplovu na otklon upravljačkih površina. Prema tome, upravljačke površine su pokretni dijelovi aeroprofila koji čije pomicanje utječe na promjenu momenata rotacije navedenih u uvodu ovog poglavlja. Smjerovi rotacije oko osi određeni su po pravilu desne ruke. Moment rotacije M nastaje pod utjecajem promjene tlaka na aktiviranoj upravljačkoj površini na sljedeći način: $M = C_M q_\infty S_{up} c$. U navedenom izrazu koeficijent momenta C_M djeluje na upravljačku površinu S_{up} koja ima odgovarajuću dužinu tetive c . Zglobni moment H upravljačke površine definiran je djelovanjem dinamičkog tlaka na pokretnoj površini S_f definirane dužine tetive c_f uz odgovarajući koeficijent momenta zgloba C_h . Pilot zrakoplova utječe na ovaj moment aplikacijom pritisne sile F_p na palici odgovarajuće upravljačke površine. Prema skici 20 moment zgloba može se izraziti djelovanjem sile F_1 na udaljenosti l_1 . Izjednačavanjem djelovanja sile na palici F_p na udaljenosti l_3 s momentom ostvarenim silom F_1 na dužini l_2 dobiva se izraz ukupnog zglobnog momenta

$H = F_p \frac{l_3 l_1}{l_2}$. Uvrštavanjem dobivenog izraza u opći izraz zglobnog momenta $H = C_h q_\infty S_f c_f$, dobiva se izračun sile na palici $F_p = \frac{l_2}{l_3 l_1} C_h q_\infty S_f c_f$.

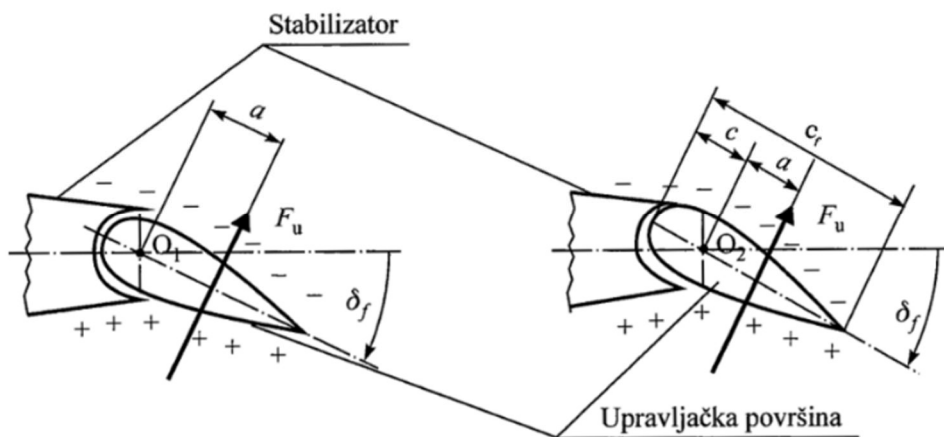


Slika 20. Zglobni moment i sila na palici [12]

Prilikom osvrta na potrebnu silu pomaka police, potrebno je istaknuti kako su dugački krakovi na koje utječu sile i povećan hod palice nepoželjni i nepraktični. Iz tog razloga dizajnirani su sustavi kompenzacije koji pilotu olakšavaju upravljanje tokom leta [13].

7.1.1 Osna kompenzacija

Pomjeranjem pozicije zgloba pokretne upravljačke površine nizstrujno postiže se osna kompenzacija momenta. Slika 21 pokazuje pomak točke zgloba O .

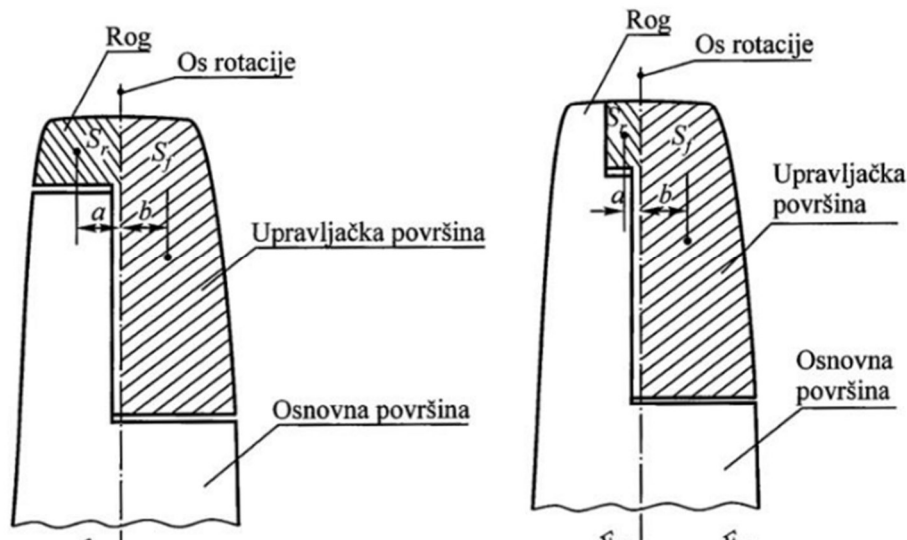


Slika 21. Osna kompozicija [12+]

Os rotacije zgloba može se pomicati nizstrujno sve do točke prekompenzacije [12].

7.1.2. Rogljasta kompenzacija

Za razliku od osne kompenzacije gdje je os pomaknuta nizstrujno, ovaj tip ima dodanu dodatnu površinu koja kompenzira ukupan moment, odnosno stvara moment suprotne rotacije koji umanjuje iznos ukupnog momenta. Veliki nedostatak i razlog iz kojeg se ovakav tip kompenzacije ne koristi je remećenje struje zraka i neravnomjerno opterećenje uzduž površine roga [2]. Slika 22 prikazuje dvije vrste rogljastih kompenzacija momenta.



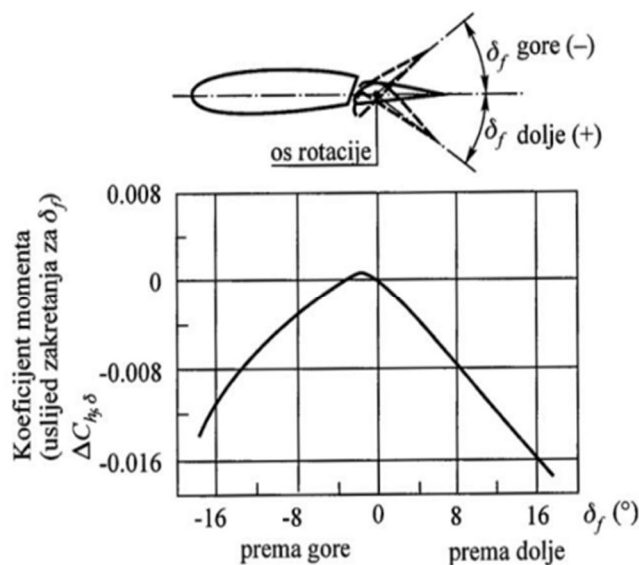
Slika 22. Izvedba rogljaste kompenzacije [12]

7.1.3. Unutrašnja kompenzacija

Kompenzacija pri umetanju unutrašnjeg kompenzatora izvedena je na način da je na prednji brid upravljačke površine vezana membrana koja razdvaja prostor iznad i ispod ploče. Djelovanje sile na membranu uzrokuje efekt kompenzacije momenta pomoću razlike stvorenih tlakova [2].

7.1.4. Frise kompenzacija

Frise kompenzacija ili kompenzacija pomoću napadnog brida upravljačke površine temelji se na primjeni posebnog dizajna. Projektirana je na način da prilikom negativne rotacije (prema gore) vrh površine ulazi u struju zraka i počinje stvarati dodatni otpor strujanju. Prilikom pozitivne rotacije ostvaruje se minimalan poremećaj struje na gornjaci. Primjenu pronalazi uglavnom na manjim tipovima zrakoplova [2]. Slika 23 daje prikaz utjecaja određenog položaja napadnog brida na moment.



Slika 23. Koefficient momenta uslijed promjene kuta zakretanja [12]

7.1.5. Kompenzacija pomoćnim površinama

Ova kompenzacija još se naziva i Flatner , a princip rada temelji se na umetanju dodatne površine na zadnji brid upravljačke površine koji je povezan kompenzacijskom vezom (tetivom). Dodatna vezana površina zakreće se suprotno od upravljačke površine, postiže se obrnuta raspodjela tlaka, koja smanjuje ukupan moment [13].

7.1.6. Nekonvencionalne upravljačke površine

Pod ovom skupinom nalaze se Canard krila, „V“ rep, *elevon*, *taileron*, *spoileron* i *flaperon*. Canard krila se koriste za velike brzine, uglavnom u vojnoj uporabi. „V“ rep je zanimljiva izvedba kojom se smanjuje ukupan broj upravljačkih površina, a samim time masa i otpor zrakoplova. Slika 24 prikazuje canard krila ratnog zrakoplova.



Slika 24. Borbeni zrakoplov u canard izvedbi [12]

7.2 Stabilnost zrakoplova

Po pitanju aerodinamike moguće je napraviti podjelu na dvije vrste stabilnosti, statičku i dinamičku stabilnost. Statička stabilnost definirana je inicijalnim odzivom zrakoplova koji leti u ravnotežnom letu nekakvom vanjskom poremećaju. Svaki zrakoplov po definiciji može biti:

- Stabilan
- Nestabilan
- Neutralan.

Dinamički stabilno tijelo u mogućnosti je vratiti se nakon poremećaja u svoj neutralni položaj, a preduvjet dinamičke stabilnosti je zadovoljen uvjet statičke stabilnosti [13].

7.2.1. Uzdužna statička stabilnost zrakoplova

Uzdužna ili longitudinalna stabilnost zrakoplova ovisi o dva parametra, koeficijentu momenta centra težišta $C_{M,cg}$ i o napadnom kutu zrakoplova α . Za slučaj kada se promatra promjena koeficijenta momenta za određene napadne kutove, mogu se razlučiti tri različita slučaja:

1. $\frac{dC_{M,cg}}{d\alpha} = 0$, zrakoplov održava horizontalan let.
2. $\frac{dC_{M,cg}}{d\alpha} < 0$, koeficijent momenta je negativan, odnosno zrakoplov ponire.
3. $\frac{dC_{M,cg}}{d\alpha} > 0$, koeficijent momenta je pozitivan, odnosno zrakoplov propinje.

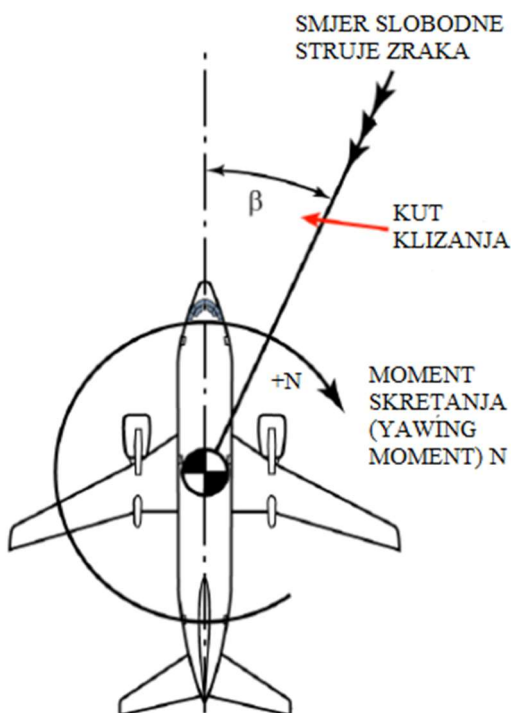
Kako bi zrakoplov bio statički stabilan mora zadovoljiti sljedeće uvjete:

- Moment propinjanja mora biti negativan za pozitivnu promjenu napadnog kuta i u obrnutom slučaju, moment mora biti pozitivan za negativnu promjenu napadnog kuta $\frac{dC_{M,cg}}{d\alpha} < 0$.
- Nulti koeficijent momenta propinjanja mora biti manji da bi postojao napadni kut kojim se ostvaruje ravnotežni let zrakoplova.
- Napadni kut mora biti u rasponu kutova koji dopuštaju odvijanje leta.

Navedene stavke vrijede za uvjet uzdužne stabilnosti jer uzdužno stabilan avion ima tendenciju poniranja prilikom rasta koeficijenta uzgona, i obrnuto prilikom smanjenja uzgona avion nastoji propinjati. Doprinos krila stabilnosti promatra se kao funkcija pozicije centra težišta u odnosu na aerodinamički centar krila. Pozitivan doprinos stabilnosti dobije se kad je centar težišta ispred aerodinamičkog centra, suprotno tome, negativan doprinos se dobiva pomicanjem centra težišta iza aerodinamičkog centra. Problematika leži u tome što se ne može promatrati samo krilo, već se gleda doprinos svih dijelova zrakoplova, tako da postoji interferencija između tijela i krila koja uzrokuje pomicanje aerodinamičkog centra prema naprijed, što negativno utječe na uzdužnu stabilnost. Doprinos repne površine također utječe na ukupan moment, pri čemu treba obratiti pozornost na dizajn repa i volumni omjer V_H . Doprinos repa izražen formulom glasi: $C_{M,cg t} = -V_H C_{L t}$, gdje se indeks t odnosi na rep [15].

7.2.2. Direkcionalna stabilnost zrakoplova

Direkcionalna stabilnost je stabilnost zrakoplova osigurana vertikalnim repom ili stabilizatorom zrakoplova. Za navedeno se promatra pomak oko z osi zrakoplova u iznosu kuta β . Kut β definiran je kao kut klizanja zrakoplova. Slika 25 prikazuje zrakoplov u odnosu na slobodnu struju zraka, kut skretanja β , i moment skretanja oko osi z . Vrijednost momenta, koji je za navedeni slučaj pozitivna, određuje se na temelju pravila desne ruke.



Slika 25. Karakteristike kod direkcionalne stabilnosti zrakoplova [15]

Matematički, moment skretanja N može se izraziti kao umnožak koeficijenta momenta skretanja C_n , dinamičkog tlaka q koji djeluju na referentnu površinu S , koja je u ovom slučaju zapravo površina vertikalnog stabilizatora određene duljine b .

$$N = C_n q S b.$$

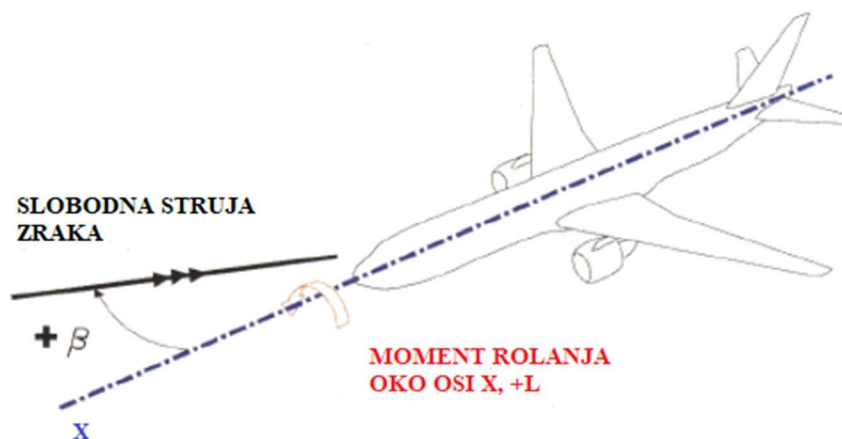
Općenito manji kutovi skretanja bolje doprinose direkionalnoj stabilnosti. Trup zrakoplova radi svoje geometrije negativno doprinosi stabilnosti. Dorsalna i ventralna peraja imaju malen utjecaj na stabilnost radi male površine, aspektnog odnosa i napadnog kuta. Kut strijele krila ima pozitivan utjecaj, koji raste s povećanjem koeficijenta uzgona. Pogonske grupe u pravilu imaju destabilizirajući utjecaj, kao i veliki napadni kutovi [15].

7.2.3. Lateralna stabilnost zrakoplova

Kada se u obzir uzme valjanje zrakoplova L oko osi x , tada se može reći kako se promatra lateralna stabilnost zrakoplova. Izraz za moment L tada glasi:

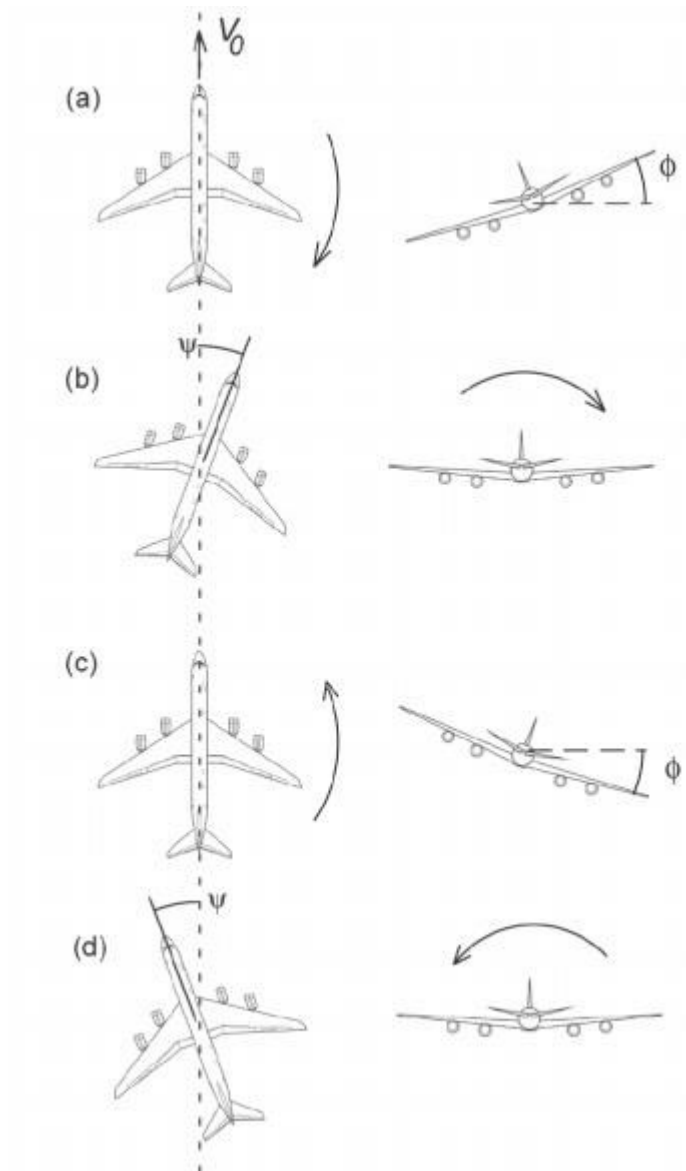
$$L = C_L q S b,$$

gdje C_L označava koeficijent momenta rolanja, q dinamički tlak, S referentnu površinu, a b određenu duljinu. Određivanje predznaka momenta također se temelji na pravilu desne ruke, kako je prikazano na slici 26.



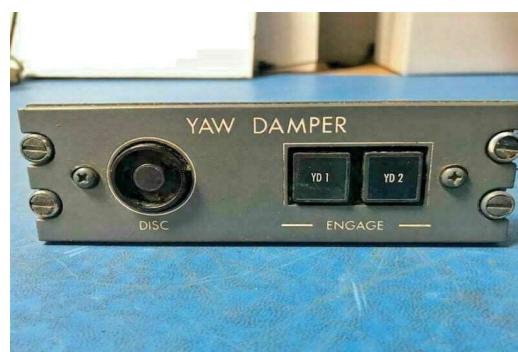
Slika 26. Prikaz karakteristika kod lateralnog gibanja zrakoplova [15]

Stabilno rolanje zrakoplova rezultirat će vraćanjem u prvobitni položaj. Neutralno rolanje zadržat će kut rolanja, što je primjenjivo kod raznih manevara zrakoplova kao što su zaokreti. Nestabilno rolanje uzrokovat će kontinuirano povećanje kuta rolanja koje dovodi do sloma uzgona zrakoplova. Potrebno je naglasiti kako nije poželjno imati veliku lateralnu stabilnost zrakoplova jer ona negativno utječe na osnovne radnje koje uključuju slijetanja i polijetanja zrakoplova i samu upravljivost. Najistaknutiji doprinos lateralnoj stabilnosti donose dihedralni kut krila, položaj krila i kut strijele krila. Dihedralni zrakoplovi prilikom rolanja ostvaruju veću silu uzgona na krilu u smjeru djelovanja momenta rolanja koji potom vraća zrakoplov u neutralni položaj. Previše izražen dihedralni efekt, do kojeg može dovesti skup navedenih faktora, u zrakoplovstvu je poznat kao „Dutch roll“. Dutch roll je naziv za periodičnu seriju zaokreta, prilikom koje zrakoplov skreće u jednu stranu, a valja se u drugu, kako je prikazano na slici 27 [15].



Slika 27. Dutch roll [14]

U modernoj avio industriji problemi poput Dutch rolla riješeni su uvođenjem automatiziranih sustava pomoću kojih se kormilo pravca automatski korigira kako bi se izbjegla ili neutralizira navedena pojava. Ovakav sustav naziva se „yaw damper“. Sastoji se od žiroskopske jedinice kojoj je uloga detektiranje nenamjerne i neželjene promjene stava zrakoplova i procesorske jedinice koja signalizira uputu za skretanje na računalu zrakoplova. Prikaz ovog sustava unutar kokpita sadržan je na slici 28 [13], [14].



Slika 28. Kontrolno sučelje yaw dampera u kokpitu [15]

7.3 Rezultati istraživanja provedenih na vojnom XB-70 zrakoplovu

Iako sada već dio prošlosti, XB-70-1 bio je veliki supersonični zrakoplov dizajniran za brzine leta od 3 Ma na visini od 70000 stopa. Zrakoplov je dizajniran za vojne svrhe i služio je kao nosač eksplozivnih raketa. Vrhovi krila su bili savijeni kako bi se poboljšala direkcionalna stabilnost, a elevoni i canard izvedba kontrolirali su longitudinalnu stabilnost. Testiranja na ovom zrakoplovu provedena u 3 različita istraživačka centra i doneseni su slijedeći zaključci [16]:

- Napadni kut zrakoplova bio je za 0.5° veći nego onaj u stvarnom letu pri brzini od 2.5 Macha. Ovakvo odstupanje je više od očekivanog odstupanja aerotunela i instrumentacije zrakoplova. Analiziranjem mogućih grešaka zaključeno je kako ni jedna ne predstavlja dovoljno velik utjecaj za takvo odstupanje
- Za određenje brzine strujanja, dolazi do velikog odstupanja za momente propinjanja i otpora jer se određene vrijednosti moraju interpolirati na najbližu približnu vrijednost
- Trim elevona u letu bio je 2° do 4° viši nego u eksperimentalnim uvjetima. Navedena promjena odgovara koeficijentu momenta od 0.002 do 0.004. Pretpostavka je da do odstupanja dolazi radi različitog aeroelastičnog iskrivljenja u letu u odnosu na aerotunel.
- >Sistem kontrole stabilnosti varirao je za vrijednosti od 1° , pa je zaključeno kako je radi točnije obrade podataka potrebno interpolirati neke konačne vrijednosti poput 0° , 5° ili 10° .

8. Zaključak

Eksperimentalna aerodinamika pruža uvid u moguće solucije problematičnih točaka letova, pritom provodeći eksperimente u sigurnim uvjetima i koristeći mnogo manje resursa u odnosu na testiranja na kompletnim zrakoplovima. Teorija sličnosti postavila je temeljne matematičke vrijednosti za provedbu valjanih eksperimenata, uključujući različite vrste strujanja i bezdimenzijske parametre sličnosti. Pokazano je kako prilikom strujanja fluida preko različitih podloga dolazi do mnogo više međusobnih interakcija sila, nego što je to na prvu izgledno. Da bi teorija sličnosti bila ispravna i iskoristiva potrebno je uzeti u obzir sve dostupne podatke, uključujući karakteristike fluida, površine pod utjecajem strujanja, različite utjecaje brzine strujanja kao i moguće međusobne interferencije dvaju ili više opstrujanih površina.

Aerodinamički tuneli pokazali su se kao ispravna postrojenja za eksperimentiranja na aeroprofilima. O uspješnosti na području aerodinamike govori i činjenica kako su pronašli uporabu i u drugim tehničkim industrijama poput automoto industrije. Tipovi aerotunela navedeni tokom rada dostojno simuliraju očekivane atmosferske uvjete letenja zrakoplova i na taj način omogućuju daljnju izradu novih i poboljšanja postojećih aeroprofila mijenjanjem fizičkih svojstava.

Provođenjem uspješnih testiranja otkrivena je interakcija fluida s površinom prilikom određenog gibanja i nastanak graničnih slojeva putem raspodjele gradijenta tlaka i brzine. Laminarni granični slojevi ostvaruju manji otpor gibanju, no zato su manje izdržljivi od turbulentnih slojeva i ranije dolazi do odvajanja sloja što je ipak nepoželjna karakteristika. Ilustracijama je opisano ponašanje graničnih slojeva pri različitim vrijednostima brzine strujanja, a povećana brzina uzrokuje povećanje Reynoldsovog broja koji pritom dodatno skraćuje duljinu graničnog sloja i dovodi do ranije transformacije u turbulentni. Sama teorija graničnih slojeva nije u potpunosti primjenjiva na realne scenarije jer nije moguće provesti ispitivanje sa 100 postotnom točnošću svih parametara koji se mogu pronaći u atmosferi.

Pri promatranju uzgona i otpora zrakoplova, potvrđeno je kako radi financijskih, tako i vremenskih resursa nije realno očekivati provedbu eksperimenata na modelima koji u potpunosti predstavljaju objekte. Integralna rješenja daju najtočniji prikaz stvarnih iznosa sila koje djeluju na površine. Rješenje raznih problema vezanih oko postizanja uzgona postignuto je uvođenjem dodatnih površina i sustava koji su promjenjivi i upravljivi manualno od strane pilota tijekom izvođenja određenih operacija. Određivanje ukupnog otpora matematički još nije posve pouzdano, stoga se u tom aspektu uglavnom oslanja na provedbu eksperimenata u tunelima, uporabom različitih površina s drugačijim svojstvima.

Upravljivost zrakoplova je tema koja odmicanjem vremena i napredovanjem u tehnološkom smislu samo dobiva na značaju. Od krutih veza, koje su uglavnom dio prošlosti u avijaciji, do potpune elektrifikacije sustava za kontrolu zrakoplova prošlo je jako malo vremena. Rješenja problematike su izvedena putem sustava kompenzacija zglobnih momenata upravljačkih površina, pritom olakšavajući posao pilotima. Stabilnost zrakoplova je svojstvo koje ponajviše ovisi o dizajnu samog zrakoplova, njegovoj namjeni, a onda naposljetku i samoj uporabi i sposobnosti pilota. Prema opisanim situacijama pokazano je kako pretjerana stabilnost nije poželjna jer znatno smanjuje upravljivost zrakoplova. Problematika neželjenih pozicija zrakoplova izvan stabilnih okvira nastoje se riješiti uvođenjem modernih sustava kao što je yaw damper.

Sama teorijska podloga i provedba posla eksperimentalne aerodinamike, ostvarila je mnoštvo uspjeha i napretka za jednu granu tehnologije koja je na kraju krajeva jako neprirodna čovjeku, a to je let. Naravno, ispravnim ulaganjem resursa uvijek se može napredovati i ostvarivati nove načine svladavanja raznoraznih prepreka. Jer čovjeku je u svakom pogledu u prirodi da uvijek teži k napretku.

9. Popis literature

1. National aeronautics and space administration. *Similarity parameters*. Preuzeto s: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/airsim.html> [Pristupljeno: 23.7.2022.]
2. P. Kesić. *Osnove aerodinamike*. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu; 2003.
3. Mechanical engineering at Penn state. *Dimensional analysis and similarity*. Preuzeto s: https://www.me.psu.edu/cimbala/Learning/Fluid/Dim_anal/dim_anal.htm [Pristupljeno: 23.7.2022.]
4. J. Barlow, W. Rae, A. Pope. *Low-speed wind tunnel testing*. John Wiley and sons, Inc.; 1999.
5. D. Franjković. *Eksperimentalna aerodinamika*. [Prezentacija] Teorija leta II. Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu. 2020.
6. D. Franjković. *Razvoj sustava za eksperimentalno određivanje aerodinamičkih karakteristika s posebnim osvrtom na zrakoplove*. Magistarski rad Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2002.
7. B. Chanetz. *A century of wind tunnels since Eiffel*. 2017. Preuzeto s: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01570740/file/BCA.pdf> [Pristupljeno: 28.7.2022.]
8. J. Anderson. *Fundamentals of aerodynamics*. McGraw Hill; 2016.
9. M. Vrdoljak. Ukupni otpor zrakoplova pri nestlačivom strujanju. [Prezentacija] Teorija leta I. Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu. 2017.
10. M. Vrdoljak. Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila i krila (2). [Prezentacija] Teorija leta I. Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu. 2017.
11. D. Mežnarić, K. Krajček Nikolić, D. Franjković. System for acquisition and processing of pressure data around body in airflow. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti.
12. K. Krajček Nikolić. Stabilnost zrakoplova. [Prezentacija] Teorija leta II. Fakultet prometnih znanost u Zagrebu. 2020.
13. C. Perkins, R. Hage. *Airplane performance stability and control*. John Wiley and sons, Inc. 1991.
14. K. Krajček Nikolić. Stabilnost i upravljivost zrakoplova. [Prezentacija] Teorija leta II. Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu. 2020.
15. Boldmethod. How do yaw dampers work? Preuzeto s: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/how-does-a-yaw-damper-work-in-flight/> [Pristupljeno: 5.8.2022.]
16. NASA Conference Publication 2225. Wind tunnel/Flight Correlation-1981. Preuzeto s: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19820017320/downloads/19820017320.pdf> [Pristupljeno 18.8.2022.]

10. Popis ilustracija

Slika 1. Parametri sličnosti modela i objekta [3]	3
Slika 2. Konstrukcijska izvedba aerodinamičkog tunela [5].....	7
Slika 3. Prikaz vertikalnog aerodinamičkog tunela [7]	9
Slika 4. Krivulja ovisnosti koeficijenta otpora o Reynoldsovom broju [9]	11
Slika 5. Pomicanje laminarnog graničnog sloja povećanjem Reynoldsovog broja [9]	12
Slika 6. Prikaz gradijenta strujanja i debljine graničnog sloja [9]	13
Slika 7. Razvoj graničnog sloja na primjeru ravne ploče [9]	14
Slika 8. Odnos debljina graničnih slojeva [9]	15
Slika 9. Odnos koeficijenta trenjanja i Reynoldsovog broja kod različitih površina [2].....	16
Slika 10. Presjek aeroprofila u koordinatnim sustavima s izraženim utjecajnim silama [10]	17
Slika 11. Ukupan utjecaj komponenti sila na aeroprofilu [10]	17
Slika 12. Odnos koeficijenta uzgona i otpora aeroprofila [16].....	19
Slika 13. Sličnost porasta otpora s rastom Machovog broja [16].....	19
Slika 14. Raspored otvora na testnom modelu [11].....	20
Slika 15. Raspored tlaka na aeroprofilu [11]	20
Slika 16. Polara aeroprofila i zrakoplova [10].....	21
Slika 17. Usporedba krivulja uzgona i otpora u stvarnim i simuliranim uvjetima [16].....	22
Slika 18. Vrste zakrilaca [10].....	23
Slika 19. Prikaz osnovnih osi i momenata zrakoplova u prostoru [12].....	24
Slika 20. Zglobni moment i sila na palici [12]	25
Slika 21. Osnovna kompozicija [12+	25
Slika 22. Izvedba rogljaste kompenzacije [12].....	26
Slika 23. Koeficijent momenta uslijed promjene kuta zakretanja [12]	26
Slika 24. Borbeni zrakoplov u canard izvedbi [12].....	27
Slika 25. Karakteristike kod direkcionalne stabilnosti zrakoplova [15]	28
Slika 26. Prikaz karakteristika kod lateralnog gibanja zrakoplova [15]	29
Slika 27. Dutch roll [14]	30
Slika 28. Kontrolno sučelje yaw dampera u kokpitu [15]	30

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

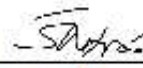
Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je završni rad
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da 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/diplomskog rada pod naslovom Korelacija podataka iz aerodinamičkog tunela s podacima leta aviona, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 18.8.2022

Šime Mitrović 
(ime i prezime, potpis)