

# Utjecaj meteoroloških čimbenika na letna svojstva zrakoplova

---

Šarac, Jakov

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

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

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:830342>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-02-11**



*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Jakov Šarac

**UTJECAJ METEOROLOŠKIH ČIMBENIKA NA LETNA  
SVOJSTVA ZRAKOPLOVA**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2019.

## **OBRAZAC ZADATAKA ZAVRŠNOG RADA**

Obrazac Zadatak završnog rada student preuzima u Studentskoj službi u za to definiranom terminu koji se objavljuje putem sustava Merlin. Student obrazac Zadatak završnog rada uvezuje kao prvu stranicu završnog rada ispred potkorice.

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

**ZAVRŠNI RAD**

**UTJECAJ METEOROLOŠKIH ČIMBENIKA NA LETNA  
SVOJSTVA ZRAKOPLOVA**

**INFLUENCE OF METEOROLOGICAL FACTORS ON  
AIRCRAFT AERODYNAMICS**

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

Student: Jakov Šarac

JMBAG: 0135241892

Zagreb, rujan 2019.

## **SAŽETAK**

U završnom rada se analizira utjecaj atmosfere i meteoroloških uvjeta na letna svojstva zrakoplova. Stanje atmosfere ima značajnu ulogu na letna svojstva zrakoplova. Najznačajniji utjecaj imaju meteorološki uvjeti. Najvažnije fizičke karakteristike stanja atmosfere koje bitno utječu na letna svojstva zrakoplova su temperatura, tlak i gustoća zraka. Kako se mijenjaju odnosi fizičkih značajki zraka, tako će se mijenjati i performanse zrakoplova. U radu su pojašnjenu pojmovi vezani za utjecaj promjene temperature, tlaka i gustoće zraka na letna svojstva zrakoplova te su prikazane formule kako doći do određenih podataka vezanih uz letna svojstva zrakoplova.

Ključne riječi: atmosfera; letna svojstva zrakoplova; tlak; gustoća; temperatura

## **SUMMARY**

The final work analyzes the influence of the atmosphere and the meteorological conditions on the flight characteristics of the aircraft. The state of the atmosphere plays a significant role in the flight characteristics of the aircraft. Meteorological conditions have the most significant impact. The most important physical characteristics of atmospheric conditions that significantly affect airborne flight properties are temperature, pressure and air density. As the relations of physical air characteristics change, the performance of the aircraft will change. The paper explains the concepts related to the influence of temperature, pressure and air density on airborne airfreight, and formulas of how to get specific information on flight characteristics of an aircraft.

Keywords: atmosphere; flight performance of the aircraft; pressure; density; temperature

## SADRŽAJ:

1. UVOD.....	1
2. OPĆENITO O ATMOSFERI.....	3
2.1. Fizikalna svojstva atmosfere .....	4
2.2. Međunarodna standardna atmosfera.....	6
2.3. Tlak zraka .....	7
2.4. Gustoća zraka .....	8
2.5. Temperatura zraka .....	9
3. LETNA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA.....	11
3.1. Dolet .....	12
3.2. Istrajnost .....	14
3.3. Polijetanje .....	15
3.4. Slijetanje .....	17
3.5. Penjanje .....	19
3.6. Spuštanje.....	23
4. UTJECAJ STANJA ATMOSFERE NA PERFORMANSE I LET ZRAKOPLOVA .....	26
4.1. Utjecaj promjene tlaka na letna svojstva zrakoplova .....	26
4.1.1. Mjerenje tlaka.....	26
4.1.2. Visina po tlaku.....	27
4.2. Utjecaj promjene temperature na letna svojstva zrakoplova .....	29
4.3. Utjecaj promjene gustoće na letna svojstva zrakoplova.....	31
4.4. Utjecaj leda na letna svojstva zrakoplova .....	35
4.4.1. Vrsta zaleđivanja i njihov utjecaj na performanse zrakoplova.....	35
4.4.1.1. Zaleđivanje upravljačkih površina zrakoplova.....	36
4.4.1.2. Zaleđivanje instrumenta za mjerenje parametra leta zrakoplova .....	38

4.4.1.3. Zaleđivanje na usisnicima motora i propelera zrakoplova .....	39
4.4.1.4. Operativne procedure prilikom procesa odleđivanja/zaštite zrakoplova protiv zaleđivanja .....	39
4.5. Utjecaj kiše na letna svojstva zrakoplova.....	41
5. ZAKLJUČAK.....	46
POPIS LITERATURE.....	47
POPIS KRATICA .....	50
POPIS SLIKA .....	51
POPIS TABLICA.....	53

# 1. UVOD

Performanse zrakoplova daju uvid koje mogućnosti zrakoplov ima u specifičnim uvjetima leta. Na performanse utječi različiti faktori. Neki od tih faktora su temperatura zraka, gustoća i tlak zraka. Poznavanje stvarnih performansi zrakoplova bitno je za učinkovitu eksploataciju i održavanje. Temperatura zraka utječe na druge fizikalne veličine atmosfere tako što povećava ili smanjuje gustoću zraka. Cilj završnog rada je uz pomoć dostupne literature i podataka potrebnih za izradu upoznati se sa utjecajem meteoroloških uvjeta na letna svojstva zrakoplova. Da bi se jasnije definiralo koje se performanse zrakoplova mogu očekivati za vrijeme određenog leta uvedeni su pojmovi i visina po tlaku te visina po gustoći koji će u radu biti detaljnije pojašnjeni. Rad je podijeljen u pet cjelina. To su:

1. Uvod
2. Atmosfera
3. Letna svojstva zrakoplova
4. Utjecaj stanja atmosfere na letna svojstva zrakoplova
5. Zaključak.

U uvodu su definirani predmet istraživanja, svrha i cilj rada te je napravljena kompozicija rada po poglavljima.

U drugom poglavlju je definirana atmosfera, fizikalna svojstva atmosfere, standardna međunarodna atmosfera te je dan kratak opis fizikalnih kretanja tlaka, gustoće i temperature zraka s promjenom visine.

U trećem poglavlju pojašnjena su letna svojstva zrakoplova, dolet, krstarenje i istrajnost.

Četvrto poglavlje bazira se na analizu utjecaja stanja atmosfere na performanse i let zrakoplova. Obraduje se utjecaj promjene tlaka na letna svojstva zrakoplova, načini mjerenja tlaka i visine po tlaku, utjecaj promjene temperature na letna svojstva zrakoplova te utjecaj



promjene gustoće na letna svojstva zrakoplova. Također, definiran je pojam visine po gustoći, analizira se utjecaj leda na letna svojstva zrakoplova, opisane su vrste zaleđivanja i objašnjen utjecaj leda na performanse zrakoplova te je ukazano na operativne procedure prilikom procesa odleđivanja/zaštite zrakoplova protiv zaleđivanja. U poglavlju je dan i osvrt na utjecaj kiše na letna svojstva zrakoplova.

Peto poglavlje, zaključak, daje se kratak osvrt na navedenu temu istraživanja.

## 2. OPĆENITO O ATMOSFERI

Prema kemijskom sastavu Zemljinu atmosferu čine: dušik (70%), kisik (21%), vodena para ( $\cong 3\%$ ), vodik, ugljik i u veoma malim količinama plemeniti plinovi. Teško je točno definirati do kojih granica seže atmosfera, jer gustoća zraka pada s visinom i na kraju je tako mala da se ne može reći od koje visine više nema zraka. Obično se uzima da atmosfera prestaje na visinama od 2.000 do 3.000 km [1].

Cjelokupni Zemljin atmosferski omotač zemlje dijeli se na dva dijela:

- homosferu, koju čine tri sloja: troposfera, stratosfera i mezosfera. Temeljna značajka homosfere je molekularno stanje plinova. Gornja granica homosfere je na 90 km visine.
- heterosferu, koju čine: termosfera i egzosfera. U heterosferi počinju disocijacije molekula plinova pod utjecajem kozmičkih zraka, tj. molekule su razbijene na atome.

Između ovih slojeva postoje prijelazni slojevi od nekoliko stotina metara. Ti prijelazni slojevi imaju imena složena od imena prethodnoga sloja i nastavka “pauza”. Tako je primjerice iznad troposfere tropopauza, a iznad stratosfere je stratopauza, itd.

Od svih tih slojeva za komercijalno letenje zrakoplova zanimljiv je samo sloj troposfere i iznimno i stratosfera. Troposfera nije iste visine na svim geografskim širinama. Na našoj geografskoj širini ona doseže visinu oko 11 km, a u blizini ekvatora i do 16 km. Ta visina se također mijenja i s dobom godine; ljeti se povećava, a zimi smanjuje. U troposferi se nalazi oko 75% ukupne mase atmosfere i osnovni dio vodene pare. Bitno obilježje troposfere jest smanjenje temperature ovisno o visini. Zimi i ljeti, poslije vedrih hladnih noći, mogu nastupiti inverzije temperature, kad temperatura u početku raste s visinom, a onda od neke visine počinje opadati. U troposferi mogu nastupiti značajna horizontalna, a rijetko i vertikalna strujanja zračne mase, koja se naziva vjetrovima. Horizontalni vjetrovi nastaju zbog razlike tlaka na raznim mjestima Zemljine površine, dok su vertikalni vjetrovi posljedice prevelikih razlika temperature ovisno s visini.

Stratosfera, sljedeći sloj, ima donju granicu na 11 km i gornju na približno 50 km. Taj sloj ima konstantnu temperaturu do približno 30 km. Od te visine do gornje granice sloja temperatura raste. Promjena temperaturnog gradijenta između troposfere i stratosfere zbiva se

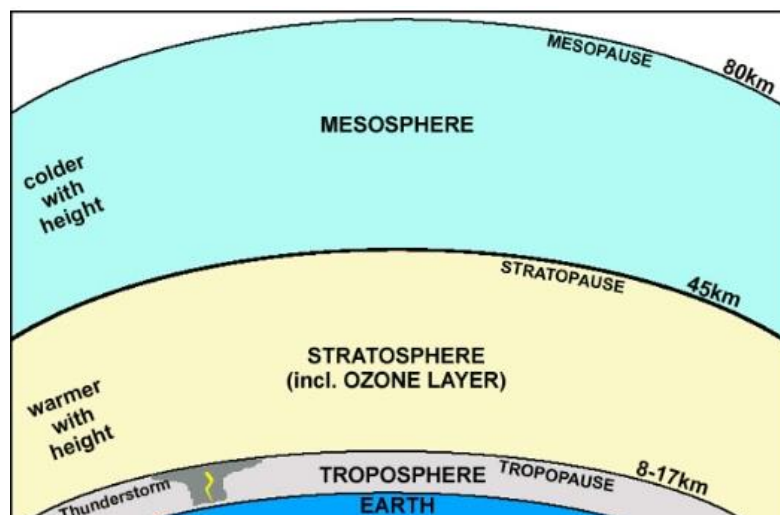
u uskom međusloju od nekoliko stotina metara koji se naziva tropopauza. U tom međusloju javljaju se velika pomicanja zračne mase od zapada prema istoku brzine i do 110 m/s [2].

Voda u obliku vodene pare nalazi se u atmosferi kao jedna od njenih sastavnica smjese. Naziva se vlaga i mjeri se obično u postocima (najviše do 4%). Vlaga naglo opada s visinom. Najveći dio cjelokupne vlage nalazi se u donjem graničnom sloju atmosfere. Konkretno, 60% od ukupne vodene pare na sjevernoj polusferi je do 2 km visine, a 99% do 10 km. To znači da vlagu postoji zapravo samo u troposferi [2].

## 2.1. Fizikalna svojstva atmosfere

U realnoj atmosferi gustoća eksponencijalno opada s visinom, što čini da se oko 99,9% atmosferske mase nalazi u prvih 50 km, a preostalih 0,1% mase atmosfere raspodjeljuje se na stotine kilometara iznad. Prema tome, fizika gornje atmosfere svodi se na primjenu fizikalnih zakona u prorijeđenom plinu. Jedna od posljedica jest naglo povećanje vertikalne barometričke stope, tj. visinske razlike za jediničnu promjenu tlaka zraka s rastućom visinom. Drugim riječima, za zadane male i jednake promjene fizikalnih svojstava atmosfere (tlak, gustoća, sastav atmosferske smjese) naglo raste razlika geometrijske visine, što stvara komplikacije u opisu stanja atmosfere u cjelini, a pogotovo u predodžbi rezultata mjerenja ili modeliranja. Slojevi atmosfere koji su pod utjecajem Sunčeva ultraljubičastog zračenja manje ili više ionizirani nazivaju se ionosferom. Utječu na širenje radio-valova (odbijaju, lome i apsorbiraju radio-valove) i povremeno izazivaju promjene u magnetskom polju Zemlje. U ionosferi opaža se i polarna svjetlost i srebrnasti oblaci. Slojevi ionosfere dobili su svoja imena od početnih slova latinske abecede. Najniži sloj ionosfere je ionizirani sloj D (na oko 60 km), iznad njega je Kennelly-Heavisideov sloj E (na 80 do 120 km), a zatim sloj F (Appletenov sloj), koji se dijeli danju, osobito ljeti na F1 i F2 i najviši sloj G. Najpostojaniji su slojevi E i F2. Sloj D je najizrazitiji danju i nestaje odmah nakon zalaska Sunca. Taj sloj reflektira duge radio-valove, a apsorbira srednje i kratke; zbog toga je prijem radio-emisija na kratkim i srednjim valovima bolji noću. Sloj E reflektira srednje i duge radio-valove; nestaje noću kao i sloj D. Slojevi E1 i E2 važni su za telekomunikacijske veze na velikim daljinama jer reflektiraju kratke radio-valove. Atmosfera čije je stanje unaprijed

određeno naziva se standardna atmosfera (SA<sup>1</sup>). Fizikalne karakteristike SA predstavljene su srednjim vrijednostima meteoroloških elemenata, koji su dobiveni dugogodišnjim mjerenjima i one se odnose na suhi zrak. 1920. godine na temelju mjerenja postavljena je Međunarodna standardna atmosfera (MSA<sup>2</sup>) koja se do danas nekoliko puta mijenjala, posebice zbog sve preciznijih mjerenja na većim visinama. Za potrebe Međunarodne organizacije civilne avijacije (ICAO-International Civil Aviation Organization) postavljena je SA ICAO [3]. Na slici 1. dan je prikaz slojeva atmosfere.



**Slika 1.** Prikaz slojeva atmosfere [3]

Vertikalna raspodjela tlaka, temperature i gustoće u statičkoj i kuglastoj atmosferi određenog sastava podvrgava se zakonitostima hidrostatske ravnoteže, stanja idealnog plina i definiciji promjene temperature s visinom. U atmosferi se može primijeniti jednadžba stanja za idealni plin, jer su sastavni dijelovi suhog zraka toliko iznad kritične točke da se vladaju kao idealni plinovi. Opći oblik jednadžbe statike planetarne atmosfere ima oblik [4]:

$$d_p = -\rho g(z) dr = \left( \frac{GMz}{r^2} \right) \cdot mn \cdot dr \quad (1)$$

Gdje su:

$p$  – tlak zraka [Pa],

$d_p$  – planetarna atmosfera,

$\rho$  - srednja masena gustoća smjese [ $\text{kg/m}^3$ ],

<sup>1</sup> Standardna atmosfera

<sup>2</sup> Međunarodna standardna atmosfera

$g$  - akceleracija sile teže [ $m/s^2$ ],

$z$  - visina nad površinom Zemlje (pa se uzima da vrijedi  $z < r$ ) [m],

$r$  - udaljenost od središta kuglastog planeta [m],

$G$  - gravitacijska konstanta [ $N(m/kg)^2$ ],

$M_z$  - planetarna masa,

$m$  - srednja molekularna masa atmosfere smjese,

$n$  - srednja brojevnja gustoća atmosfere smjese.

## 2.2. Međunarodna standardna atmosfera

Fizikalne osobine atmosfere znatno utječu na letne sposobnosti letjelica, te na rad instrumenata. Kako se fizikalne veličine koje određuju stanje atmosfere prostorno i vremenski mijenjaju, tako se i letno-tehnički podaci letjelica mogu znatno mijenjati. Pri konstrukciji letjelica i instrumenata, te pri usporedbi rezultata probnih letova, mora se krenuti od nekih zadanih fizikalnih osobina atmosfere po visini. To znači kako polazni podatci pri konstrukciji i podatci dobiveni ispitivanjem ne ovise od trenutka i doba godine, kao ni mjestu ispitivanja. Atmosfera čije je stanje unaprijed određeno naziva se standardna atmosfera (SA).

Fizikalne karakteristike SA predstavljene su srednjim vrijednostima meteoroloških elemenata, koji su dobiveni dugogodišnjim mjerenjima i one se odnose na suhi zrak. Godine 1920. na temelju mjerenja predstavljena je Međunarodna standardna atmosfera (MSA) koja se do danas nekoliko puta mijenjala, posebice zbog sve preciznijih mjerenja na većim visinama. Za potrebe Međunarodne organizacije civilnog zrakoplovstva (*ICAO-International Civil Aviation Organization*) postavljena je SA ICAO [4]. Karakteristike SA ICAO dane su u tablici 1.

**Tablica 1.** Međunarodna standardna atmosfera

Visina u metrima	Tlak [hPa]	Temp. [°C]	Gustoća [kg/m <sup>3</sup> ]
0	1013,25 hPa	+15,00 °C	1,2250 kg/m <sup>3</sup>
500	955,12 hPa	+11,75 °C	1,1660 kg/m <sup>3</sup>
1000	899,36 hPa	+8,50 °C	1,1110 kg/m <sup>3</sup>
1500	844,52 hPa	+5,25 °C	1,0580 kg/m <sup>3</sup>
2000	795,29 hPa	+2,00 °C	1,0060 kg/m <sup>3</sup>
2500	747,13 hPa	-1,25 °C	0,9567 kg/m <sup>3</sup>
3000	697,37 hPa	-4,50 °C	0,9089 kg/m <sup>3</sup>
3500	657,87 hPa	-7,75 °C	0,8630 kg/m <sup>3</sup>
4000	616,65 hPa	-11,00 °C	0,8189 kg/m <sup>3</sup>
4500	577,42 hPa	-14,25 °C	0,7766 kg/m <sup>3</sup>
5000	540,33 hPa	-17,50 °C	0,7359 kg/m <sup>3</sup>
5500	505,11 hPa	-20,75 °C	0,6953 kg/m <sup>3</sup>
6000	471,89 hPa	-24,00 °C	0,6595 kg/m <sup>3</sup>
6500	440,54 hPa	-27,25 °C	0,6236 kg/m <sup>3</sup>
7000	410,65 hPa	-30,50 °C	0,5889 kg/m <sup>3</sup>
7500	382,50 hPa	-33,75 °C	0,5563 kg/m <sup>3</sup>
8000	355,95 hPa	-37,00 °C	0,5249 kg/m <sup>3</sup>
8500	331,01 hPa	-40,25 °C	0,4948 kg/m <sup>3</sup>
9000	307,39 hPa	-43,50 °C	0,4660 kg/m <sup>3</sup>
9500	285,11 hPa	-46,75 °C	0,4386 kg/m <sup>3</sup>
10000	264,30 hPa	-50,00 °C	0,4124 kg/m <sup>3</sup>
10500	244,68 hPa	-53,25 °C	0,3874 kg/m <sup>3</sup>
11000	226,27 hPa	-56,50 °C	0,3636 kg/m <sup>3</sup>

Izvor: [4]

### 2.3. Tlak zraka

Atmosferski tlak uzrokovan je gibanjem molekula zraka, a određen je brojem udara molekula u jedinici vremena po jedinici neke površine. Udarci molekula djeluju kao neprekidna sila te tlak zraka možemo opisati i kao silu koja djeluje okomito na jedinicu površine. Tlak nekog plina, pa tako i zraka izravno ovisi o temperaturi i gustoći [6].

Tlak ( $p$ ) je sila kojom neko tijelo djeluje na površinu drugog tijela. Tlak je obrnuti proporcionalan površini ( $S$ ). Mjerna jedinica za tlak je paskal (Pa) i mjeri se barometrom. Formula za izračun tlaka glasi:

$$p = \frac{F}{S} \text{ [Pa]} \quad (2)$$

Gdje su:

p- atmosferski tlak [Pa],

F- sila [N],

S- površina na koju djeluje sila [m<sup>2</sup>].

Za atmosferski tlak ili tlak zraka također vrijedi ista formula. U ovom slučaju, tlak predstavlja pritisak čestica zraka na površinu zemlje zbog mase koju imaju čestice zraka. Kako čestice imaju vlastitu na njih djeluje gravitacijska sila. Zbog toga što ona djeluje jače na tijela koja su bliža površini zemlje, tako će najveći pritisak biti na površini zemlje odnosno na razini mora jer tada je stupac zraka najviši što znači da će tlak zraka ondje biti najviši. Tlak na razini mora iznosi 101.325 Pa. S povećanjem visine tlak zraka se smanjuje [7].

Prema vrijednosti tlaka moguće je procijeniti kakvo bi moglo biti vrijeme. Tako ako je tlak zraka viši, može se očekivati stabilno i lijepo vrijeme što je povezano s atmosferskom pojavom anticiklonom, dok ako je tlak zraka niži moguće je nestabilno i lošije vrijeme i ono se povezuje s ciklonom. Poznavanje mjerenje i trenutnog stanja tlaka vrlo je važno u zrakoplovstvu. Pomoću tlaka zraka mjeri se nekoliko važnih parametara za let zrakoplova, a to su: visina, brzina promjene visine i brzina.

Iako postoje različite vrste tlaka, pilotima je najvažniji atmosferski tlak jer je jedan od osnovnih čimbenika u vremenskim promjenama. Pomaže u uzlijetanju zrakoplova, aktivira neke od najvažnijih letačkih instrumenata na zrakoplovu kao što su visinomjer, pokazivač brzine zraka i pokazivač okomite brzine.

## 2.4. Gustoća zraka

Gustoću neke stvari predstavlja njena masa u jedinici volumena. Zrak, ionako nevidljiv, ima značajnu gustoću i to se najjasnije osjeti u vidu otpora zraka koji je direktna posljedica gustoće. Najčešće je izražena kao kilogrami po metru kubnom (kg/m<sup>3</sup>). Standardna vrijednost gustoće na razini mora iznosi 1.225 kg/m<sup>3</sup>. Označava se formulom  $\rho$  i formula glasi:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \left[ \frac{kg}{m^3} \right] \quad (3)$$

Gdje su:

$\rho$  - gustoća zraka [ $\text{kg/m}^3$ ],

$p$  - tlak zraka [Pa],

$R$  - individualna plinska konstanta,

$T$  - temperatura zraka [K].

Gustoća zraka kao i druge fizikalne veličine zraka, variraju s različitim stanjima u atmosferi. Tako je najmanja gustoća onda kada je tlak zraka najniži i kada je temperatura zraka visoka. Kada je temperatura najniža ili kada je tlak najviši, onda će gustoća zraka biti najviša [8, 9].

## 2.5. Temperatura zraka

Temperatura je mjera toplinskog stanja tijela, a može se definirati i kao mjera prosječne brzine molekula tvari. Temperatura zraka je jedno od osnovnih obilježja vremena, a njezine promjene osnovni su pokretač vremenskih promjena. Temperatura u velikoj mjeri utječe i na druge meteorološke elemente, primjerice na [6]:

- tlak i gustoću zraka,
- stabilnost zraka,
- stvaranje vjetra,
- jakost isparavanja i kondenzacije,
- stvaranje oblaka,
- stvaranje magle i sumaglice,
- povećanje/smanjenje vidljivosti,
- stvaranje/otapanje poledice na tlu.

Sunce zagrijava zemljinu površinu koja dalje isijavanjem zagrijava okolni zrak. Temperatura zraka fizikalna je veličina koja varira u najvećem rasponu ovisno o dijelu planeta koji se promatra. Na Zemlji su zabilježene temperature od  $-89,2^\circ\text{C}$  do  $56,7^\circ\text{C}$  [10].



Temperatura zraka izrazito je važna jer ima najveći utjecaj na sve ostale fizikalne veličine u atmosferi. Viša temperatura nepovoljno djeluje na motore zbog smanjivanja gustoće zraka i tako smanjuje maseni protok zraka kroz motor što smanjuje potisak motora i zbog toga je potrebna dulja staza za polijetanje/slijetanje, te je veća potrošnja goriva. Pri proračunu za izgradnju staze vrijedi pravilo pri čemu za svaki 1°C iznad referentne temperature dužina uzletno-sletne staze se treba povećavati za 1%. Referentna temperatura je mjesečni prosjek maksimalnih dnevnih temperatura najtoplijeg mjeseca u godini, a ona se određuje kao srednja vrijednost za određeni broj godina.

Temperatura zraka normalno pada s porastom visine iako nije rijetka pojava da je temperatura viša na većoj visini. Ta se pojava naziva temperaturna inverzija. Standardna temperatura na razini mora iznosi 15°C i smanjuje se sa svakim metrom visine za -0,0065°C [11].

Postoje četiri temperaturne skale koje se koriste u općoj upotrebi, a to su: Fahrenheitova, Celzijusova, Kelvinova te apsolutna temperaturna skala. U meteorologiji temperatura se mjeri i iskazuje u stupnjevima celzija (°C), međutim za sve tehničke izračune potrebne su temperature u apsolutnoj temperaturnoj skali. [11]

$$0^{\circ}\text{A} = -273^{\circ}\text{C}$$

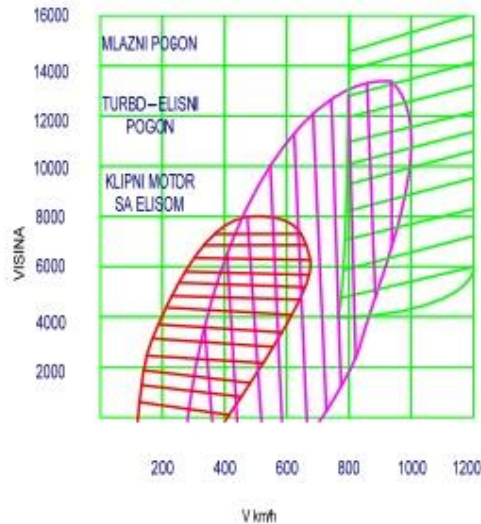
$$273^{\circ}\text{A} = 0^{\circ}\text{C}$$

### 3. LETNA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

Pod pojmom performanse letjelice podrazumijevamo koliki je najveći dolet zrakoplova, najduže vrijeme letenja, najveći kut penjanja, najmanji kut spuštanja (bez pogonske sile), najmanji polumjer horizontalnog zaokreta i vertikalni zaokret, itd. Sve ove veličine se izračunavaju za točno određene uvjete leta. Ti uvjeti u stvarnosti nisu ispunjeni, ali omogućuju usporedbu i ocjenu zrakoplova. S obzirom da ti uvjeti nisu daleko od realnih, oni predstavljaju i prvu aproksimaciju onog što zrakoplov može napraviti u stvarnosti. Prva pretpostavka je da nema vjetra. Posljedica činjenice da se aerodinamička sila nalazi u ravnini simetrije zrakoplova je da komponenta aerodinamičke sile okomite na ravninu simetrije zrakoplova postoji samo kad postoji kut klizanja ili/i otklon vertikalnog kormila, a ove veličine su vezane za pojavu vjetra. Druga važna pretpostavka je ravnotežni let. To znači da je za vrijeme leta aerodinamički moment jednak nuli, tj da su sve tri komponente aerodinamičkog momenta jednake nuli. Treća pretpostavka je da se računaju performanse zrakoplova ne uzimajući u oblik krivinu i rotaciju Zemlje (utjecaj rotacije Zemlje definiran je preko ubrzanja  $g$ ) [2].

Tijekom devetnaestog stoljeća brojni su vizionari predviđali da je za upravljeni let letjelicom težom od zraka nužna prikladna pogonska snaga koja će omogućiti podizanje sa zemlje. Neodgovarajući pogon bio je glavni razlog neuspjeha Du Templea, Adera i Mozhajskog jer njihovi parni motori nisu odgovarali zahtjevima pa je trebalo razviti motor dovoljne snage i istodobno male težine, tj. motor velikog odnosa snage i težine. Propulzija je osnova i svakog poboljšanja glede letnih brzina zrakoplova [12].

Na slici 2. dan je prikaz teorijske međuovisnosti performansi zrakoplova i pogonske grupe u granicama podzvučnih brzina.



**Slika 2.** Teorijske međuovisnosti performansi zrakoplova i pogonske grupe u granicama podzvučnih brzina [12]

### 3.1. Dolet

Krstarenje je segment leta zrakoplova koji traje od trenutka kada zrakoplov nakon penjanja dostigne željenu visinu leta do trenutka kada započne spuštanje do aerodroma slijetanja. Zrakoplov najveći dio leta provodi u krstarenju te horizontalnom, pravocrtnom letu jednolikom brzinom. Na njega djeluju četiri elementarne sile, a to su: težina, uzgon, otpor i potisak (vučna sila). Da bi zrakoplov održao visinu i jednoliku brzinu, bitno je da su u ravnoteži sila uzgona i težina, te sila otpora i potisak (vučna sila).

Dolet aviona je duljina koju avion može preletjeti s raspoloživom količinom goriva. Osim goriva koje je potrebno za let od aerodroma polijetanja do aerodroma slijetanja, u ukupnu količinu goriva potrebno je uračunati gorivo za svladavanje prognoziranog čeonog vjetra, za let do alternativnog aerodroma u slučaju nemogućnosti slijetanja na željeni aerodrom, kao i gorivo za letenje holding procedure ako je potrebno čekati red na slijetanje. Uz to, za vrijeme polijetanja, penjanja, slijetanja i manevriranja na tlu, avionu su potrebne veće količine goriva. Da bi se mogao izračunati dolet aviona, potrebno je razmotriti specifičnu potrošnju goriva, odnosno specifičnu potrošnju goriva prema potisku TSFC

(*Thrust-specific Fuel Consumption*) koja pokazuje težinu goriva  $FG_g$  potrošenu po jedinici potiska i jedinici vremena:

$$TSFC: \frac{FG_g}{F_{TA} \cdot t} \quad (4)$$

Braguetova formula za dolet glasi:

$$S = \frac{2}{TSFC} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho \cdot A}} \cdot \frac{\sqrt{CL}}{CD} \cdot (\sqrt{FG_0}) - (\sqrt{FG_1}) \quad (5)$$

Gdje su članovi:

$S$  – dolet,

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ],

$A$  – površina krila zrakoplova [ $\text{m}^2$ ],

$CL$  – koeficijent uzgona,

$CD$  – koeficijent otpora,

$FG_0$  – početna težina zrakoplova [N],

$FG_1$  – završna težina zrakoplova [N].

Iz ove je formule vidljivo da će dolet biti maksimalan pri najmanjoj specifičnoj potrošnji goriva, maksimalnoj početnoj težini goriva, te pri maksimalnom omjeru  $\sqrt{cL/cD}$ . Kako dolet ovisi o gustoći, odnosno on se povećava njenim smanjenjem, može se zaključiti da dolet raste porastom visine. To je donekle točno, dolet raste do neke određene visine, ovisno o tipu zrakoplova, na kojoj se još može održavati optimalan RPM aviona koji iznosi između 90% i 95%. Daljnjim rastom visine, povećava se RPM, čime raste i TSFC, pa je dolet manji.

### 3.2. Istrajnost

Istrajnost leta je vrijeme koje zrakoplov ostvari s danom količinom goriva, a najveća istrajnost ostvaruje se pri najmanjoj potrošnji goriva u jedinici vremena. Dolet i istrajnost različito se računaju za zrakoplove s klipnim motorom (motorno unutrašnje sagorijevanje) i zrakoplove s mlaznim motorom:

Istrajnost za zrakoplov s klipnim motorom:

$$I_{max} = \frac{\eta}{c_1} \cdot FP_{max} \cdot \sqrt{2 \cdot p \cdot s} \cdot \left[ \frac{1}{\sqrt{G_1}} - \frac{1}{\sqrt{G}} \right] [s] \quad (6)$$

Istrajnost za zrakoplov s mlaznim motorom:

$$I_{max} = \frac{1}{c_t} \cdot F_{max} \cdot \ln \frac{G}{G_1} [s] \quad (7)$$

Gdje je:

$c_1$  – specifična potrošnja goriva za mlazne zrakoplove, definira se kao količina goriva po jedinici potiska u jedinici vremena [ $s^{-1}$ ],

$\frac{(\sqrt{c_z})}{c_x}$  – aerodinamički odnos,

P – gustoća zraka [ $kg/m^3$ ],

S – noseća površina krila [ $m^2$ ],

G – operativna težina zrakoplova [N],

$G_1$  – operativna težina zrakoplova umanjena za težinu potrošenog goriva (težina slijetanja) [N],

$\eta$  – efikasnost propelera,

$F = \frac{c_z}{c_x}$  – finesa,

$c_1$  – specifična potrošnja goriva za klipne zrakoplove, definira se kao količina goriva po jedinici snage u jedinici vremena [ $m^{-1}$ ],

$$FP = \sqrt{\frac{c_z^3}{c_x^2}} - \text{faktor penjanja.}$$

### 3.3. Polijetanje

Polijetanje i slijetanje su poseban problem mehanike leta, pa i konstrukcije zrakoplova. Taj problem ni u prirodi nije sretno riješen. Neke ptice vrlo teško slijeću, druge teško polijeću. Polijetanje i slijetanje je problematično s obzirom da je aerodinamički oblik letjelice podešen da potrošnja energije bude što manja u letu. Tipičan primjer su kotači, koji su za let uvučeni, a za polijetanje i slijetanje izbačeni. Drugi primjer je brzina, koja u letu treba biti što veća, a pri slijetanju i polijetanju što manja.

Polijetanje se može promatrati kao ravninski problem, a zrakoplov kao kruto tijelo (ne uzimaju se u obzir elastične veze i deformacije podvozja). Ukoliko ima vjetra u obzir se uzima samo uzdužna komponenta (duž piste). Taj vjetar duž piste se označava s  $V_w$ . On je pozitivan ako puše u pravcu zalijetanja zrakoplova (stražnji vjetar), a negativan ako puše u susret zrakoplovu (čeonni vjetar). Drugim riječima vjetar  $V_w$  je pozitivan u pravcu i smjeru kao i brzina gibanja  $V_K$  i aerodinamička brzina  $V$ . Brzina gibanja zrakoplova u odnosu na pistu  $V_K$  je zbroj vjetra  $V_w$  i aerodinamičke brzine  $V$ .

$$V_K = V_m + V \quad (8)$$

gdje je :

$V_K$  – brzina gibanja [m/s],

$V_m$  – brzina vjetra [m/s],

$V$  – aerodinamička brzina [m/s].

Zrakoplovi uvijek polijeću uz vjetar, tj uzdužna komponenta vjetra je uvijek negativna.

$$V_w = -|V_w| \quad (9)$$

Ako je vjetar pozitivan zrakoplov polijeće s drugog kraja piste, tako da na njega u polijetanju uvijek djeluje čeonni vjetar. Zbog vjetra postoji aerodinamička brzina  $V_0$  i kad

zrakoplov stoji na pisti. To slijedi iz gornje jednadžbe da je brzina u odnosu na pistu  $V_K$  jednaka zbroju vjetra i aerodinamičke brzine, pa kad stoji na pisti onda je:

$$0 = V_w + V_0 \quad (10)$$

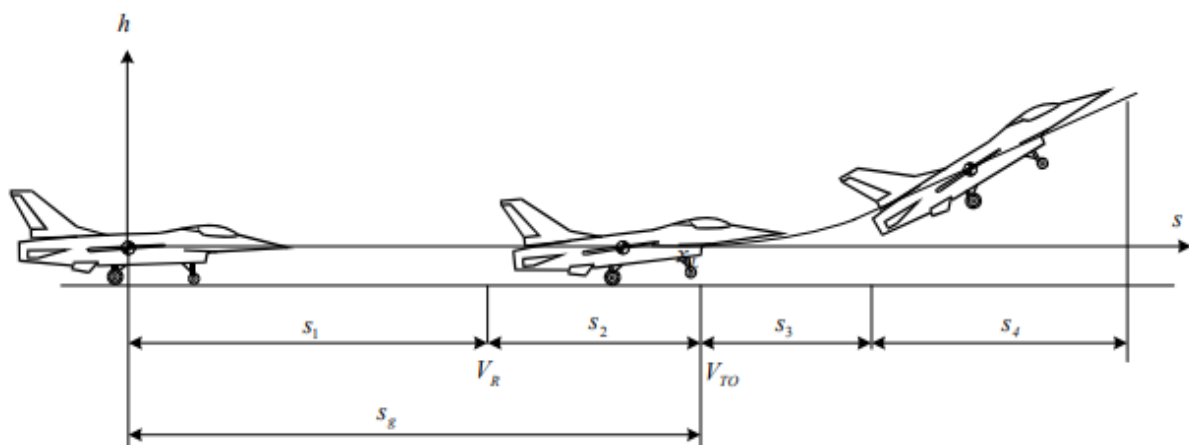
odakle je

$$V_0 = |V_w|. \quad (11)$$

S obzirom na modeliranje polijetanja cijeli proces polijetanja se može podijeliti na četiri dijela :

- Zalijetanje po pisti, duljine  $S_1$  aerodinamičke brzine  $V_0$  na početku do aerodinamičke brzine  $V_R$  kad se prednji kotač odvaja od piste,
- propinjanje letjelice, duljine  $S_2$  od aerodinamičke brzine  $V_R$  kad se prednji kotač odvaja od piste do aerodinamičke brzine  $V_{TO}$  kad se zadnji kotači odvajaju od piste,
- vertikalni zaokret, duljine  $S_3$ , od aerodinamičke brzine  $V_{TO}$  kad se zadnji kotači odvajaju od piste do postizanja željenog kuta penjanja  $\gamma_C$  i
- pravocrtno penjanje do propisane visine, duljine  $S_4$ .

Faze polijetanja zrakoplova mogu se vidjeti na slici 3.



**Slika 3.** Faze polijetanja zrakoplova [2]

### 3.4. Slijetanje

Slijetanje se obično vrši s potpuno izbačenom zakrilcima i pretkrilcima (ako postoje). Toj konfiguraciji odgovara neki  $C_{Lmax}$ , a za taj maksimalni koeficijent uzgona odgovara neka brzina  $V_{stall}$  prema jednadžbi:

$$\frac{\rho \cdot V_{stall}^2}{2} \cdot S_{ref} \cdot C_{Lmax} = W \quad (12)$$

gdje je:

$W$  – težina [N],

$C_{Lmax}$  – maksimalni koeficijent uzgona,

$S_{ref}$  – referentna površina [m<sup>2</sup>],

$\rho$  – gustoća [Pa],

$V_{stall}^2$  – brzina [m/s].

Brzina leta u trenutku dodira s pistom treba biti  $V_{TD} = 1,15 V_{stall}$ . S obzirom da tada treba biti  $L = W$ , znači da je:

$$\frac{\rho \cdot V_{TD}^2}{2} \cdot S_{ref} \cdot C_{LTD} = W \quad (13)$$

gdje je :

$\rho$  – gustoća [Pa],

$V_{TD}$  – brzina u trenutku dodira [m/s],

$S_{ref}$  – referentna površina [m<sup>2</sup>],

$C_{LTD}$  – koeficijent uzgona u trenutku dodira

$W$  – težina [N],

$C_{Lstall}$  – koeficijent uzgona.



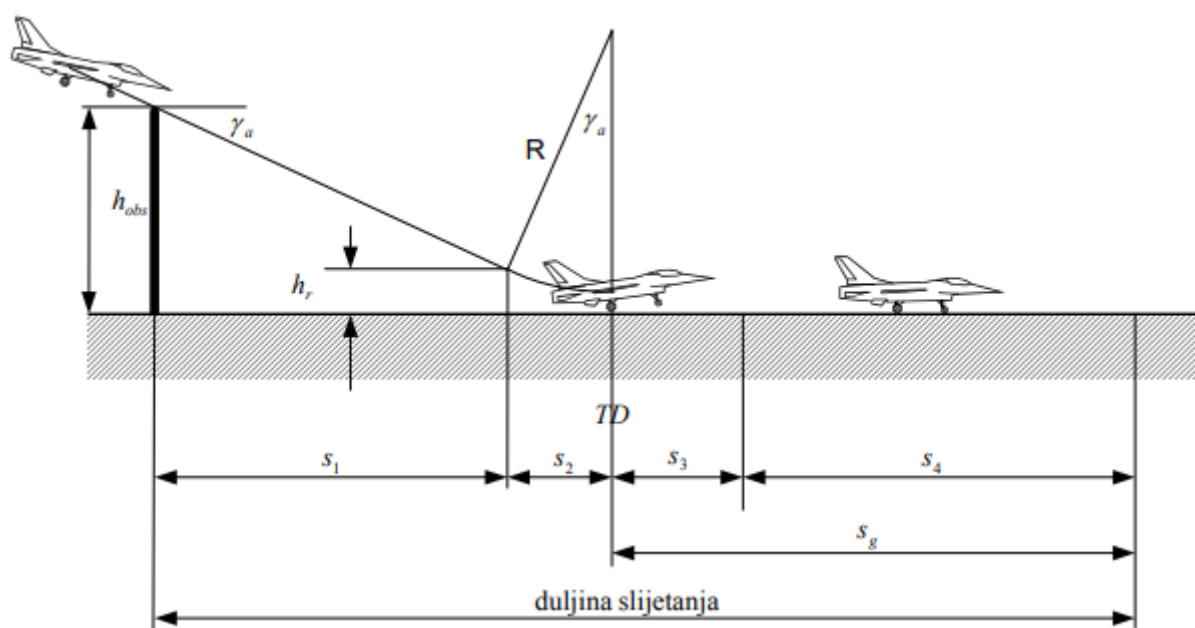
Diobom ove jednadžbe s prethodnom, s obzirom da je  $V_{TD} = 1,15 V_{stall}$ , dobiva se:

$$C_{LTD} = \left(\frac{V_{stall}}{V_{TD}}\right)^2 \cdot C_{Lstall} = 0.756 C_{Lstall}. \quad (14)$$

Zrakoplov dolazi na slijetanje bez pogona, s kutom  $\gamma_a$  koji odgovara pravocrtnom gibanju s konstantnom brzinom i s aerodinamičnom brzinom koja prema propisima treba biti malo veća ili jednaka  $V_a = 1,3 V_{stall}$ .

Slijetanje ima četiri faze koje prikazuje slika 4:

- prvi dio od visine  $h_{obs}$  do visine  $h_r$ , gdje započinje vertikalni zaokret,
- drugi dio je vertikalni zaokret od visine  $h_r$  do dodira zadnjih kotača s pistom,
- treći dio je do dodira prednjeg kotača s pistom i
- četvrti dio je usporavanje na pisti.



**Slika 4.** Faze slijetanja zrakoplova [2]

U prvom dijelu slijetanja zrakoplov nastavlja pravolinijsko spuštanje do visine  $h_r$  koja mu odgovara za vertikalni zaokret da bi na kraju zaokreta tangirao pistu. U zaokretu pilot kontrolira polumjer s promjenom opterećenja  $n$ . Prijelaz od kraja zaokreta do dodira s pistom treba se ostvariti bez velike vertikalne brzine (manja od 1 m/s). Usporavanje na pisti

ostvaruje se prvo aerodinamičnim kočnicama, zatim motorom ako zrakoplov to omogućuje i na kraju mehaničkim kočnicama na kotačima.

### 3.5. Penjanje

Brzina penjanja  $V_v$  označava se u zrakoplovnoj praksi sa R/C (Rate of Climb), a tangens kuta  $\gamma$  označava se sa G i naziva se gradijent penjanja (Climb Gradient). Iz jednakosti  $L = W \cos \gamma$ , koja je potrebna za penjanje (ili spuštanje), nameće se uvjet za penjanje na nekoj određenoj visini:

$$\frac{V^2 \cdot C_L}{\cos \gamma} = \frac{2W}{\rho S} \quad (15)$$

gdje je:

$V$  – intezitet aerodinamičke brzine [m/s],

$C_L$  – koeficijent uzgona,

$W$  – težina [N],

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg/m}^3$ ].

S kojom brzinom leta  $V$ , s kojim koeficijentom uzgona  $C_L$ , te s kojim kutom  $\gamma$  zrakoplov se treba penjati, nije apriorni određeno. Koriste se dvije mogućnosti optimizacije:

- najveći kut penjanja  $\gamma_{\max}$  (engl. *Best Angle of Climb*)
- najveća brzina penjanja  $V_{v \max}$  (engl. *Best Rate of Climb*)

U stacionarnom penjanju pod kutom  $\gamma$  potrebna je pogonska sila  $T_r = D + W \sin \gamma$ . Najprije treba uočiti da više ne postoji jednakost otpora i potrebne pogonske sile. Potrebna pogonska sila treba svladati ne samo otpor, već i komponentu težine. Taj otpor u penjanju ne može se izraziti samo kao funkcija brzine, jer inducirani otpor ovisi o uzgonu, a on ovisi i o kutu penjanja  $L = W \cos \gamma$ .

Tako je potrebna sila u penjanju :

$$T_r = \frac{\rho \cdot S \cdot C_{D0}}{2} \cdot V^2 + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{V^2} \cdot \cos^2 \gamma + W \cdot \sin \gamma \quad (16)$$

gdje je:

$T_r$  – potrebna pogonska sila [N],

$C_{D0}$  – aerodinamički koeficijent sile,

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ],

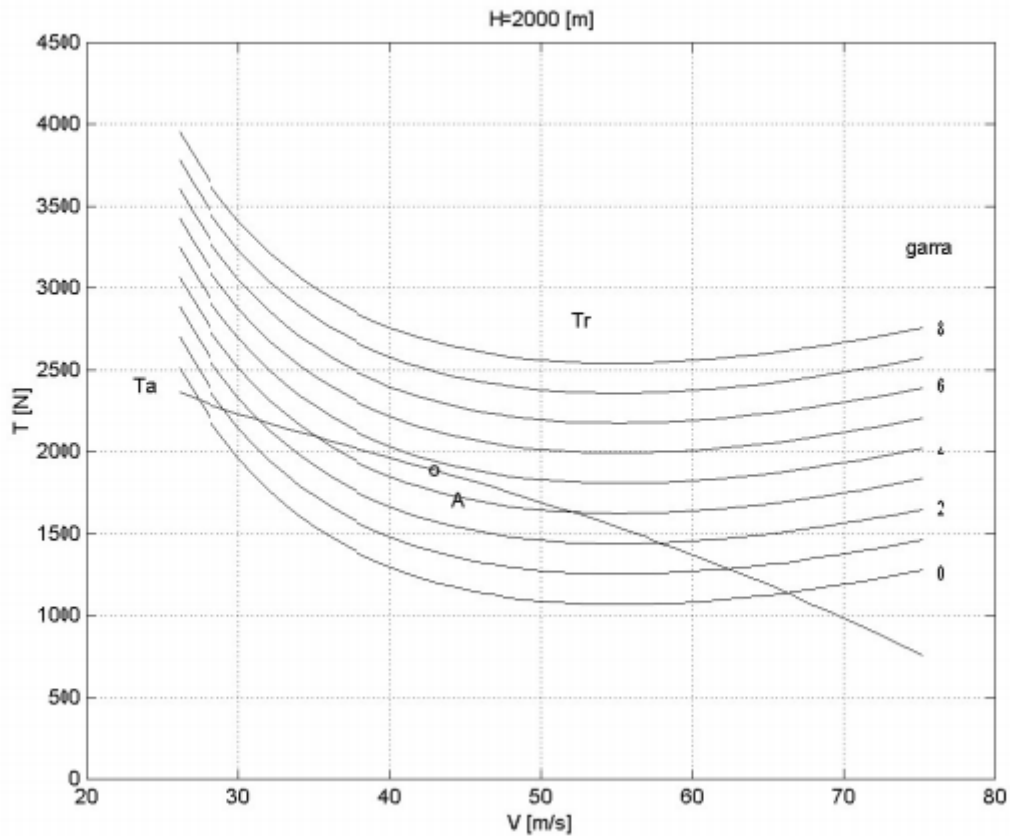
$S$  – površina [ $\text{m}^2$ ],

$V$  – intezitet aerodinamičke brzine [m/s],

$K$  – koeficijent inducirano g otpora zraka,

$W$  – težina [N].

Potrebna sila ovisi o tri parametra. Prvo, o kutu penjanja  $\gamma$ , zatim o brzini leta  $V$  i konačno o gustoći zraka. To znači da će na određenoj visini, gdje je gustoća zraka neka određena vrijednost, potrebna sila ovisiti o brzini leta i o izabranom kutu penjanja  $T_r(V, \gamma)$ . Ako se pretpostavi da je visina konstantna, može se promatrati dijagram kao na slici 5 na kojemu su ucrtane krivulje potrebne sile  $T_r(V, \gamma)$  za konstantne kutove penjanja (od  $0^\circ$  do  $90^\circ$ ).



**Slika 5.** Potrebna sila ovisno o brzini leta i kutu penjanja za mali putnički zrakoplov [2]

S druge strane imamo raspoloživu silu (ili snagu pogona). Raspoloživa pogonska sila ovisi također o brzini  $v$ , ali ne o kutu penjanja. Za neki određeni kut penjanja, u presjeku krivulja  $T_r(V, \gamma) = T_a(V)$ , dobivamo  $V_{\min}$  i  $V_{\max}$ , granice intervala mogućih brzina s kojima se može zrakoplov penjati pod tim kutom. Povećavanjem kuta penjanja, kao što se to vidi sa slike 5, taj se interval smanjuje, da bi se za neki određeni kut penjanja te dvije krivulje  $T_a(V)$  i  $T_r(V, \gamma)$  r tangirale u točki A.

Kut penjanja ne može biti veći od te vrijednosti, jer pogon ne raspolaže dovoljnom silom, da bi se taj zrakoplov mogao penjati pod većim kutom. Dakle, krivulja  $T_r(V, \gamma)$ , na kojoj je točka A, određuje najveći kut penjanja s kojim se taj zrakoplov s tim pogonom može penjati. Taj kut zove se BAC (engl. *Best Angle of Climb*) te se može vidjeti na slici 5. i označen je točkom A. Istodobno se na apscisi točke A može očitavati kojom brzinom treba letjeti  $V_{BAC}$ .

Koeficijent uzgona, za taj najveći kut penjanja, dobije se iz uvjeta da je  $L = W \cos \gamma$ :

$$C_L = \frac{2W \cdot \cos \gamma}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (17)$$

gdje je:

$C_L$  – koeficijent uzgona,

$W$  – težina [N],

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ],

$S$  – površina [ $\text{m}^2$ ],

$V$  – intenzitet aerodinamičke brzine [m/s].

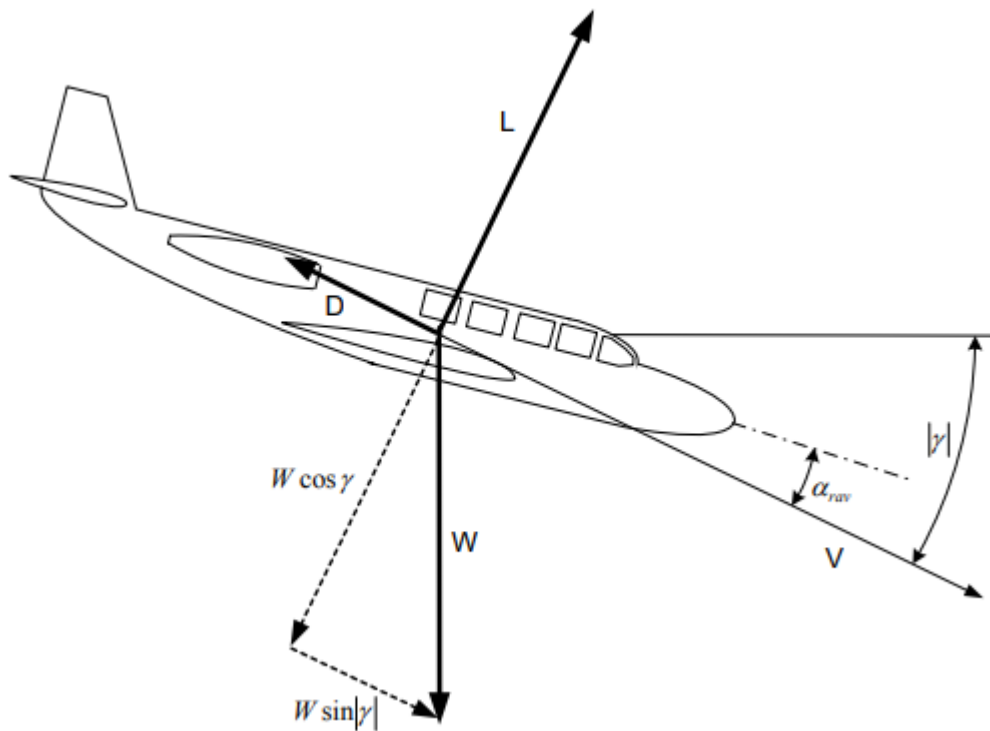
Rješenje BAC,  $V_{BAC}$  i  $C_{L BAC}$  dobije se za određenu visinu, što znači da će za drugu visinu imati neke druge tri vrijednosti. Može se zaključiti da najveći mogući kut penjanja BAC i njemu odgovarajuća brzina leta  $V_{BAC}$  i koeficijent uzgona  $C_{L BAC}$  nisu konstante već se mijenjaju s visinom.

### 3.6. Spuštanje

Da bi spuštanje bez pogonske sile bilo pravocrtno i s konstantnom brzinom, prema jednačbama za gibanje u vertikalnoj ravnini, mora biti :

$$0 = -D - W \sin|\gamma| \quad (18)$$

$$0 = L - W \cos \gamma. \quad (19)$$



**Slika 6.** Djelovanje sila prilikom spuštanja zrakoplova

Slika 6 prikazuje djelovanje sila na zrakoplov u fazi spuštanja. Prikazane sile D, L i W prema d'Alembertovom principu moraju biti u ravnoteži. Dijeljenjem ovih dviju jednažbi dobiva se:

$$\tan \gamma = -\frac{D}{L} = -\frac{C_D}{C_L} \quad (20)$$

gdje je:

$\tan \gamma$  - kut propinjanja brzine,

D – otpor [N],

$L$  – uzgon [N],

$C_D$  – koeficijent otpora,

$C_L$  – koeficijent uzgona.

To znači da za svako izabrano  $C_L$  postoji jedan kut spuštanja  $\gamma$  pri kome je gibanje pravocrtno s konstantnom brzinom. Tom kutu odgovara duljina spuštanja :

$$x = \frac{H}{\tan \gamma}. \quad (21)$$

Brzinu leta u spuštanju se može odrediti iz jednadžbe:

$$W = \sqrt{L^2 + D^2} = \frac{\rho \cdot S_{ref}}{2} \cdot V^2 \cdot \sqrt{C_D^2 + C_L^2} \quad (22)$$

$$V^2 = \frac{2W}{\rho \cdot S_{ref} \cdot \sqrt{C_D^2 + C_L^2}} \quad (23)$$

gdje je:

$V$  – brzina leta u spuštanju [m/s],

$W$  – težina [N],

$L$  – uzgon [N],

$D$  – otpor [N],

$\rho$  – gustoća zraka [ $\text{kg/m}^3$ ],

$S_{ref}$  – referentna površina krila [ $\text{m}^2$ ],

$C_D$  – koeficijent otpora,

$C_L$  – koeficijent uzgona.

S obzirom da sve ovisi o izabranom koeficijentu uzgona postavlja se pitanje koji koeficijent uzgona izabrati?

Pri slijetanju transportnih zrakoplova isti želimo spustiti s najmanjom brzinom i s najvećim kutom  $\gamma$ . Prvi uvjet da brzina bude što manja znači da bude s najvećim kutom:

$$C_D^2 + C_L^2 = (C_{D0} + KC_L^2)^2 + C_L^2 \quad (24)$$

gdje je:

$C_D$  – koeficijent otpora,

$C_L$  – koeficijent uzgona,

$K$  – koeficijent induciranog otpora zrakoplova.

Drugi uvjet da bude s najvećim kutom  $\gamma$  treba što veći odnos  $\frac{C_D}{C_L}$  tj što manja vrijednost odnosa:

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{C_L}{C_{D0} + K \cdot C_L^2} = f(C_L). \quad (25)$$

Taj odnos ima maksimum za  $KC_L^2 = C_{D0}$ , a najmanju vrijednost za  $C_{L \max}$ , koja istodobno daje i najmanju brzinu slijetanja. To znači da se najbolje slijeće sa  $C_{L \max}$ .

Suprotno tomu, u slučaju jedrilica želimo što više ostati u zraku, a to znači što veću daljinu spuštanja, tj. što manje  $|\gamma|$  odnosno što veće  $\frac{C_L}{C_D}$ . Ta funkcija  $f(C_L)$  ima maksimum kad je  $KC_L^2 = C_{D0}$  tj. kad je

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}. \quad (26)$$



## **4. UTJECAJ STANJA ATMOSFERE NA PERFORMANSE I LET ZRAKOPLOVA**

Da bi zrakoplov mogao letjeti potrebno je zadovoljiti nekoliko važnih preduvjeta. Krila zrakoplova stvaraju silu uzgona kada preko njih struji zrak i zbog toga je potrebno da se zrakoplov kreće, odnosno leti, nekom brzinom. Sila uzgona direktno je povezana sa brzinom zrakoplova. Kako bi se postigla neka vrijednost uzgona potrebno je ubrzati zrakoplov do određene brzine. Ovim se dolazi do sljedeće važne stavke. Za pogon zrakoplova koriste se klipni motori koji najčešće pogone elisu koja stvara vučnu silu i nalaze se na manjim zrakoplovima i mlazni motori različitih izvedbi koji se ugrađuju na veće zrakoplove. Zadatak pogonske grupe (motora) je da zrakoplov koji miruje i ima brzinu  $v = 0$  m/s, ubrza do potrebne brzine. Kako motor za stvaranje potiska koristi okolni zrak, jasno je da će krajnja vrijednost isporučenog potiska ovisiti o trenutnom stanju atmosfere. Ovisit će prvo o gustoći zraka koja je obrnuto proporcionalna temperaturi. Iz svega navedenog zaključuje se da u slučaju povoljnih atmosferskih uvjeta performanse će biti dvosmjerno poboljšanje jer će vanjske prilike utjecati na veći uzgon, ali i na potisak motora. Sve navedeno vrijedi i za nepovoljna meteorološka stanja.

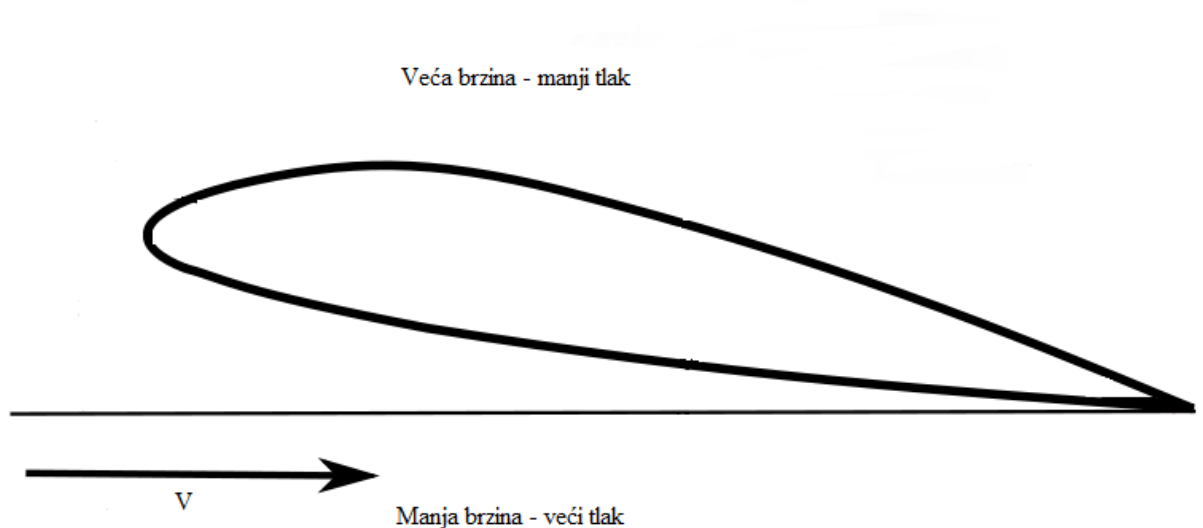
### **4.1. Utjecaj promjene tlaka na letna svojstva zrakoplova**

Atmosferski tlak smanjuje se s visinom i važan je za neposredno određivanje visine i promjene visine leta zrakoplova pomoću visinomjera. O tlaku zraka ovisi duljina staze potrebna za slijetanje i uzlijetanje zrakoplova. Visinomjeri su tvornički baždareni na uvjete tzv. standardne atmosfere, koja točno definira zakonitosti po kojima se mijenjaju tlak, gustoća i temperatura zraka u zavisnosti od visine, kao i vrijednosti ovih veličina na Zemlji [13].

#### **4.1.1. Mjerenje tlaka**

Senzori koji mjere tlak se smještaju na trup zrakoplova oko kojeg neizbježno dolazi do poremećaja strujanja, pa će senzor prihvaćati i mjeriti i greške koje se može nazvati

greškama smještaja senzora (*Position Error*). To znači da bi isti senzor tlaka pri istim uvjetima leta davao različite podatke o tlaku ako bi bio smješten na različitim mjestima na zrakoplovu. Slično kao i kod brzine, očitana visina na instrumentu, tzv. inducirana visina po tlaku mora se korigirati za greške položaja senzora [14]. Na slici 7.dan je prikaz raspodjele tlakova i brzine na krilu zrakoplova.



**Slika 7.** Raspodjela tlakova i brzina na krilu [15].

#### 4.1.2. Visina po tlaku

Visina po tlaku određuje se u odnosu na statički tlak koji se mjeri preko statičkog otvora koji je dio Pitot-statičkog sustava. Pomoću ove visine određuje se apsolutni i operativni vrhunac leta. Visina na kojoj se zrakoplov još uvijek može penjati određenom brzinom penjanja predstavlja operativni vrhunac leta. Apsolutni vrhunac leta je teoretska visina na kojoj je brzina penjanja zrakoplova jednaka nuli.

Gustoća zraka definira se prema visini po tlaku, što znači da će sila uzgona i performanse motora biti ovisne o visini. Za sve proračune upotrebljava se visina po tlaku. Visina po tlaku koja se određuje za neki aerodrom predstavlja vertikalnu udaljenost

aerodroma u stopama iznad ili ispod izobare 1.013,25 hPa. Budući da će se visina po tlaku aerodroma (PA) mijenjati kako se mijenja okolni tlak, piloti su dužni samostalno izračunati visina po tlaku iz razloga što samo veliki aerodromi nude informacije visine po tlaku. Visina po tlaku se računa po sljedećoj formuli koja glasi [16]:

$$PA = H + [(1013 - QNH) \cdot 30] \quad (27)$$

Članovi su:

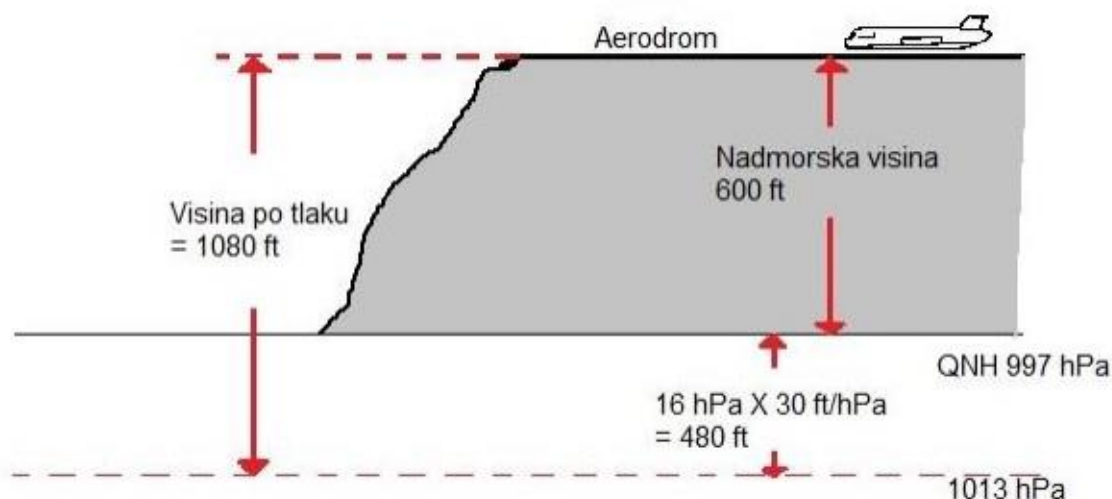
PA - visina po tlaku u ft,

H- nadmorska visina aerodroma u ft,

QNH- trenutni tlak zraka na aerodromu [Pa].

Kod određivanja razlike tlakova uzima se da 1 hPa predstavlja 30 ft visine. [16].

Proračun visine po tlaku glasi: ako neki određeni aerodrom ima poznati nadmorsku visinu i ona je stalno ista, njena vrijednost ne ovisi o ničemu. Uz to je potrebna informacija o trenutnom QNH tlaka na aerodromu. Prema gornjoj formuli uvrštavaju se podaci. Prvo se unosi nadmorska visina aerodroma, nakon toga je potrebno izračunati razliku između standardnog tlaka koji je zaokružen je 1013 hPa i QNH tlaka te ju pomnožiti sa 30 i konačni rezultat predstavlja trenutnu visinu po tlaku na aerodroma. Slika 8. prikazuje primjer izračuna [17].



**Slika 8.** Prikaz izračuna visine po tlaku [17]

## 4.2. Utjecaj promjene temperature na letna svojstva zrakoplova

Zrakoplovi na pogon koriste klipne ili mlazne motore ovisno o zahtjevima performansi. U ovom poglavlju daje se naglasak na mlazne i klipne motore. Kako bi se približio utjecaj raznih atmosferskih stanja na potisak, ukratko će se objasniti njihov princip rada.

Glavni dijelovi mlaznog motora su: uvodnik, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznik. Kako je prikazano na slici 9., zrak ulazi u uvodnik motora gdje je usmjeren u kompresor kako bi mu se povećao tlak što omogućava bolje izgaranje smjese i veću efikasnost motora. Nakon što je stlačen u kompresoru, zrak ulazi u komoru izgaranja gdje se ubrizgava gorivo te pali smjesa goriva i zraka. Produkti izgaranja zatim toplinsku energiju pretvaraju u rad na turbini i dalje nastavljaju u mlaznik gdje se povećava brzina mlaza ispušnih plinova koji dio potencijalne energije na taj način pretvaraju u kinetičku. Potisak nastaje promjenom količine kretanja radne tvari kroz motor uz pomoć oslobođene energije goriva [18].

$$\text{Formula za potisak glasi: } FT = m \cdot a \cdot (v_j \cdot v) \quad (28)$$

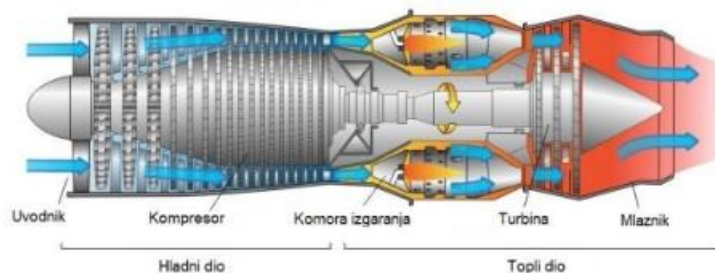
Elementi su:

$FT$  – sila potiska [N];

$m \cdot a$  – maseni protok zraka;

$v_j$  – brzina ispušnih plinova na izlazu iz mlaznika [m/s];

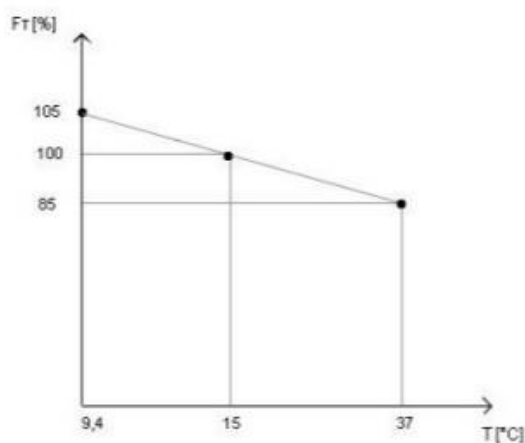
$v$  – brzina zrakoplova [m/s].



**Slika 9.** Dijelovi mlaznog motora [19]

Najveći potisak biti će ostvaren kada je  $v=m/s$ . najveća iskoristivost bi bila kada je  $v = v_j$ . Za najveću iskoristivost motora brzina ispuha trebala bi biti što bliža brzini leta  $v$ . Zbog toga će se smanjiti potisak, ali se to može nadoknaditi povećanjem masenog protoka. Za dobivanje istog potiska efikasnije je ubrzati veću masu zraka manjom brzinom nego većom brzinom manju količinu zraka [18].

Na slici 10. dan je prikaz utjecaja temperature zraka na potisak motora. Važno je napomenuti da temperatura zraka pada s visinom, ali isto tako i gustoća. Pad temperature u višim slojevima atmosfere imat će pozitivan učinak na rad motora kompenziranjem smanjene gustoće, no samo do jedne granice kada zrak postaje toliko rijedak da niža temperatura ne omogućuje održavanje konstantnog masenog protoka zraka i tad će se ukupni potisak motora smanjivati ako se nastavi s povećanjem visine leta.

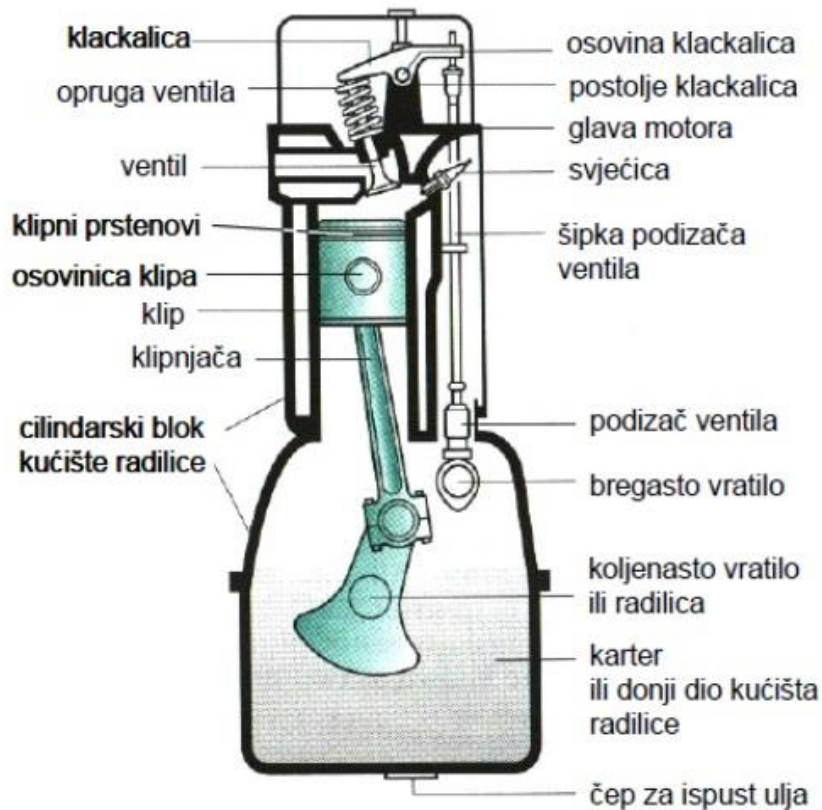


**Slika 10.** Utjecaj temperature zraka na potisak motora [18]

Dizajn zrakoplova sa klipnim pogonom se može prikazati kroz razvojne faze dizajniranja zrakoplova koje su temelj konstruiranja svih zrakoplova. Specifičnost zrakoplova sa klipnim pogonom poteže se još od povijesti dok nisu bile razvijene tehnologije i tehnike izrade. Važno je reći kako zrakoplovi sa klipnim pogonom danas predstavljaju mali udio u zračnom prijevozu i prometu, jer su taj segment preuzeli moderni, veliki zrakoplovi sa mlaznim motorom. Zrakoplovi sa klipnim pogonom u odnosu na zrakoplove sa mlaznim pogonom manjih su težina, slabijih tehničkih i letnih osobina, imaju manji kapacitet putničke kabine i kargo prostora te razvijaju manje aerodinamičke sile i momente koji utječu na aerodinamiku zrakoplova. Takve karakteristike u odnosu na zrakoplove sa mlaznim pogonom, olakšavaju sam proces dizajna i konstruiranja jer imamo manje početne zahtjeve koje treba zadovoljiti te je potreba za analiziranjem i ispitivanjem određenih parametara

mного jednostavnija. Sastavni elementi klipnog mehanizma prikazani su na slici 11., a čine ju:

- klip (osovina klipa, klipni prstenovi),
- klipnjača,
- koljenasto vratilo.



Slika 11. Poprečni presjek 4T motora [20]

### 4.3. Utjecaj promjene gustoće na letna svojstva zrakoplova

Gravitacijska sila ili sila teža je sila koja neprestano djeluje na sva tijela koja posjeduju masu, djeluje na njih tako da ih privlači središtu Zemlje. Što je veća masa tijela to gravitacijska sila jače djeluje na tijelo. Suprotna sila sili teži je sila uzgona. Uzgona nastoji podići tijela od površine zemlje. Formula za uzgon prema Bernoullijevoj jednadžbi glasi:

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho v^2 \cdot A \cdot C_z \quad (29)$$

Elementi u formuli su:

$F_z$ - sila uzgona [N];

$\rho$ - gustoća zraka [ $\text{kg/m}^3$ ];

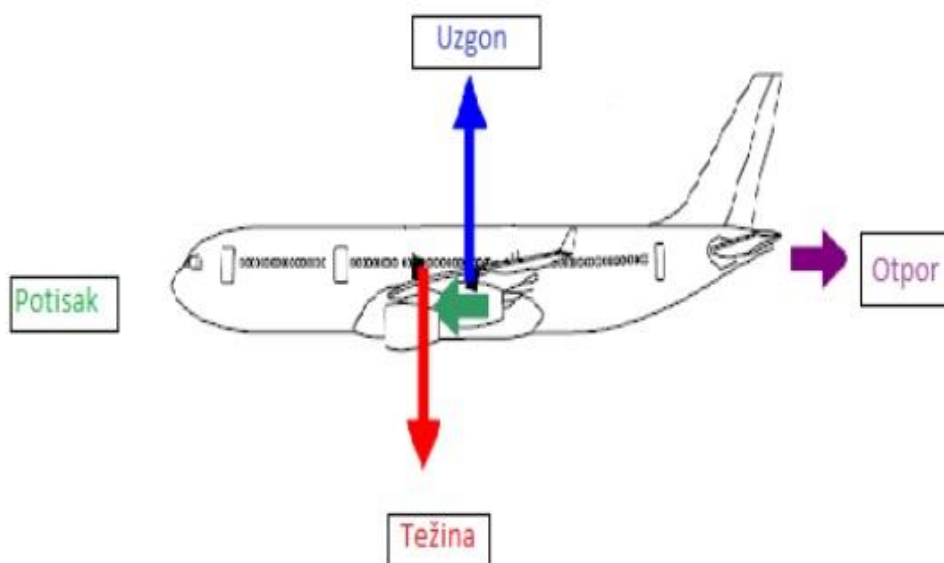
$v$ - brzina zrakoplova [m/s];

$A$ – površina krila zrakoplova [ $\text{m}^2$ ];

$C_z$ - koeficijent uzgona krila.

Kada se izjednače sile uzgona i sile teže, zrakoplov na zemlji neće poletjeti. Onog trenutka kada sila uzgona postane veća od težine, zrakoplov će poletjeti. U formuli za silu uzgona međusobno su proporcionalne što znači da će uzgon rasti ako jedna varijabla raste, ali i obrnuto, padat će ako se neka varijabla smanjuje. Važno je da niti jedna varijabla nije nula jer će tada sila uzgona biti jednaka nuli. Gustoća je obrnuto proporcionalna temperaturi zraka, s porastom temperature se smanjuje, a s padom povećava. Dakle, ako je veća gustoća zraka, za istu vrijednost uzgona, može se smanjiti brzina leta što povoljno utječe na potrošnju goriva i resurse motora. Manja gustoća zraka zahtijevat će veću brzinu leta.

Za razliku od gravitacijske sile koja djeluje zbog mase, sila uzgona može nastati samo u slučaju ako su zadovoljene varijable u navedenoj formuli. Budući da su to sile koje djeluju u suprotnom smjeru, potrebno je stvoriti više uzgona nego što je iznos sile teže da bi se tijelo odvojilo od Zemlje. Odnos sila koje djeluju na zrakoplov u horizontalnom letu prikazan je slikom 12.



**Slika 12.** Djelovanje sila na zrakoplov u letu [21]

Brzina se u formuli kvadrira što znači da ako se brzina povećava dva puta uzgon će se povećavati četiri puta. Iz svega navedenog zaključuje se da se uzgon može vrlo efikasno povećavati povećanjem brzine leta. Brzina se ostvaruje potiskom motora.

Visina po gustoći na kojoj leti zrakoplov predstavlja visinu po tlaku u MSA uvjetima na kojoj postoji ta gustoća. Visina po gustoći i visina po tlaku u MSA uvjetima su jednake. Porastom apsolutne visine opada temperatura, a budući da opada i tlak, gustoća će se smanjivati nešto sporije. U nestandardnim uvjetima gustoća varira od one u standardnim zbog odstupanja temperature od standardne. Radi toga se mogu proučavati dvije tipične vrijednosti, a to su visina pri manjoj gustoći i visina pri višoj gustoći zraka.

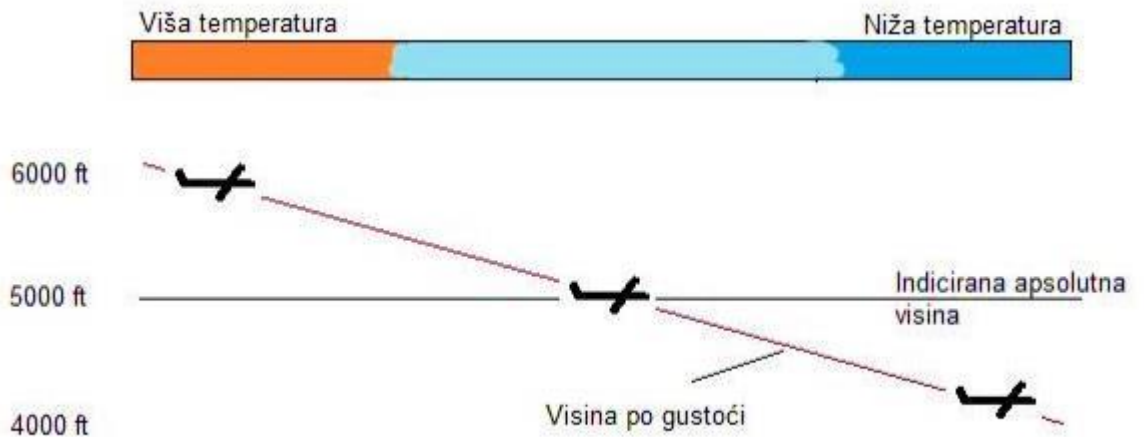
Utjecaj manje visine po gustoći na performanse zrakoplova u potpunosti povoljnije djeluje. Zbog poboljšanih performansi pilot može letjeti s manjim napadnim kutom i manjoj brzini nego u standardnoj atmosferi. Pri većoj visini po gustoći potrebno je biti oprezniji. Kako je gustoća zraka manja potrebno je letjeti s većim TAS<sup>3</sup>-om) nego u standardnoj atmosferi što posredno znači potrebnu veću snagu dok su također smanjene i performanse samog motora. Da bi se osigurala potreba margina performansi mora se smanjiti masa zrakoplova. U svakom slučaju, veća visina po gustoći je nepovoljna. Dakle, ako je zrak topliji

---

<sup>3</sup> TAS: Stvarna brzina



nego pri uvjetima MSA), visina po gustoći biti će veća nego visina po tlaku. Isto tako vrijedi i obrnuto [21]. Slika 13. prikazuje visinu po gustoći [22].



**Slika 13.** Odnos visine po tlaku i visine po gustoći [23]

Svrha visine po gustoći u zrakoplovstvu je prikazati aerodinamičke performanse zrakoplova pod određenim atmosferskim prilikama. Ona će pokazati kakav će biti uzgon, TAS i potisak motora. Sve su to elementi performansi na koje utječe temperatura zraka. Visina po gustoći izračunava se sljedećom formulom:

$$DA = PA + ISA \text{ DEV} \cdot 120 \quad (30)$$

Gdje su članovi:

DA – visina po gustoći u ft,

PA – visina po tlaku u ft,

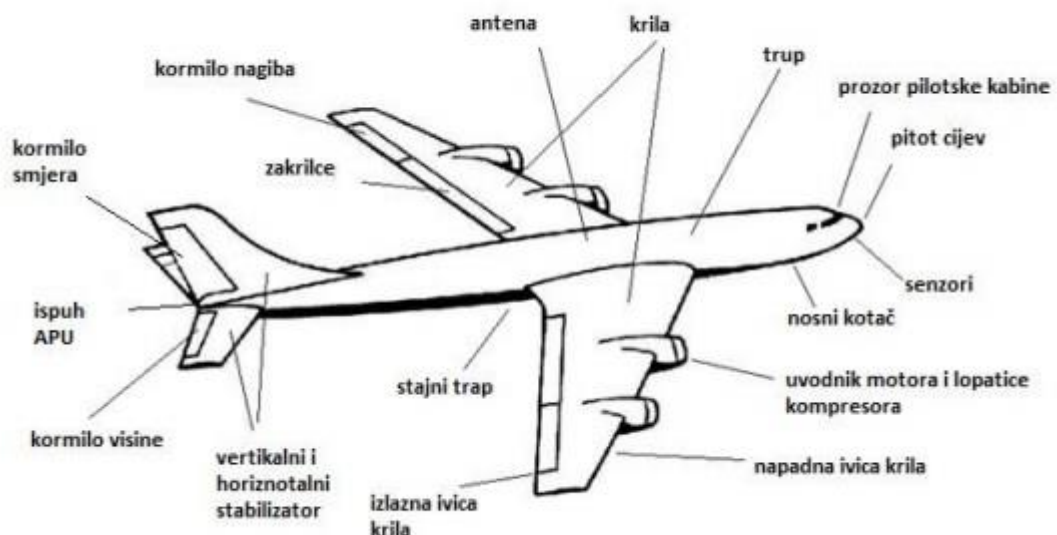
ISA DEV – odstupanje vanjske temperature od standardne temperature na visini po tlaku.

#### 4.4. Utjecaj leda na letna svojstva zrakoplova

Led, poput oklopa, povećava težinu zrakoplova, nekoliko puta smanjuje njegovo podizanje i smanjuje snagu motora. Ako iznenada kapetan posade, proučavajući meteorološko stanje, utvrdi da je trup broda prekriven koricom, onda dolazi naredba za čišćenje broda [25].

##### 4.4.1. Vrsta zaleđivanja i njihov utjecaj na performanse zrakoplova

Zrakoplov predstavlja vrlo složeni sustav. Da bi se operacije zrakoplova mogle normalno odvijati potreban je niz podstava tj. tehničkih sredstava na zrakoplovu koje omogućuju funkcioniranje sustava u cjelini. Otkaz ili degradacija bilo kojeg djela podsustava utječe u većoj ili manjoj mjeri na performanse zrakoplova. Stoga da bi se mogao prikazati utjecaj kontaminanta na performanse i let zrakoplova potrebno je prikazati koji su to podsustavi na zrakoplovu osjetljivi na kontaminante, a ujedno odgovorne za performanse leta. Na slici 14. prikazane su podsustavi zrakoplova osjetljivi na kontaminante.



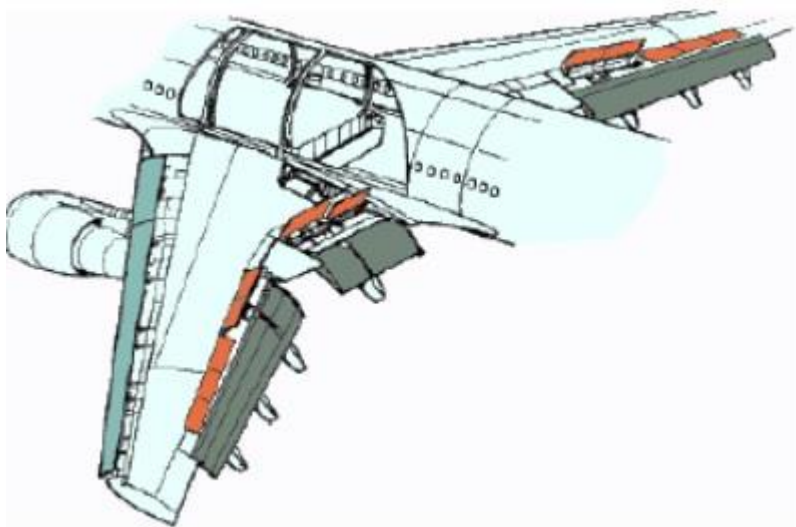
**Slika 14.** Sustavi i dijelovi sustava na zrakoplovu osjetljiv na zaleđivanje [25]

Uz navedene podsustave, postoje i međuprostori na zrakoplovu koji su također izuzetno osjetljivi na kontaminante. Drugačije rečeno ukoliko kontaminati se nađu u određenim međuprostorima na zrakoplovu može doći do smanjene upravljivosti ili potpunog gubitka kontrole nad zrakoplovom.

#### 4.4.1.1. Zaleđivanje upravljačkih površina zrakoplova

Ova pojava može se promatrati sa stajališta (slika 15.) [24]:

1. Zaleđivanja pomičnih upravljačkih površina (predkriľca, zakriľca, kormilo pravca),
2. Akumulacije kontaminanta (leda) u međuprostoru između pomičnih i nepomičnih upravljačkih površina.



**Slika 15.** Prikaz površina i međuprostora na upravljačkim površinama osjetljivim na zaleđivanje [24]

Pod pojmom upravljačke površine zrakoplova podrazumijevaju se:

- krila,
- stabilizatori,
- pretkrilca,

– zakrilca, itd.

Zaleđivanje površina zrakoplova se javlja u obliku leda, mraza, rose. Utjecaj zaleđivanja površina zrakoplova očituje se kroz dva aspekta: narušavanje aerodinamičnih svojstva i povećanje ukupne težine zrakoplova. Krila zrakoplova kao i odgovarajuće repne površine predstavljaju aerodinamične elemente koji mijenjaju protok zraka te osiguravaju uzgon. Pod utjecajem leda i mraza dolazi do narušavanja aerodinamike površina zrakoplova (prelazak iz laminarnog u turbulentno strujanje). Najkritičniji elementi u pogledu protoka zraka oko zrakoplova su: napadna ivica krila, vertikalni i horizontalni stabilizatori. Zaleđivanje upravljačkih površina na zrakoplovu kao i odgovarajućih međuprostora između pomičnih i nepomičnih površina ima direktnu posljedicu na let zrakoplova. U slučaju pojave leda na napadnim ivicama krila postoji mogućnost zamrzavanja pretkrilca pa samim time i njihovog izvlačenja. Time se smanjuje potrebna površina za opstrujavanje silnica zraka te može doći do smanjenog uzgona ili potpunog gubitka uzgona. Kod pojave zamrzavanja zakrilca javljaju se iste posljedice kao i kod pretkrilca. Zamrzavanjem kormila pravaca zrakoplov gubi upravljivost po horizontalnoj osi te može doći do smanjenja performansi ili potpunog gubitka kontrole nad zrakoplovom. Osim direktnog zamrzavanja upravljačkih površina postoji mogućnost stvaranja leda između pomičnih (upravljačkih) površina i nepomičnih (krila, repa) što ima isti efekt kao i direktno zamrzavanje upravljačkih površina, a to je smanjena upravljivost upravljačkih površina (slika 16.). Povećanje ukupne težine zrakoplova ima utjecaj na performanse zrakoplova u uzlijetanju tako da utječe na uvećanje snage motora i umanjuje težinu plaćenog tereta.



**Slika 16.** Prikaz leda na napadnim ivicama krila zrakoplova [22]

#### 4.4.1.2. Zaleđivanje instrumenta za mjerenje parametra leta zrakoplova

Instrumenti za mjerenje parametara leta također su jedan od važnijih faktora koji utječu na upravljivost i performanse zrakoplova. Zamrzavanjem nekih od mjernih instrumenta (Pitot cijev, statički otvor, senzor temperature) može dovesti do otkaza ili u gorem slučaju davanje netočnih informacija. Na temelju informacija iz mjernih instrumenta pilot donosi odluke te netočne informacije mogu dovesti do smanjene upravljivosti zrakoplova ili gubitka zrakoplova (netočna informacija o brzini zrakoplova). Stoga je od izuzetnog značaja održavati ove površine zrakoplova čistim i bez leda. Odleđivanje odnosno zaštita protiv zaleđivanja ne smije se vršiti prskanjem fluida jer postoji mogućnost da fluid zbog svoje gustoće zatvori otvor ili ošteti instrument.

#### 4.4.1.3. Zaleđivanje na usisnicima motora i propelera zrakoplova

Dizajn mlaznih motora omogućuje nesmetano i efikasno usisavanje zraka u motore te kao posljedicu propulziju motora. Tijekom leta zrakoplova lopatice kompresora kao i uvodnik zbog visoke temperature koje vladaju unutar motora zaštićene su od zamrzavanja. No uslijed boravka zrakoplova na zemlji može doći do zamrzavanja uvodnika motora, lopatica kompresora. Startanje takovog motora može imati za posljedicu odvajanje leda od lopatica kompresora te uništenje motora. Led koji se javlja na uvodniku motora može uzrokovati nepravilno usisavanje zraka u motor što ima za posljedicu vibraciju motora tijekom leta. Stoga je potrebno odleđivati uvodnike motora i izvršiti odgovarajuću provjeru lopatica kompresora u uvjetima niske temperature (pokretanje lopatica pomoću ruke i vizualni pregled). U slučaju pojave leda na lopaticama kompresora isti se odstranjuju sredstvima sa vrućim zrakom ili mehaničkim čišćenjem [24].

#### 4.4.1.4. Operativne procedure prilikom procesa odleđivanja/zaštite zrakoplova protiv zaleđivanja

Proces koji prethodi odleđivanju/zaštiti zrakoplova je provjera kontaminiranosti zrakoplova odnosno postojanje leda, mraza, snijega i dr. na površinama zrakoplova. Pregled je potrebno izvršiti prije nego li se odluči i eventualno započne sa procesom odleđivanja/zaštite zrakoplova. Kapetan zrakoplova u suradnji sa letačkom posadom i aerodromskim osobljem donosi odluku o tome da li je potrebno izvršiti odleđivanje/zaštitu zrakoplova. Područja koja se trebaju provjeriti uključuju [24]:

1. Krila (gornji i donji dio),
2. Vertikalne i horizontalne repne površine (gornje i donje horizontalne površine),
3. Trup zrakoplova,
4. Ulaz motora i lopatice (prednja i zadnja strana lopatica),
5. Kontrolne površine,

6. Pitot cijev i statični otvori,
7. Podvozje i vrata podvozja,
8. Antene i senzori,
9. Ostale aerodinamičke površine.

Proces odleđivanja/zaštite zrakoplova može se odvijati:

- ručnom metodom,
- metodom vrućeg zraka,
- odleđivanje/zaštita u jednom koraku ,
- odleđivanje/zaštita u dva koraka.

Ručna metoda primjenjuje se u slučajevima kada je potrebno očistiti krila i trup zrakoplov od nakupina snijega kada zrakoplov boravi tijekom noći na zračnoj luci. Ručna metoda predstavlja najjednostavniju metodu odleđivanja zrakoplova.

Upotreba vrućeg zraka za odleđivanje zrakoplova primjenjuje se kod dijelova zrakoplova koji se ne smiju prskati sa tekućinom za odleđivanje, a to su uvodnici motora i Pitot cijev. Odleđivanje/zaštita zrakoplova u jednom koraku vrši se u slučajevima kada zrakoplov je lagano prekriven kontaminantima. Mješavinom tekućine i vode ili samom tekućinom vrši se odleđivanje odnosno uklanjanje kontaminanta te u isto vrijeme zaštita od ponovnog zaleđivanja zrakoplova. Odleđivanje/zaštita zrakoplova u dva koraka vrši se u slučajevima kada se na zrakoplovu nalazi veća količina kontaminanta i na samoj zračnoj luci vladaju loši meteorološki uvjeti sa intenzivnim padalinama. Procedura u dva koraka izvodi se na način da prvo se izvrši odleđivanje dijelova zrakoplova (tekućina, tekućina + voda, vrući zrak), a zatim slijedi zaštita zrakoplova od ponovnog zaleđivanja. U procesu odleđivanja/zaštite zrakoplova mogu sudjelovati jedan, dva ili tri vozila [24].

#### 4.5. Utjecaj kiše na letna svojstva zrakoplova

Pokazatelji loših vremenskih uvjeta su [24]:

- atmosferski tlak niskog tlaka, koji ostaje gotovo nepromijenjen ili potpuno smanjen,
- visoka brzina vjetra,
- oblaci na nebu su uglavnom zamagljeni ili nalik na kišu,
- produljene oborine u obliku kiše ili snijega,
- male fluktuacije temperature tijekom dana.

Oborine predstavljaju meteorološku pojavu u kojoj skupina vodenih čestica u tekućem ili krutom stanju pada iz zraka na tlo ili izravno nastaje na tlu. Od oborina najizraženiji utjecaj na kapacitet uzletno-sletne staze imaju kiša, snijeg i led tako da produžuju potrebnu dužinu uzletno-sletne staze u slijetanju i uzlijetanju te potencijalno produžuju vrijeme zauzetosti uzletno-sletne staze. Navedeni se učinak u slijetanju može anulirati ukoliko zračna luka ima razvijen sustav voznih staza, zatim odgovarajućim performansama zrakoplova te iskustvom pilota.

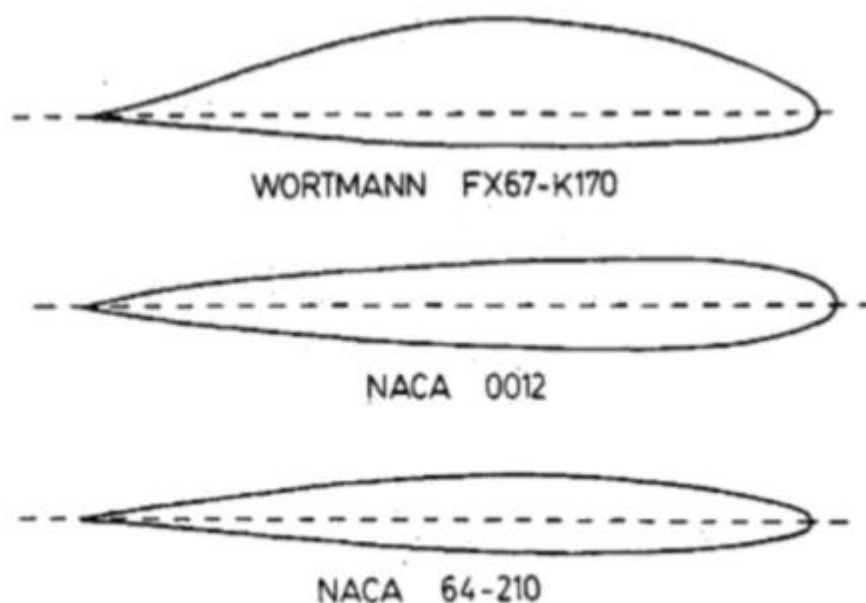
Kumulusi u hladnoj sezoni i ljetina velikoj nadmorskoj visini mogu biti opasni za zrakoplove. Ovdje je vjerojatnost zaleđivanja zrakoplova prilično visoka. U snažnim oblacima let teških zrakoplova otežava turbulencija. Ako se vjerojatnost nepovoljnih događaja nastavi, let se odgađa za nekoliko sati. Pokazatelji loših vremenskih uvjeta su:

- atmosferski tlak niskog tlaka, koji ostaje gotovo nepromijenjen ili potpuno smanjen,
- visoka brzina vjetra,
- oblaci na nebu su uglavnom zamagljeni ili nalik na kišu,
- produljene oborine u obliku kiše ili snijega,
- male fluktuacije temperature tijekom dana.



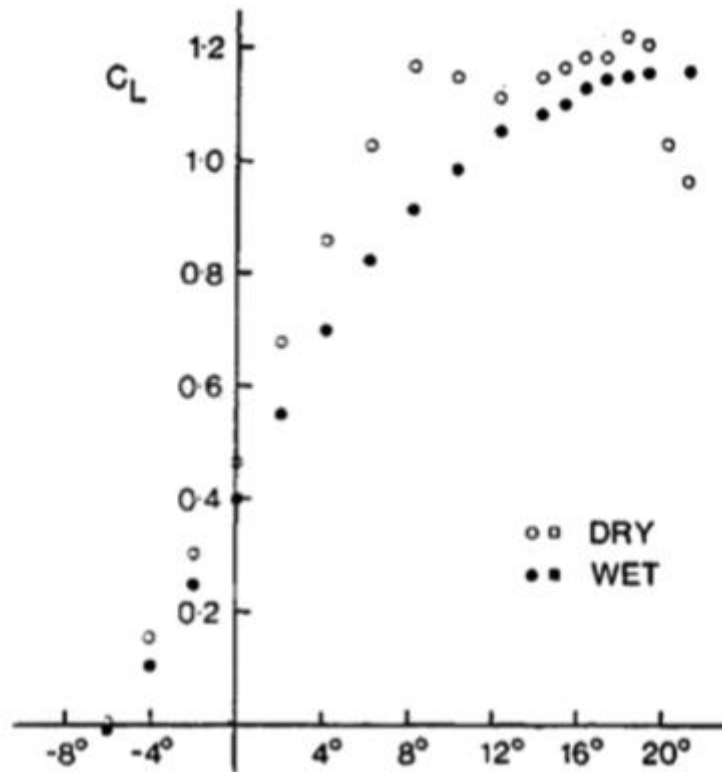
Ako se problem kiše može riješiti brže, tada će oborine, osobito u obliku kišica, stvoriti poteškoće. Oni zauzimaju vrlo velike površine i gotovo ih je nemoguće zaobići. Vidljivost je znatno smanjena, a na niskim temperaturama trup zrakoplova je zaleđen. Dakle, na malim visinama let je klasificiran kao težak.

Hansman i Craig [27] proveli su eksperiment na Wortmann FX67-K170, NACA 0012 i NACA 64210 krilima (kao što je prikazano na slici 17) pri simuliranoj stopi kiše od 1.000 mm/h i pri malom Reynoldsovom broju od  $3.1 \cdot 10^5$ .



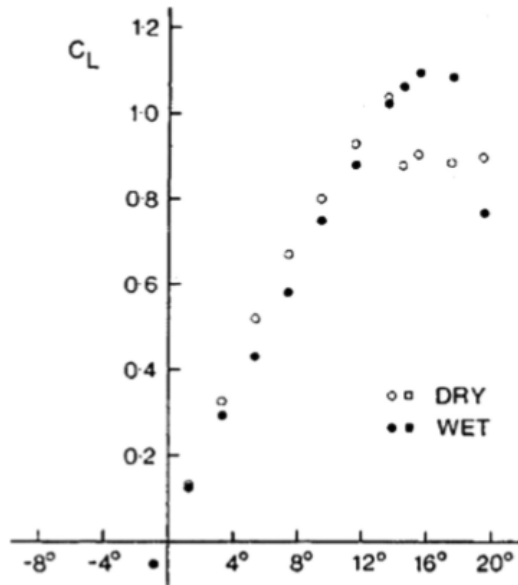
**Slika 17.** Krila testirana u zračnom tunelu

Rezultati eksperimenta pokazuju da pri malim napadnim kutovima, Wortmannova krila imaju najveću degradaciju dizanja (oko 25%), a NACA 64210 krila najmanju (oko 5%), kao što je prikazano na slikama 18., 19. i 20. Smatra se da je nepravilno povećanje polare za suho Wortmannovo FX67-K170 krilo pod visokim napadnim kutevima povezano s ponašanjem graničnog sloja niskog Reynoldsovog broja. U vlažnom stanju, Wortmann FX67-K170 zrakoplovna krila imaju smanjene performanse dizanja u odnosu na suho stanje, ali polara je mnogo pravilnija. Ponašanje Wortmannova krila u vlažnom stanju je tipično za krila sa turbuletnim graničnim slojem, a odnos koeficijenta uzgona i napadni kut se može vidjeti na slici 18.

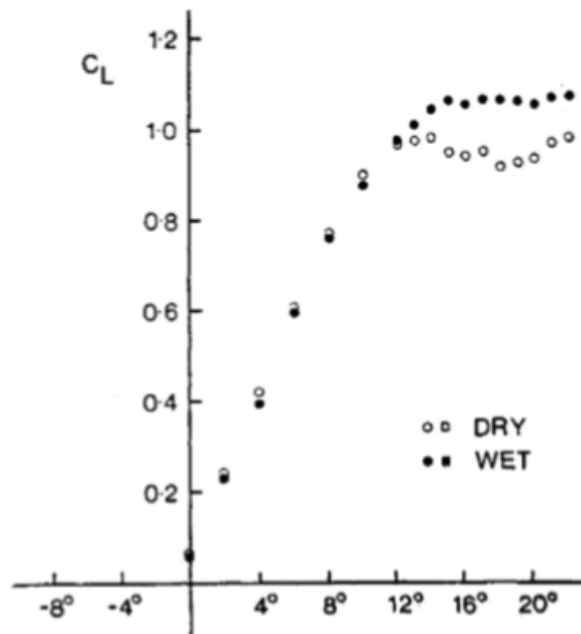


**Slika 18.** Koeficijent uzgona i napadni kut za Wortmannovo FX67 – K170 krilo u mokrim i suhim uvjetima [27]

Za krila NACA 0012 kut sloma uzgona pomaknut je sa 14° u suhom stanju na 18° u mokrom stanju, dok je kut sloma uzgona za NACA 64-210 krilo u vlažnom stanju približno jednak onome u suhom stanju. Na velikim napadnim kutevima, dva tipa NACA krila imala su poboljšane aerodinamičke performanse u kišnim uvjetima zbog smanjenja odvajanja graničnog sloja koje se može usporediti na slikama 19 i 20. [27]



**Slika 19.** Koeficijent uzgona i napadni kut za NACA 0012 krilo u mokrim i suhim uvjetima [27]



**Slika 20.** Koeficijent uzgona i napadni kut za NACA 64 – 210 krilo u mokrim i suhim uvjetima [27]

Moderni "brisači" u zrakoplovu razlikuju se od automobila. Prvo, oni imaju potpuno drugačiji dizajn. Drugo, brisači rade vrlo visokim tempom, što pruža savršeni pregled.

Sustav za zaštitu od kiše uglavnom se koristi na zemlji prilikom manevriranja zrakoplova, a namijenjen je za odstranjivanje kapljica vode sa vjetrobranskog stakla

zrakoplova. Izvedeni su najčešće brisači na elektromotorni pogon u kombinaciji s mlaznicama kroz koje velikim brzinama struji topli zrak iz turbine. Kako bi se spriječilo zamagljivanje i zaleđivanje stakala pilotske kabine koriste se električki grijači koji su integrirani u staklenoj strukturi ili se upuhuje topli zrak između dva sloja stakla. U sustav je najčešće dodana brizgaljka kemijskog sredstva koje kišne kapi formira u sitne kuglice pa ih struja zraka lako odstranjuje s vjetrobranskog stakla.

## 5. ZAKLJUČAK

Meteorologija proučava sastav i strukturu atmosfere, njezino fizičko stanje, postanak, značenje i razvoj fizičkih meteoroloških pojava koje se javljaju u atmosferi. Stanje atmosfere je skup njezinih fizičkih osobina koje određuju meteorološki elementi.

U osnovne meteorološke elemente ubraja se temperatura zraka, atmosferski tlak, vjetar, gustoća zraka, vlažnost zraka, isparavanje, oborine i dr. U ovom završnom radu obrađen je utjecaj meteoroloških uvjeta na letna svojstva zrakoplova gdje je naglasak bio na temperaturi zraka, tlaku i gustoći. Gustoća zraka ovisi o temperaturi i tlaku. Pri višim temperaturama zraka, gustoća će biti manja.

Temperatura zraka ima najveći utjecaj u odnosu na ostale fizikalne veličine u atmosferi. Što je viša temperatura smanjuje gustoću zraka i samim time maseni protok zraka kroz motor zrakoplova. Iz svega navedenog u radu zaključuje se da viša temperatura zraka nepovoljno utječe na letna svojstva zrakoplova tako što smanjuje potisak motora i uzgon što dovodi do povećanje potrošnje goriva te dulje staze za polijetanje.

Pad temperature u višim slojevima atmosfere ima pozitivan učinak na rad motora zrakoplova. Kada su temperature zraka niže, ekonomski je isplativije letjeti.

## POPIS LITERATURE

- [1] Janković, S. Osnove aerodinamike i mehanike leta. Velika Gorica; Veleučilište Velika Gorica: 2011.
- [2] Performanse zrakoplova. Preuzeto sa: [http://titan.fsb.hr/~mvr dolja/perf/perfzrak\\_komplet.pdf](http://titan.fsb.hr/~mvr dolja/perf/perfzrak_komplet.pdf), [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [3] Atmosfera. Preuzeto sa: <https://www.crometeo.hr/atmosfera/>, [Pristupljeno: srpanj 2019].
- [4] Lisac, I.: Izvedena visina, mjera visine ili reducirana visina, *Hrvatski meteorološki časopis* 38.38 (2003)., str. 83-80.. Preuzeto sa: <https://hrcak.srce.hr/file/100471>, [lipanj 2019].
- [5] Meteorologija. Preuzeto sa: <https://www.tandem.hr/fileemir/vecameteorologija.pdf>, [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [6] Tutiš, V. Osnove meteorologije. Zagreb; Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2003.
- [7] Fakultet prometnih znanosti: Fizika neka pitanja, Materijali iz fizike; Zagreb; 2013.
- [8] Jeppesen, Meteorology, p. 6 – 1, Germany, 2004.
- [9] Jeppesen, Meteorology, p. 6 – 3, Germany, 2004.
- [10] Preuzeto sa: [http://www.crometeo.hr/ovo-su-najveci-meteoroloski-ektremitet-izmjereni-nazemlji/?doing\\_wp\\_cron=1500933127.4259119033813476562500](http://www.crometeo.hr/ovo-su-najveci-meteoroloski-ektremitet-izmjereni-nazemlji/?doing_wp_cron=1500933127.4259119033813476562500), [Pristupljeno lipanj 2019].
- [11] Fakultet prometnih znanosti: Aerodromi, Meteorološki utjecaj na aerodrom, p. 10, Zagreb; 2015.
- [12] Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zrakoplovna prijevozna sredstva 1. Preuzeto sa: <http://static.fpz.hr/files/332cb65c2f66924e273fe8ad79395d69.pdf>, [Pristupljeno: lipanj 2019].

- [13] Sveučilište u Zadru, Utjecaj atmosfere na promet. Preuzeto sa: <http://www.unizd.hr/Portals/6/nastavnici/Sanja%20Lozic/OPK%207%20-%20Utjecaj%20atmofere%20na%20promet.pdf>, [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [14] Bazijanac, E. Tehnika zračnog prometa I; Zagreb; Fakultet prometnih znanosti; 2000.
- [15] Preuzeto sa: <https://avioradar.hr/index.php/hr/opcenito/836-osnove-o-letu-kako-avion-zapravo-leti>, [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [16] Nordian: Performance, p. 1-2, 3-13, London; 2006.
- [17] Aeroplane performance, Click2ppsc, edition 2.00.00., LONGHURST, chp. 5, p. 22; 2001.
- [18] Bazijanac, E. Zrakoplovni mlazni motori; Autorizirana predavanja, Zagreb; Fakultet prometnih znanosti; 2010.
- [19] Preuzeto sa: <http://cashmancuneo.net/flight.htm>, [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [20] Mahalec I., Lulić Z., Kozarac D.: Motori s unutarnjim izgaranjem., interna skripta, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2010.
- [21] Airbus Flight Operations Support: Getting to Grips with Weight and Balance, Flight Operations Support& Line Assistance, Airbus, 2004.
- [22] Jeppesen: Meteorology, p. 6-6, Germany, 2004.
- [23]Preuzeto sa: [https://www.meted.ucar.edu/oceans/wx\\_obs/navmenu.php?tab=2&page=7.4.0](https://www.meted.ucar.edu/oceans/wx_obs/navmenu.php?tab=2&page=7.4.0), [Pristupljeno lipanj 2019.]
- [24] Bračić, Matija, Pavlin, Stanislav, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Tehnologija prihvata i otpreme zrakoplova. Preuzeto sa: [http://e-student.fpz.hr/Predmeti/T/Tehnologija\\_prihvata\\_i\\_otpreme\\_zrakoplova/Materijali/Literatura\\_Tehnologija\\_prihvata\\_i\\_otpreme\\_zrakoplova\\_.pdf](http://e-student.fpz.hr/Predmeti/T/Tehnologija_prihvata_i_otpreme_zrakoplova/Materijali/Literatura_Tehnologija_prihvata_i_otpreme_zrakoplova_.pdf), [Pristupljeno: lipanj 2019].
- [25] Coloringmania.pw, Preuzeto sa: [http://coloringmania.pw/simple-airplane-coloringpages/airplane-coloring-pages-transportation-coloring-pages-tocoloring-simpleairplane-coloring-pages/.](http://coloringmania.pw/simple-airplane-coloringpages/airplane-coloring-pages-transportation-coloring-pages-tocoloring-simpleairplane-coloring-pages/), [Pristupljeno: lipanj 2019].

[26] Preuzeto sa: <https://hr.play-azlab.com/puteshestviya/93931-letayut-li-samolety-v-dozhd-vzlet-i-posadka-samoleta-v-dozhd-nelelnaya-pogoda.html>, [Pristupljeno: lipanj 2019].

[27] Preuzeto sa :  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042114000785?via%3Dihub>,  
[Pristupljeno : srpanj 2019.]



## **POPIS KRATICA**

DA (Density Altitude) - visina po gustoći

ISA (International Standard Atmosfere) – međunarodna standardna atmosfera

TAS (True Airspeed) – stvarna brzina

PA (Pressure Altitude) – visina po tlaku

## POPIS SLIKA

<b>Slika 1.</b> Shematski presjek kroz atmosferu sa skicom trajektorija čestica u egzosferi.....	5
<b>Slika 2.</b> Teorijske međuovisnosti performanci zrakoplova i pogonske grupe u granicama podzvučnih brzina.....	12
<b>Slika 3.</b> Faze polijetanja zrakoplova.....	16
<b>Slika 4.</b> Faze slijetanja zrakoplova.....	18
<b>Slika 5.</b> Potrebna sila ovisno o brzini leta i kutu penjanja za mali putnički zrakoplov.....	21
<b>Slika 6.</b> Djelovanje sila prilikom spuštanja zrakoplova.....	23
<b>Slika 7.</b> Raspored tlakova i brzina na krilu.....	27
<b>Slika 8.</b> Prikaz izračuna visine po tlaku.....	28
<b>Slika 9.</b> Dijelovi mlaznog motora.....	29
<b>Slika 10.</b> Utjecaj temperature zraka na potisak motora.....	30
<b>Slika 11.</b> Poprečni presjek 4T motora.....	31
<b>Slika 12.</b> Djelovanje sila na zrakoplov u letu.....	33
<b>Slika 13.</b> Odnos visine po tlaku i visine po gustoći.....	34
<b>Slika 14.</b> Sustavi i dijelovi sustava na zrakoplovu osjetljiv na zaleđivanje.....	35
<b>Slika 15.</b> Prikaz površina i međuprostora na upravljačkim površinama osjetljivim na zaleđivanje.....	36
<b>Slika 16.</b> Prikaz leda na napadnim ivicama krila zrakoplova.....	38
<b>Slika 17.</b> Krila testirana u zračnom tunelu.....	42
<b>Slika 18.</b> Koeficijent uzgona i napadni kut za Wortmannovo FX67 – K170 krilo u mokrim i suhim uvjetima.....	43

**Slika 19.** Koeficijent uzgona i napadni kut za NACA 0012 krilo u mokrim i suhim uvjetima.....44

**Slika 20.** Koeficijent uzgona i napadni kut za NACA 64 – 210 krilo u mokrim i suhim uvjetima.....44

## POPIS TABLICA

<b>Tablica 1.</b> Međunarodna standardna atmosfera.....	7
---	---



Sveučilište u  
Zagrebu  
Fakultet prometnih  
znanosti  
10000  
Zagreb  
Vukeliće  
va 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 **Utjecaj meteoroloških čimbenika na letna svojstva zrakoplova**

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

U  
Zagrebu, 14.6.2019.

Student/ica:

Jakov Šarac  
(potpis)