

Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova

Hemula, Karlo

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

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:119:015852>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-23**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Karlo Hemula

UTJECAJ ATMOSFERSKIH PROMJENA NA
PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2021.

Zagreb, 27. travnja 2021.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6151

Pristupnik: **Karlo Hemula (0135246147)**
Studij: **Promet**
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova**

Opis zadatka:

U uvodnim postavkama potrebno je definirati predmet istraživanja, objasniti svrhu i cilj istraživanja, dati osvrt na dosadašnja istraživanja te prikazati strukturu rada. Objasniti i prikazati slojeve atmosfere, uvjete koji se odnose na standardnu atmosferu, promjenu fizičkih značajki zraka promjenom visine, itd. Dati osvrt na performanse zrakoplova, tj. dovesti u korelaciju letne značajke zrakoplova s promjenom atmosferskih uvjeta kao što su promjena temperature, tlaka i gustoće zraka na letne značajke zrakoplova. Osim promjene fizičkih značajki zraka na letna svojstva, potrebno je i elaborirati utjecaj atmosferskih pojava kao što su led, kiša i vjetar na aerodinamiku zrakoplova. U zaključnom dijelu interpretirati rezultate istraživanja o analiziranoj tematici.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

UTJECAJ ATMOSFERSKIH PROMJENA NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

EFFECT OF THE ATMOSPHERIC CONDITIONS ON THE AIRCRAFT PERFORMANCE

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

Student: Karlo Hemula

JMBAG: 0135246147

Zagreb, rujan 2021.

SAŽETAK

Završni rad obuhvaća ključne pojmove vezane za atmosferu kao što su tlak, gustoća i temperatura zraka. Ove tri fizičke karakteristike zraka bitno utječu na stanje atmosfere, a samim time i na performanse zrakoplova. U radu su objašnjeni pojmovi vezani za utjecaj promjene tlaka zraka, temperature i gustoće zraka, te su prikazane formule kojima se dolazi do izračuna određenih podataka vezanih za stanje atmosfere, a samim time vezanim uz letna svojstva zrakoplova u različitim fazama leta. Između ostalog promjenom fizičkih karakteristika atmosfere dolazi i do meteoroloških promjena poput kiše, vjetra, leda ili susnježice koje pilotu zrakoplova predstavljaju određene probleme kod upravljanja zrakoplovom. Načini suočavanja s tim pojavama uglavnom se svode na posebne procedure ili implementaciju tehničkih sustava na zrakoplovu.

Ključne riječi: atmosfera; performanse zrakoplova; gustoća; tlak; temperatura

SUMMARY

The final paper includes keywords related to the atmosphere such as air pressure, density and air temperature. These three physical characteristics of the air significantly affect the state of the atmosphere, and thus the performance of the aircraft. The paper explains the concepts related to the flight properties of aircraft in different phases of flight. Among other things, changes in the physical characteristics of the atmosphere lead to meteorological changes such as rain, wind ice or snow, which pose certain problems to the pilot of the aircraft. Ways to deal with these phenomena mainly come down to special procedures or the implementation of technical systems on the aircraft.

Keywords: atmosphere; aircraft performance; density; pressure; temperature

Sadržaj:

1. Uvod	1
2. Općenito o atmosferi	2
2.1. Vertikalna struktura atmosfere.....	3
2.2. Međunarodna standardna atmosfera	5
2.3. Tlak zraka	7
2.4. Gustoća zraka.....	8
2.5. Temperatura zraka.....	9
2.6. Promjena tlaka s visinom za standardnu atmosferu.....	11
3. Performanse zrakoplova	14
3.1. Dolet zrakoplova	15
3.2. Polijetanje	15
3.3. Slijetanje.....	17
3.4. Penjanje	19
3.5. Spuštanje.....	22
4. Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova	24
4.1. Utjecaj tlaka na performanse zrakoplova	24
4.2. Određivanje visine po tlaku	26
4.3. Utjecaj gustoće na performanse zrakoplova	27
4.4. Utjecaj temperature na performanse zrakoplova	29
4.5. Utjecaj leda na performanse zrakoplova	31
4.5.1. Nastajanje zaleđivanja zrakoplova.....	31
4.5.2. Zaleđivanje motora i površina zrakoplova	32
4.6. Utjecaj vjetra.....	35
4.7. Utjecaj kiše na performanse zrakoplova.....	39
5. Zaključak	42
POPIS LITERATURE	43
POPIS SLIKA	45
POPIS TABLICA	46
POPIS KRATICA	47

1. Uvod

Pod pojam performanse zrakoplova podrazumijeva se ponašanje zrakoplova u određenim uvjetima rada. U ovom slučaju te faktore čine atmosferski uvjeti kao što su temperatura zraka, gustoća, tlak zraka, vlaga i sl. Poznavanjem tih informacija može se predvidjeti ponašanje zrakoplova u slučaju promjene tih uvjeta, ili pojave nekih meteoroloških prilika kao što su vjetar i kiša. Svrha završnog rada je upoznavanje tih elemenata jer su ključni za određivanje mogućnosti određenog zrakoplova kao i za uspoređivanje zrakoplova sličnog ili različitog tipa, bilo radi sigurnosti leta ili povoljnijeg izbora zrakoplova. U radu je opisano nekoliko pojmova koji su vezani uz performanse zrakoplova. To su polijetanje, slijetanje, dolet, sila uzgona i ostalo. Cilj završnog rada je uz pomoć dostupnih podataka razjasniti utjecaj i povezanost atmosferskih čimbenika na performanse zrakoplova. Kako bi se problematika lakše objasnila rad je podijeljen u pet cjelina, kako slijedi:

1. Uvod
2. Općenito o atmosferi
3. Performanse zrakoplova
4. Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova
5. Zaključak

Nakon uvoda u kojem je definiran predmet, svrha i cilj istraživanja, te je predočena struktura rada prema poglavljima, u drugom poglavlju opisana je atmosfera zajedno s njenim bitnim čimbenicima koji utječu na let zrakoplova. Objasnjene su promjene u atmosferi s kojima se susreću piloti mijenjanjem visine leta.

U trećem poglavlju rada ukratko su objašnjeni pojmovi vezani za performanse zrakoplova.

Četvrto poglavlje daje uvid u utjecaj stanja atmosfere na performanse zrakoplova. Opisana je uloga tlaka u mjerenju visine, utjecaj gustoće, temperature kao i led, vjetar i kiša i opasnosti koje oni donose.

Peto poglavlje sastoji se od zaključka, gdje se daje kratak osvrt na temu istraživanja.

2. Općenito o atmosferi

Zemlja je obavijena plinskim omotačem koji se zajedno s njom okreće. Ona štiti Zemljinu površinu od prekomjernog zagrijavanja danju i jakog hlađenja noću, zaštita je od izrazito opasnog kratkovalnog Sunčevog zračenja i vrlo opasnih kozmičkih zraka. Svim letjelicama koje koriste tzv. silu uzgona za gibanje je potrebna atmosfera. Donja granica atmosfere je Zemljina površina. Rezultati ispitivanja za gornju granicu su pokazivala različite rezultate koji prije svega ovise o točnosti mjerenja. Drži se da se uvis proteže 60 do 70 tisuća kilometara. Oko 99% ukupne atmosferske mase je u sloju do visina 30 – 35 km, a 50% ukupne mase u sloju do visine oko 5,5 km od Zemljine površine. Što znači da je glavina atmosfere u prvih desetak kilometara. Stoga se govori o plaštu atmosfere, gdje se zbivaju mnogi vremenski procesi.

Zemljin plinoviti omotač smjesa je plinova od kojih su neki u stalnom, a neki u promjenjivom omjeru. Prema sastavu zraka atmosferu čine donji sloj – homosfera do visine od otprilike 95 km i gornji sloj – heterosfera iznad te visine. U homosferi omjer osnovnih plinova (dušik, kisik, argon) i relativna molekularna masa zraka se ne mijenjaju. U sastav atmosfere ulaze i promjenjive komponente poput vodene pare, ugljikovog dioksida i ozona. Njihova je karakterističnost da upijaju Sunčevo i Zemljino zračenje i time bitno utječu na temperaturne odnose atmosfere i Zemljine površine.

Po svom sastavu atmosfera je mehanička smjesa više plinova koju se naziva zrak. Osnovni volumni sastav zraka je:

- Dušik (N_2) 78,09 %
- Kisik (O_2) 20,95 %
- Argon (A) 0,93 %
- Ugljični dioksid (CO_2) 0,03 %
- Preostalih 0,01 % uglavnom je smjesa metana, vodika, ozona i nekih plemenitih plinova[1].

2.1. Vertikalna struktura atmosfere

Kao što je navedeno u prethodnom poglavlju, cjelokupni zemljin omotač dijeli se na dva osnovna atmosferska dijela:

- Homosfera, koju čine tri sloja: troposfera, stratosfera i mezosfera. Temeljna značajka homosfere je molekularno stanje plinova. Njena gornja granica je na oko 90 km visine.
- Heterosfera, 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 i prijelazni slojevi od nekoliko stotina metara. Ti prijelazni slojevi imaju imena složena od imena prethodnoga sloja i nastavka "pauza". Tako se na primjer iznad troposfere nalazi tropopauza, a iznad stratosfere je stratopauza.

Od svih tih slojeva, za operacije zrakoplova od važnosti su za komercijalni zračni promet samo slojevi troposfera i iznimno i stratosfera [2].

Troposfera je najniži i najgušći sloj atmosfere. U njoj je veći dio ukupne mase atmosfera. Njena karakteristika je opadanje temperature s visinom, horizontalna i vertikalna gibanja zraka, u njoj se nalazi gotovo sva vodena para, pojavljuju se oblaci, to jest u njoj se odvijaju gotovo sve vremenske pojave. Visina troposfere nije stalna, ona se mijenja tijekom vremena s promjenama vremenskih prilika i prostorno, osobito s promjenom geografske širine. Najviša je iznad ekvatora, gdje doseže visinu između 16 i 18 kilometara. Porastom zemljopisne širine visina joj se smanjuje, tako da je u umjerenim zemljopisnim širinama između 9 i 12 km, a u polarnim od 6 do 8 km. Temperatura u troposferi opada u prosjeku s visinom $0,65\text{ }^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$, te su temperature na njoj gornjoj granici vrlo niske (-40°C do -80°C). Iznad ograničenih dijelova Zemljine površine može temperatura povremeno ostati nepromijenjena prema visini (izotermija) ili čak rasti s visinom (temperaturna inverzija). Prostrana područja inverzije obično se nalaze u zimsko doba godine u višim zemljopisnim širinama na visinama do 3 km, kada se donji sloj zraka jako hladi u polarnoj noći.

Tropopauza je prijelazni međusloj između troposfere i stratosfere, čija debljina varira od nekoliko stotina metara do nekoliko kilometara, a obilježava je zanemarivo mala promjena temperature s visinom. U nekim slučajevima tropopauza može iščezavati, a u drugim se javljaju dvije, ili čak tri tropopauze jedna iznad druge. U ljetnim mjesecima tropopauza se nalazi na većim visinama nego zimi. Za tropopauzu su karakteristična izrazita vodoravna gibanja zraka, dok su horizontalna vrlo slaba, osim u području njezina prekida.

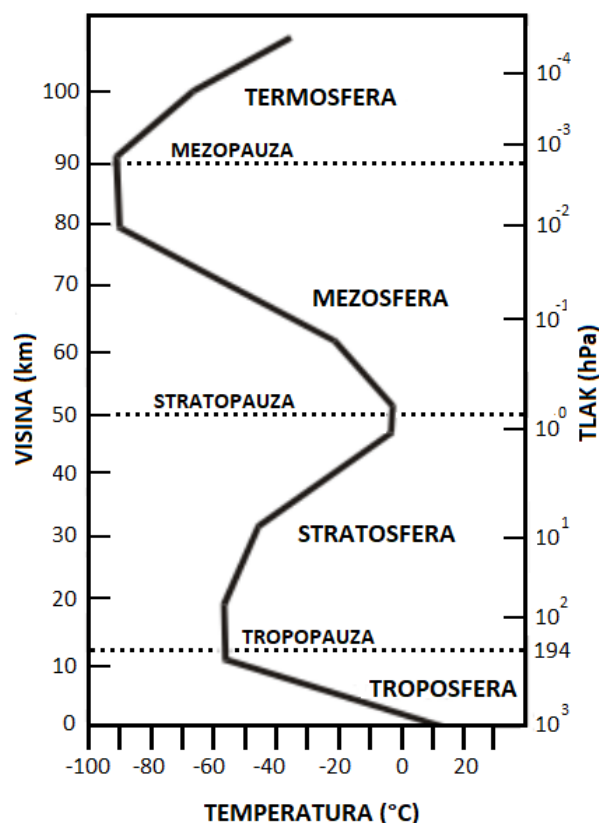
Stratosfera je sloj atmosfere iznad troposfere, odnosno tropopauze. Prostire se do visine od 50 do 55 km. Donja polovica stratosfere, do približno 30 – 35 km, zove se hladna stratosfera jer je u njoj temperatura niska i malo se mijenja s visinom. Gornji sloj je topla stratosfera i u njemu temperatura raste s visinom zbog upijanja ultraljubičastog Sunčeva zračenja u sloju ozona. Stoga u gornjim dijelovima stratosfere temperatura se giba oko 0°C s

mogućim odstupanjima +/- 20°C. Gibanja zraka u stratosferi su jaka. Na prijelazu između stratosfere i mezofere nalazi se tanak sloj zvan stratopauza. Taj sloj značajan je po malim promjenama temperature s visinom.

Mezosfera je sloj koji se nadovezuje na stratosferu. Gornja granica mezofere je na visini od približno 80 km. Temperatura zraka u tom sloju opada s visinom te u gornjim slojevima dostiže vrijednosti od -85°C do -90°C.

Termosfera je sloj koji se nastavlja na mezopauzu, a doseže visine od 800 km. U njoj temperatura naglo raste. Na 200 km temperatura je oko 900°C, na 600 km dostiže i 2.000°C. Dnevna kolebanja temperature također su vrlo velika oko 1.000°C.

Egzosfera je vanjski i posljednji sloj atmosfere koji se dovezuje na termosferu i gubi u svemirskom prostranstvu. Ovdje je temperatura izrazito visoka i doseže vrijednost od 4.000 km, pa su molekule i atomi plinova u stanju plazme i gibaju se kaotično [1]. Na slici 1. prikazani su slojevi atmosfere.



Slika 1. Prikaz slojeva atmosfere [3]

Voda u obliku vodene pare nalazi se u atmosferi kao jedna od njenih sastavnica smjese. Naziva se vlaga i mjeri se obično u postocima mase (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 kilometra visine, a 99 % do 10 kilometara. To znači da vlaga postoji zapravo samo u troposferi [2].

2.2. Međunarodna standardna atmosfera

Poznato je da značajke motora i letna svojstva zrakoplova ovise o stanju atmosfere, točnije o temperaturi, tlaku i stupnju vlažnosti. Kako se stanje atmosfere mijenja i po vremenu i po mjestu, to znači da bi se za isti zrakoplov izmjerene performanse na različitim mjestima razlikovale, jer se ne bi bile mjerene u istim atmosferskim uvjetima.

Kako bi se izbjegli nesporazumi oko interpretacije rezultata mjerenja raznih performansi i veličina koje ovise o karakteristikama atmosfere, uvodi se pojam SA (Standardna atmosfera). Standardna atmosfera određena je kao idealizirani model atmosfere s točno definiranim stanjem tlaka i temperature, te njihovom promjenom s visinom. Standardna atmosfera služi za razna računanja u meteorološkim i drugim djelatnostima. U uporabi je više standardnih atmosfera, iako se nastoje svesti samo na jednu. Međunarodna organizacija za civilno zrakoplovstvo (ICAO–*International Civil Aviation Organization*) usvojila je Međunarodnu standardnu atmosferu prema kojoj za zrak vrijede zakoni idealnog plina, tlak opada s visinom prema tzv. Laplaceovoj jednadžbi, temperatura je određena uspravnim temperaturnim gradijentima [1]. Polazni su elementi određeni za srednju morsku razinu u SI sustavu jedinica sljedeći:

- $P_0 = 1.013 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
- $T_0 = 288,16 \text{ K}$
- $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

A u EES sustavu jedinica:

- $P_0 = 2.116,2 \text{ lb/ft}^2$
- $T_0 = 518,69 \text{ R}$
- $\rho_0 = 0,002377 \text{ slug/ft}^3$

To su tzv. standardni uvjeti za razinu mora – ISA/SL uvjeti (*International Standard Atmosphere/ Sea Level*). Gustoća je izračunata iz jednadžbe stanja plina, s time da je plinska konstanta za zrak $R = 287 \text{ J/kgK}$ [4]. Fizikalne karakteristike standardne atmosfere prikazane su u tablici 1.

Tablica 1. Međunarodna standardna atmosfera

Visina [m]	Tlak [hPa]	Temperatura [°C]	Gustoća [kg/m ³]
0	1.013,25	+15,00	1,2250
500	955,12	+11,75	1,1660
1.000	899,36	+8,50	1,1110
1.500	844,52	+5,25	1,0580
2.000	795,29	+2,00	1,0060
2.500	747,13	-1,25	0,9567
3.000	697,37	-4,50	0,9089
3.500	657,87	-7,75	0,8630
4.000	616,65	-11,00	0,8189
4.500	577,42	-14,25	0,7766
5.000	540,33	-17,50	0,7359
5.500	505,11	-20,75	0,6953
6.000	471,89	-24,00	0,6595
6.500	440,54	-27,25	0,6236
7.000	410,65	-30,50	0,5889
7.500	382,50	-33,75	0,5563
8.000	355,95	-37,00	0,5249
8.500	331,01	-40,25	0,4948
9.000	307,39	-43,50	0,4660
9.500	285,11	-46,75	0,4386
10.000	64,30	-50,00	0,4124
10.500	244,68	-53,25	0,3874
11.000	226,27	-56,50	0,3636

Izvor: [5]

2.3. Tlak zraka

Tlak je skalarna veličina koja opisuje djelovanje sile na jedinicu površine, definirana je količnikom komponente sile F , koja djeluje okomito na površinu ploštine S , dakle formula je:

$$p = \frac{F}{S} \quad (1)$$

Gdje je:

- p – tlak, mjerna jedinica, prema SI sustavu je 1 paskal (Pa) no u meteorologiji se iz praktičnih razloga upotrebljava 100 puta veća jedinica, hektopaskal (hPa).
- F – sila, mjerna jedinica je njutn (N)
- S – površina, mjerna jedinica je m^2

Instrumenti koji se koriste za mjerenje tlaka su barometar, manometar i vakuummetar.

Hidrostatski tlak je tlak mirnoga fluida koji je uzrokovan vlastitom težinom. Ovisi o gustoći ρ fluida, dubini na kojoj se mjeri h i gravitacijskom ubrzanju g , dakle $p = \rho \cdot g \cdot h$, a ne ovisi o smjeru u kojem se mjeri. Hidraulički tlak djeluje na fluid izvana, a u fluidu se, prema Pascalovu zakonu, prenosi jednako u svim smjerovima i u cijelom volumenu fluida je konstantan. Hidrodinamički tlak pojavljuje se u fluidu koji struji, a sastoji se od statičkog i dinamičkoga dijela; potonji ovisi o brzini strujanja fluida što opisuje Bernoullijeva jednadžba [6].

U skladu s tom definicijom tlaka, može se slikovito reći da je prizemni tlak zraka jednak težini stupca zraka jediničnog presjeka, visine od tla do gornje granice atmosfere. Odnosno, atmosferski tlak je zapravo tlak koji atmosfera radi na Zemljino tlo. Ovaj tlak, koji je vrlo značajan u meteorologiji, javlja se kao posljedica same težine molekula zraka [7][8].

2.4. Gustoća zraka

Gustoća je masa tvari po jedinici volumena. U skladu s definicijom, mjerne jedinice za gustoću su kilogrami po kubičnom metru (kg/m^3).

Gustoća zraka izravno utječe na let zrakoplovom budući da o njoj ovisi:

- sila uzgona i sila otpora koje djeluju na letjelicu,
- potrebna brzina letjelica u svrhu održavanja željene visine leta i
- količina kisika koja ulazi u motor letjelice.

Gustoća zraka ne mjeri se izravno, nego se računa iz podataka temperature (T) i tlaka zraka (p) pomoću jednadžbe stanja idealnog plina:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \quad (2)$$

gdje je:

- ρ – gustoća zraka izražena u kg/m^3
- p – tlak zraka izražen u Pa
- T – apsolutna temperatura zraka izražena u K
- R – plinska konstanta suhog zraka $287,6 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$

Iz jednadžbe stanja idealnog plina izravno slijedi da gustoća zraka pada (raste) razmjerno:

- Padu (porastu) tlaka zraka
- Porastu (padu) temperature zraka

Prosječna promjena prizemne gustoće zraka može se tako vrlo jednostavno izračunati iz prosječnih prizemnih vrijednosti temperature i tlaka zraka. S obzirom na prosječni porast tlaka i pad temperature zraka s porastom geografske širine, prizemna gustoća zraka u prosjeku raste s porastom geografske širine. U odnosu na gustoću suhog zraka uz standardne ISA uvjete, koja iznosi $1,225 \text{ kg/m}^3$, gustoća vlažnog zraka je pri jednakim uvjetima manja. Najveća gustoća prizemnog zraka može se naći u sibirskoj zimskoj anticikloni gdje tlak zraka može biti vrlo visok uz iznimno niske temperature zraka ($1,55 \text{ kg/m}^3$), a najmanja ljeti u tropskom pojasu gdje tlak zraka može biti vrlo nizak, a temperatura zraka visoka ($1,15 \text{ kg/m}^3$).

S porastom visine gustoća zraka stalno pada. Na oko 6.500 m visine gustoća zraka je oko 50% prizemne gustoće, na oko 13.000 m oko 25%, a na oko 20.000 m visine oko 10 % prizemnih vrijednosti [8].

2.5. Temperatura zraka

Temperatura je fizikalna veličina kojom se izražava toplotno stanje nekog tijela, te je jedno od osnovnih obilježja vremena jer su promjene temperature osnovni pokretač vremenskih promjena. Temperatura u velikoj mjeri utječe i na druge meteorološke elemente i pojave, ali i na neke ljudske djelatnosti, osobito u zrakoplovstvu, a to su:

- tlak i gustoća zraka,
- stabilnost zraka,
- stvaranje vjetra,
- jakost isparavanja i kondenzacije,
- formiranje i razgradnja oblaka,
- formiranje i razgradnja magle i sumaglice,
- povećanje i smanjenje vidljivosti,
- formiranje i razgradnja poledice na tlu,
- zaleđivanje zrakoplova i
- duljina polijetanja, penjanja, visina leta i potisak motora [8].

Danas se u svijetu jednakopravno koristi nekoliko mjernih jedinica za temperaturu – Celzijusovi stupnjevi, Fahrenheitovi stupnjevi i Kelvinovi stupnjevi. Osnova njihove usporedivosti je mjerni raspon između ledišta i vrelišta čiste vode kojim se definiraju pripadne ljestvice:

- Celzijusova ljestvica – ledište vode je 0°C , a vrelište 100°C , koristi se u Hrvatskoj i općenito u Europi.
- Fahrenheitova ljestvica – ledište vode je 32°F , a vrelište vode je 212°F , koristi se u Sjevernoj Americi.
- Kelvinova ljestvica – mjera apsolutne temperature, osnovna SI jedinica, ledište vode je $273,15\text{ K}$, a vrelište je $373,15\text{ K}$, apsolutna nula je 0 K .

Temperatura zraka u slobodnoj atmosferi odnosi se na toplinsko stanje slojeva zraka koji su izvan izravnog utjecaja zračenja Zemljine površine. Podaci o temperaturi zraka na različitim visinama u slobodnoj atmosferi dobivaju se pomoću radiosondažnih balonskih mjerenja.

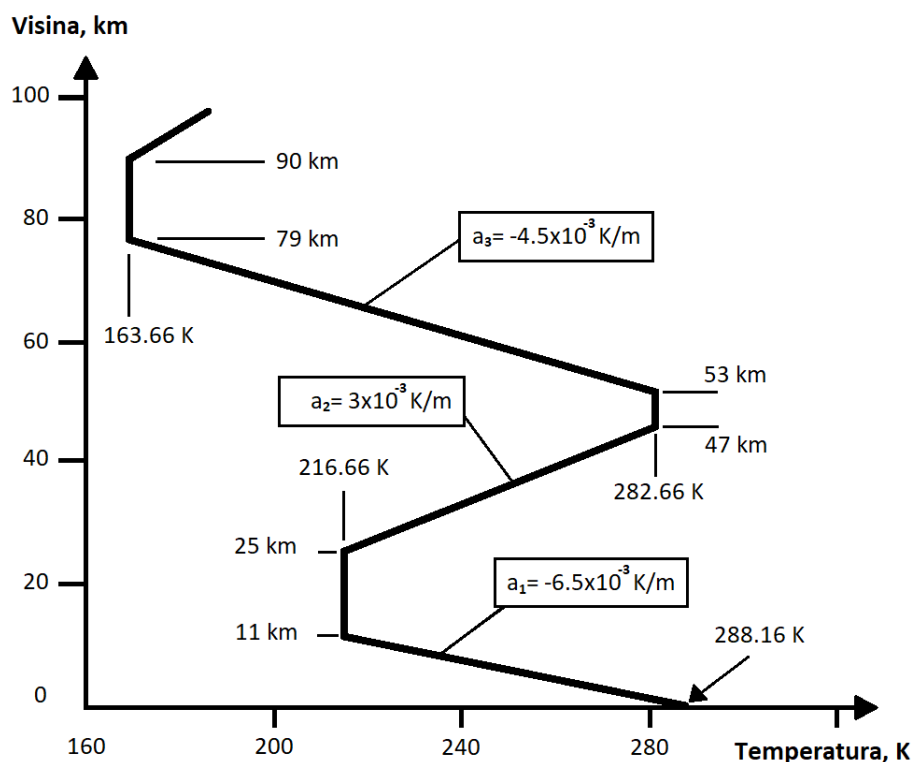
Kao što je rečeno u poglavlju o strukturi atmosfere, atmosfera ima raspoznatljivu strukturu s obzirom na prosječnu vertikalnu razdiobu temperature. Prema toj razdiobi, najniža tri sloja atmosfere su:

- troposfera – sloj atmosfere od tla do oko 10 do 15 km visine gdje temperatura zraka u prosjeku pada s visinom.
- tropopauza – sloj zraka iznad troposfere gdje se temperatura zraka uglavnom ne mijenja s visinom.

- stratosfera – sloj zraka iznad tropopauze gdje temperatura zraka ponovno raste s visinom.

Za razliku od opisanog prosječnog stanja atmosfere, u stvarnosti u troposferi temperatura zraka u nekom sloju može i rasti s porastom visine. Takva pojava zove se temperaturna inverzija. Temperaturna inverzija često nastaje pri tlu u kopnenim predjelima za vrijeme vedre zimske noći kada je izraženo noćno hlađenje tla i prizemnog sloja zraka. Tada je u višim slojevima zrak topliji od zraka neposredno uz tlo. Postojanje takve temperaturne inverzije pogoduje razvoju i zadržavanju prizemne magle [8].

Promjena temperature s visinom za standardnu atmosferu prikazana je na slici 2., a temelji se na prosječnim vrijednostima.



Slika 2. Promjena temperature s visinom za standardnu atmosferu [4]

Dakle za promjenu temperature s visinom vrijedi:

$$T = T_0 - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h \quad (3)$$

gdje je:

- T – temperatura zraka izražena u K
- T_0 – temperatura zraka na razini mora izražena u K

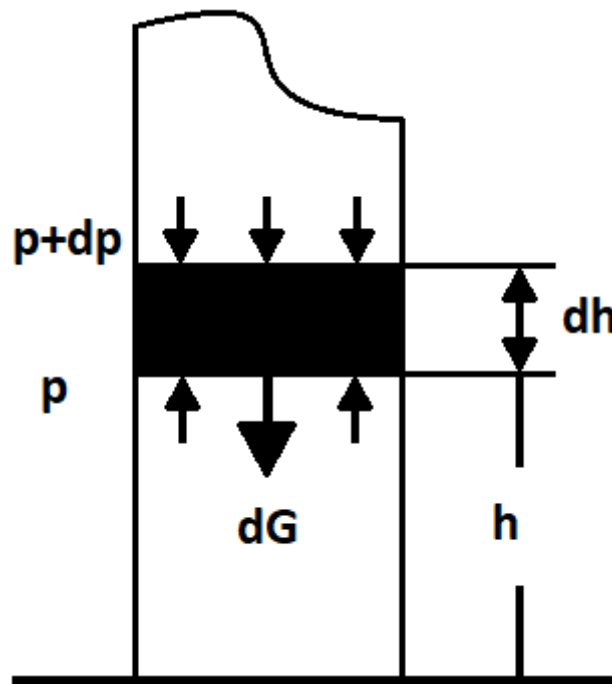
Na visini od 11.000 m temperatura iznosi $T_1=216,66$ K, i ta temperatura ostaje ista do visine od 25.000 m, kada se počinje povećavati [4].

2.6. Promjena tlaka s visinom za standardnu atmosferu

Kako tlak zraka nastaje zbog težine zraka po jedinici površine, jasno je da s porastom visine tlak zraka jednoliko pada s visinom. Korisno je poznavati razliku u tlaku između dviju točaka koje su jedna iznad druge: ta razlika je jednaka težini stupca zraka između te dvije točke. U skladu sa zakonima fizike slijedi da uz pretpostavku neke prosječne vertikalne razdiobe temperature zraka, tlak postaje jednostavna funkcija visine. Posljedica toga je da se sam iznos promjene visine s promjenom tlaka zraka jednostavno izračuna uz pomoć barometarske formule [7].

Za usvojenu promjenu temperature od visine $T=T(h)$, moguće je izračunati i promjenu tlaka $p=p(h)$ i gustoće $\rho=\rho(h)$ s visinom.

Za određivanje zakona promjena tlaka s visinom, promatra se jedna elementarna zapremina zraka u statičkoj ravnoteži, na nekoj visini h , kao što je to prikazano na slici 3. [4].



Slika 3. Prikaz statičke ravnoteže zraka [4]

Izraz jednadžbe ravnoteže je :

$$\begin{aligned} \sum F_z &= 0 \\ p \cdot A - p(p + dp) \cdot A - g \cdot \rho \cdot dh \cdot A &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

Nakon sređivanja izraza (4) diferencijalna jednadžba ravnoteže glasi:

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dh \quad (5)$$

Za velike razlike visine h , potrebno je uzeti u obzir i promjenu gustoće,

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T}$$

Uvrštavanjem u izraz (5) dobije se:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{R \cdot T} dh \quad (6)$$

Tu jednadžbu prvo će se primijeniti za troposferu. U troposferi ($0 \leq h \leq 11.000$ m) temperatura se mijenja prema sljedećem zakonu:

$$T = T_0 - 6,5 \cdot 10^{-3} h$$

Potrebno je definirati temperaturni gradijent za troposferu:

$$a_1 = \frac{\Delta T}{\Delta h} = \frac{dT}{dh} = -6,5 \cdot 10^{-3}$$

Nakon čega jednadžba ravnoteže glasi:

$$dp = -\rho \cdot g \cdot \frac{dT}{a_1}$$

$$dp = -\frac{p}{R \cdot T} g \frac{dT}{a_1}$$

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{R \cdot a_1} \frac{dT}{T}$$

Nakon integriranja u granicama od p_0 i T_0 do nekog tlaka p i temperature T proizlazi:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-\frac{g}{R a_1}} \quad (7)$$

Gdje je:

$$T = T_0 + a_1 \cdot h$$

Budući da vrijedi:

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\rho \cdot R \cdot T}{\rho_0 \cdot R \cdot T_0} = \frac{\rho \cdot T}{\rho_0 \cdot T_0}$$

$$\frac{\rho \cdot T}{\rho_0 \cdot T_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-\frac{g}{a_1 R}}$$

Odnosno:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-\left(\frac{g}{a_1 R} + 1\right)} \quad (8)$$

U izotermalnom sloju, ($11.000 \leq h \leq 25.000$ m) temperatura je konstantna i iznosi $T_1 = 216,66$ K.

Lijevu i desnu stranu izraza (6) integrira se u granicama od:

- h_1 do h : gdje je h_1 visina na početku izotermalnog sloja, $h_1=11.000\text{m}$
- p_1 do p : gdje je p_1 tlak na početku izotermalnog sloja, dobiven na temelju izraza (3), gdje tlak iznosi $p_1 = 2,26 \cdot 10^4 \text{ Pa}$

Integracijom se dobije:

$$\ln \frac{p}{p_1} = -\frac{g}{R \cdot T_1} (h - h_1)$$
$$\frac{p}{p_1} = e^{-\left(\frac{g}{R \cdot T_1}\right)(h-h_1)} \quad (9)$$

Gustoća se s visinom mijenja prema:

$$\frac{p}{p_1} = \frac{\rho \cdot R \cdot T_1}{\rho_1 \cdot R \cdot T_1} = \frac{\rho}{\rho_1}$$
$$\frac{\rho}{\rho_1} = e^{-\left(\frac{g}{R \cdot T_1}\right)(h-h_1)} \quad (10)$$

Time je uspostavljena veza između visine, temperature, tlaka i gustoće zraka za visine do 25.000 m. To je područje visina koje je posebno zanimljivo jer se jedino u njemu za sada odvija zračni promet [4].

3. Performanse zrakoplova

Svaki let zrakoplova sastoji se od faza polijetanja, penjanja, horizontalnog leta, zaokreta i u konačnici slijetanja zrakoplova. Pod pojam performanse letjelice podrazumijevaju se sposobnosti promatranog zrakoplova u specifičnom režimu, odnosno fazama leta. U fizikalnom pogledu temelj proračuna performansi je drugi Newtonov zakon gibanja koji tvrdi ako na tijelo mase m djeluje sila F , ona mu daje ubrzanje, to jest, promjena količine gibanja razmjerna je djelovanju sile te se odvija u smjeru prisutne sile. Prema osnovama aerodinamike na zrakoplov tijekom leta djeluju četiri osnovne sile: sila uzgona, sila gravitacije, sila otpora i sila potiska (ili vučna sila kod zrakoplova s klipnim motorom). U svim fazama leta pojavljuju se i različita opterećenja na avionu kao posljedica aktivnih sila.

Aerodinamički parametri koji su ključni u izračunu performansi aviona predstavljeni su ukupnim koeficijentom otpora zrakoplova – polarom zrakoplova. Ukupni koeficijent otpora definiran je sljedećom formulom:

$$C_D = C_{D,e} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (11)$$

Gdje je:

- C_D – ukupni otpor zrakoplova
- $C_{D,e}$ – otpor pri nultom uzgonu – parazitni otpor - ovisi o aerodinamičkim karakteristikama samog zrakoplova ,
- C_L – ukupni koeficijent uzgona zrakoplova,
- π – Ludolfov broj (3,14),
- e – Oswaldov koeficijent – pokazatelj aerodinamičke uspješnosti,
- AR – aspektni odnos krila (vitkost krila); predstavlja omjer kvadrata raspona krila i površine krila [9].

Performanse zrakoplova sastoje se od najvećeg doleta zrakoplova, najdužeg vremena letenja, najvećeg kuta penjanja, najmanjeg kuta spuštanja (bez pogonske sile), najmanjeg polumjera horizontalnog zaokreta i vertikalnog zaokreta itd. Sve ove veličine se izračunavaju za točno određene uvjete leta. Ti uvjeti u stvarnosti nisu ispunjeni, ali omogućuju ocjenjivanje i komparaciju zrakoplova. S obzirom na to da ti uvjeti nisu daleko od realnih, oni predstavljaju i prvu aproksimaciju onog što zrakoplov može izvesti u stvarnosti.

Prva je pretpostavka da nema vjetra. Posljedica je ove činjenice, da se aerodinamička sila nalazi u ravnini simetrije zrakoplova, zato što komponenta aerodinamičke sile okomite na ravninu simetrije zrakoplova postoji samo kad postoji kut klizanja i/ili 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, to jest da su sve tri komponente aerodinamičkog momenta jednake nuli.

Treća pretpostavka je da performanse zrakoplova računaju ne uzimajući u oblik krivinu i rotaciju Zemlje (utjecaj rotacije Zemlje definiran je preko ubrzanja g) [10].

3.1. Dolet zrakoplova

Dolet zrakoplova je daljina do koje zrakoplov može letjeti u horizontalnom letu s obzirom na količinu goriva koju nosi i na specifičnu potrošnju goriva.

Realno, prije horizontalnog leta, zrakoplov potroši neku količinu goriva u polijetanju i penjanju. Isto tako za slijetanje mu je potrebna neka količina goriva, a propisi zahtijevaju da postoji i rezervna količina goriva. Prema tome, u realnosti za horizontalni let je raspoloživ samo jedan dio (veći dio) goriva od ukupne količine koju zrakoplov može ponijeti.

Ipak, kad se govori o doletu kao performansi zrakoplova, računa se kao da je cijela količina goriva koju zrakoplov može ponijeti potrošena u horizontalnom letu [2].

3.2. Polijetanje

Polijetanje je gibanje zrakoplova od mirovanja na uzletno-sletnoj stazi do postizanja visine leta h_{obs} . Ta se visina naziva visina nadvisivanja prepreke (obstacle clearance altitude). Prema civilnim standardima $h_{obs} = 10,7$ m (35 ft), a prema vojnim $h_{obs} = 15,2$ m.

Sa C_{Lmax} se označava maksimalni koeficijent uzgona za konfiguraciju pri polijetanju, a to znači za konfiguraciju s izbačenim zakrilcima te s izbačenim kotačima.

Sa V_{stall} se označava aerodinamička brzina koja s tim koeficijentom daje uzgon jednak težini letjelice:

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

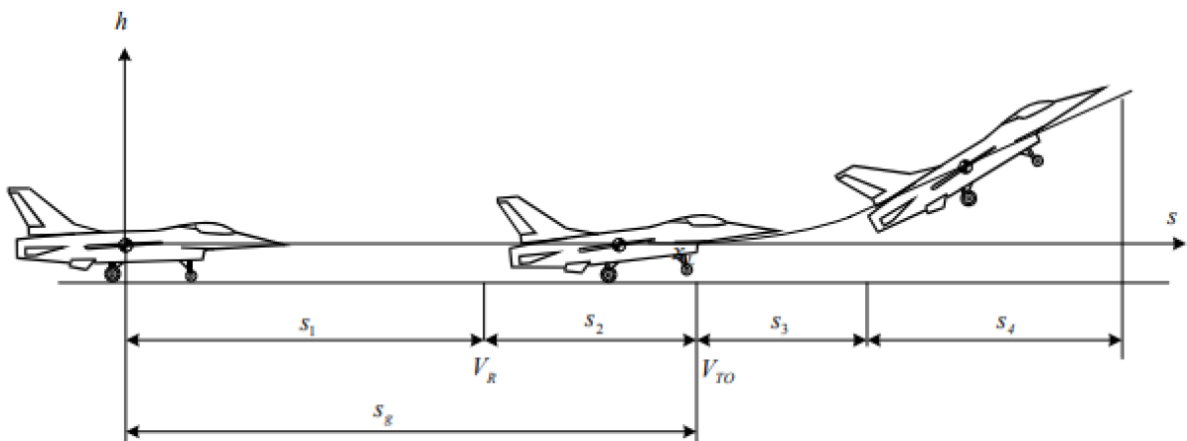
Brzina V_{stall} je najmanja moguća brzina kojom se može zrakoplov odvojiti od piste, jer za još manju brzinu trebao bi veći koeficijent uzgona, a ne postoji veći koeficijent uzgona od C_{Lmax} .

Ako zrakoplov polijeće s tim koeficijentom uzgona i tom brzinom, može nastati slom uzgona pri malom poremećaju brzine iz bilo kojeg razloga. Zato se odvajanje ne izvodi s tom brzinom već s 10% većom brzinom:

$$V_{TO} = 1.10 \cdot V_{stall} \quad (13)$$

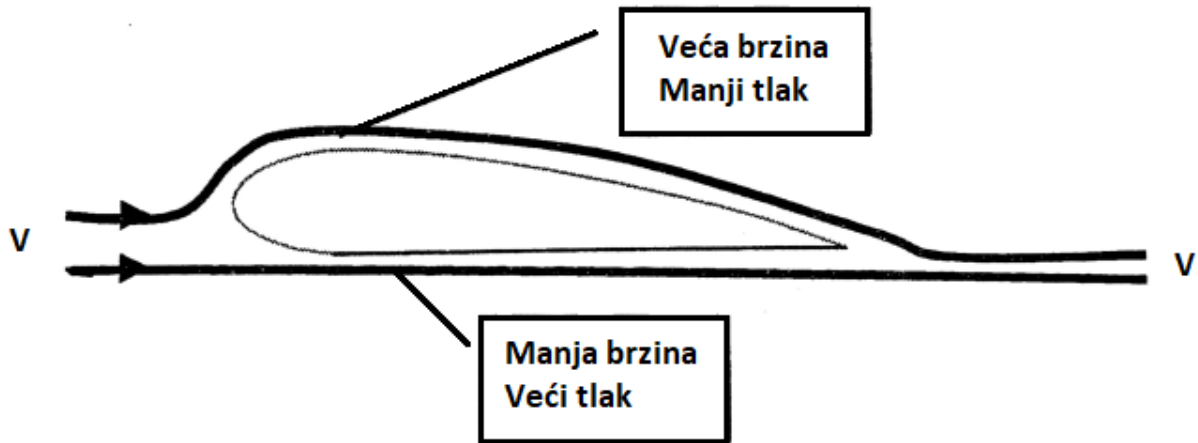
Tri točke oslonca zrakoplova na pisti čine dva stražnja kotača na udaljenosti l_s od središta mase i treći na početku tijela zrakoplova čine tzv. tricikl. Cjelokupan proces polijetanja takvih zrakoplova, prikazan na slici 4., može se podijeliti na tri ili četiri dijela:

- prvi dio čini zalijetanje zrakoplova, duljine s_1 , na sva tri kotača po pisti iz stanja mirovanja do postizanja brzine V_R ,
- drugi dio, duljine s_2 , zalijetanje od brzine V_R do postizanja brzine V_{TO} te odvajanja prednjeg kotača od piste, tj. propinjanja zrakoplova oko osi stražnjih kotača
- treći dio, duljine s_3 , odvajanje stražnjih kotača od piste a zatim vertikalni zaokret zrakoplova do postizanja željenog kuta penjanja ili visine h_{obs}
- ako je zrakoplov postigao kut penjanja prije nego što je postigao propisanu visinu on nastavlja u četvrtom dijelu, duljine s_4 , pravocrtno penjanje do postizanja te visine [2].



Slika 4. Faze polijetanja zrakoplova [2]

Sila uzgona najvećim se dijelom formira pomoću krila. Ona djeluje na način da čestice zraka u strujnici na gornjoj strani krila, odnosno aeroprofila, imaju veću brzinu nego na donjoj strani krila. Ako se primjeni Bernoullijev zakon na strujnice, proizlazi da se u području većih brzina nalazi područje manjeg tlaka. To znači da će na gornjoj strani krila biti manji tlak nego na donjoj strani. Na slici 5. prikazan je aeroprofil u struji zraka. Zbog razlike tlakova formira se sila koja se naziva uzgon, a njen utjecaj na performanse zrakoplova bit će objašnjen u sljedećim poglavljima [4].

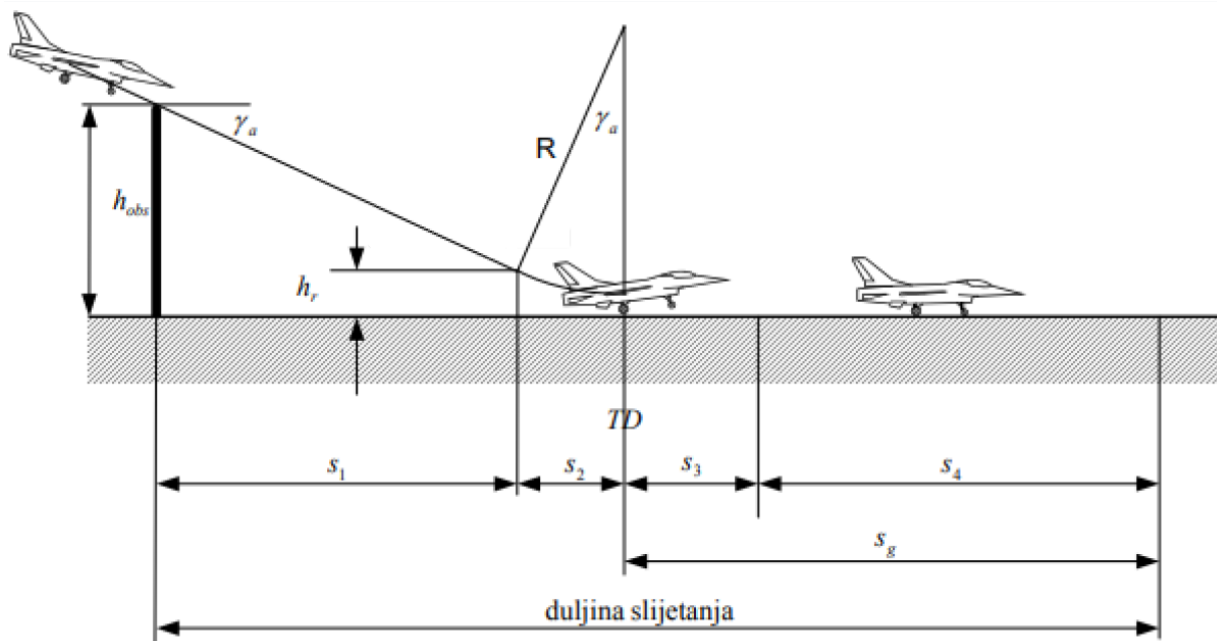


Slika 5. Strujna slika oko aeroprofila [4]

3.3. Slijetanje

Slijetanje započinje s propisane visine, kao što je prikazano na slici 6. Od tog mjesta počinje se mjeriti duljina slijetanja, pa sve do zaustavljanja letjelice. Zrakoplov prilazi na slijetanje bez pogonske sile, s aerodinamičnom brzinom koja prema svojem iznosu mora biti veća ili jednaka $1,3 \cdot V_{\text{stall}}$ i pod kutom brzine γ_a . Kao i polijetanje, proces slijetanja također se može podijeliti u četiri faze:

- prvi dio je od visine do h_{obs} do visine h_r , gdje započinje vertikalni zaokret zrakoplova,
- drugi dio čini vertikalni zaokret s polumjerom R od visine h_r do trenutka dodira stražnjih kotača s kolnikom staze,
- treći dio je rotacija zrakoplova do dodira prednjeg kotača s kolnikom staze i,
- četvrti dio je samo usporavanje na pisti.



Slika 6. Faze slijetanja zrakoplova [2]

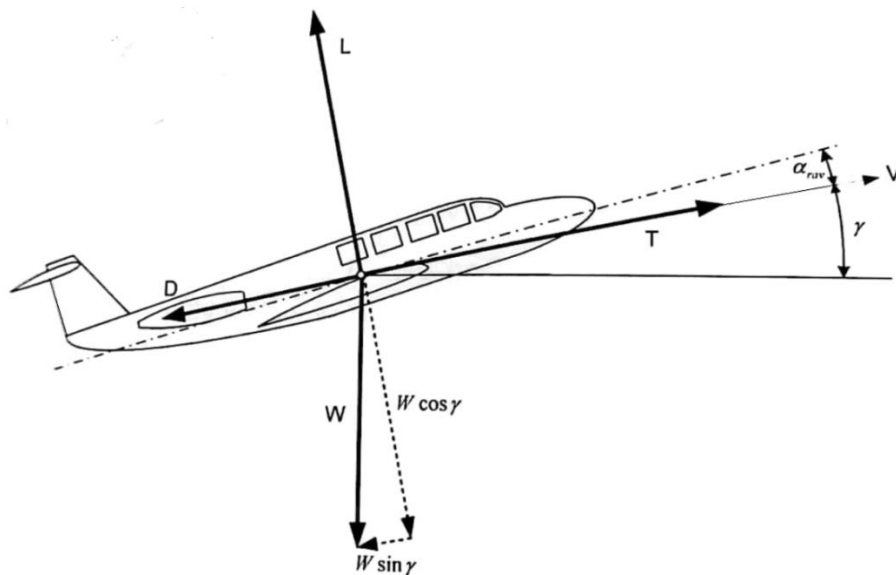
U fazi slijetanja zrakoplova obično se koristi kombinacija zakrilca i pretkrilca, koja su pri slijetanju potpuno izbačena [2].

Pretkrilca su dodatne površine koje se postavljaju na napadnu ivicu zrakoplova i služe za bolje opstrujavanje krila na većim napadnim kutovima. Zakrilca su pokretne aerodinamičke površine postavljene duž stražnjeg dijela krila, koje povećavaju kut spuštanja i smanjuju brzinu spuštanja, tj. povećavaju koeficijent uzgona čime se može učinkovito smanjiti dužina staze za polijetanje i/ili slijetanje. Vrste zakrilaca su [11]:

- obično zakrilce,
- podijeljeno zakrilce,
- podijeljeno zakrilce s translacijom,
- zakrilce s procijepom,
- Fowlerovo zakrilce,
- zakrilce s dva procijepa.

3.4. Penjanje

U zrakoplovnoj terminologiji brzina penjanja V_V označava se sa R/C (*Rate of Climb*), a sa G se označava tangens kuta penjanja γ koji se još naziva i gradijent penjanja (*Climb Gradient*). Sile koje djeluju na zrakoplov u penjaju su prikazane na slici 7.



Slika 7. Djelovanje sila na zrakoplov u penjanju [2]

Ako se penjanje (spuštanje) odvija konstantnom brzinom tada se dobije da je:

$$L = W \cos \gamma \quad (14)$$

Iz navedene jednakosti, koja je potrebna za penjanje (spuštanje), nameće se sljedeći uvjet za penjanje pod kutom γ :

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

Gdje je:

- V – aerodinamička brzina [m/s],
- C_L – koeficijent uzgona,
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3],
- W – težina [N].

S kojom će se brzinom leta V , i s kolikim koeficijentom uzgona C_L , zrakoplov penjati pod željenim kutom γ , nije unaprijed određeno. Postoje dvije mogućnosti:

- penjanje pod najvećim kutom penjanja, tzv. BAC (*Best Angle of Climb*),
- penjanje s najvećom brzinom penjanja, tzv. BRC (*Best Rate of Climb*).

Ako se zrakoplov penje s konstantnom brzinom, onda je potrebna pogonska sila:

$$T_R = D + W \sin \gamma \quad (16)$$

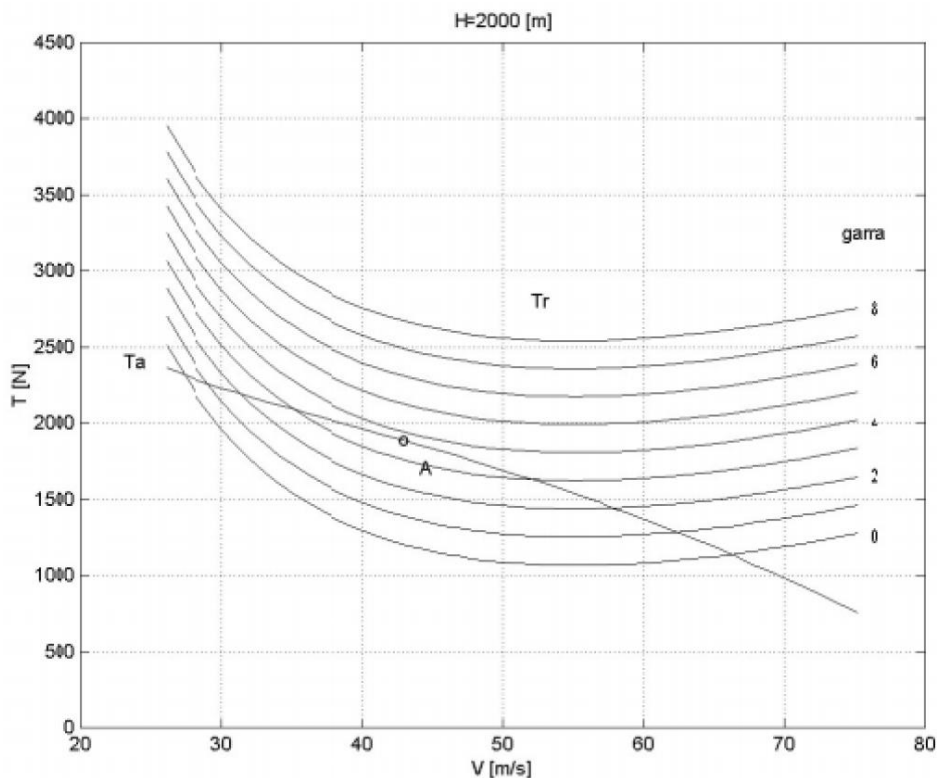
Za razliku od horizontalnog leta, sada je potrebno svladati ne samo otpor već i dodatnu komponentu težine. Otpor u penjanju isti je kao i u horizontalnom letu. Međutim, kako uzgon ovisi o kutu penjanja $L = W \cos \gamma$, otpor u penjanju nije više samo funkcija brzine već ovisi i o kutu penjanja. Zamjenom uzgona sa $W \cos \gamma$ te dodavanjem sili otpora dodatne komponente duž brzine od sile težine sili otpora dobije se da je potrebna pogonska sila:

$$T_r = \frac{\rho S C_{D0}}{2} V^2 + \frac{2KW^2}{\rho S} \frac{1}{V^2} \cos^2 \gamma + W \sin \gamma \quad (17)$$

gdje je:

- T_r – potrebna pogonska sila [N],
- C_{D0} – aerodinamički koeficijent sile,
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3],
- S – površina [m^2],
- V – aerodinamička brzina [m/s],
- K – koeficijent induciranog otpora zraka,
- W – težina [N].

Potrebna sila ovisi o više parametra: prvo ovisi o brzini leta V , zatim o kutu penjanja γ i konačno o gustoći zraka koja se mijenja s visinom. To znači da će na nekoj određenoj visini, gdje gustoća zraka ima neku određenu vrijednost, potrebna sila T_r ovisiti o brzini leta V i o izabranom kutu penjanja γ . Kako se za određenu visinu može odrediti gustoća zraka tako se može promatrati dijagram kao na slici 8., na kojemu su ucrtane krivulje potrebne sile T_r za konstantne kutove penjanja od 0° do 90° . Na prikazanom dijagramu ucrtana je i krivulja T_a koja na toj visini ovisi isključivo o brzini leta. Kao i u slučaju horizontalnog leta za neki određeni kut penjanja, presjekom krivulja T_r i T_a dobivaju se V_{\min} i V_{\max} , granice intervala mogućih brzina s kojima se može zrakoplov kretati pod kutom.



Slika 8. Potrebna i raspoloživa sila na visini 2.000 m [2]

Povećanjem kuta penjanja, kao što se vidi na slici 8., taj se interval smanjuje, da bi se za neki određeni kut penjanja te dvije krivulje $T_a(V)$ i $T_r(V, \gamma)$ dodirivale 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 se zove BAC (engl. Best Angle of Climb) te se može vidjeti na slici 8. i označen je točkom A. Označava ga se s γ_{BAC} , a istodobno se na apscisi točke A može očitati kojom brzinom V_{BAC} zrakoplov treba letjeti. Koeficijent uzgona, za taj najveći kut penjanja, nalazi se iz uvjeta da je $L = W \cos \gamma$:

$$C_L = \frac{2W \cdot \cos \gamma}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (18)$$

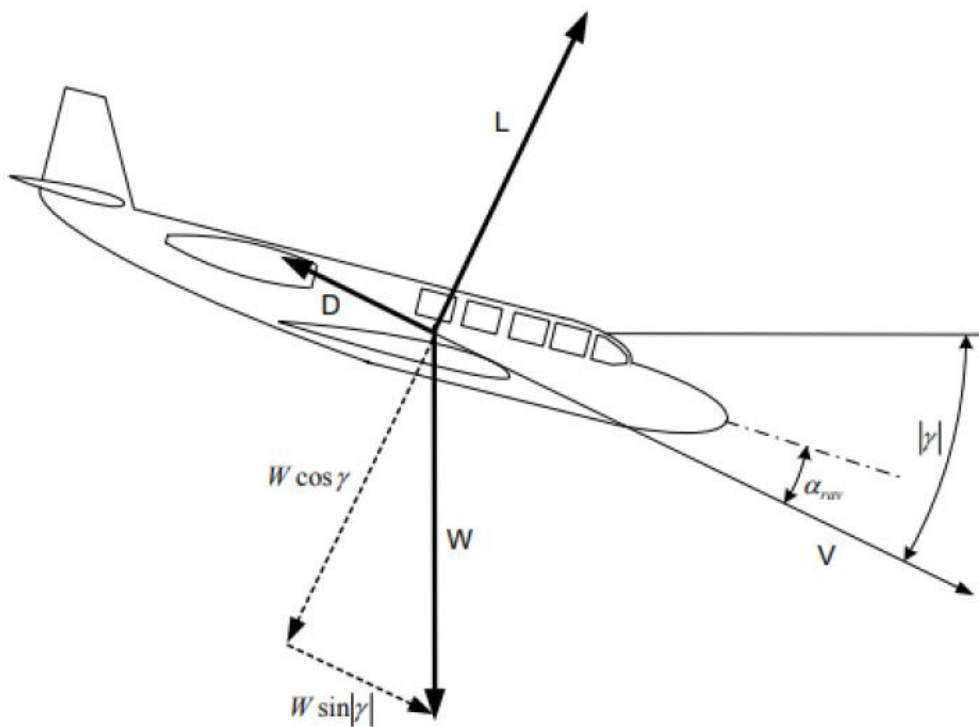
Gdje je:

- C_L – koeficijent uzgona,
- W – težina [N],
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3],
- S – površina krila [m^2],
- V – intenzitet aerodinamičke brzine [m/s].

Međutim, to rješenje dobije se za jednu visinu, što znači da će za neku drugu visinu vrijednosti kuta penjanja γ , brzine leta V_{BAC} i koeficijenta uzgona C_{LBAC} biti drugačije. Na temelju analize zaključuje se da te vrijednosti nisu konstantne već se mijenjaju s visinom, svakoj visini odgovara neki drugi najveći kut penjanja koji se smanjuje s visinom da bi na vrhuncu bio jednak nuli [2].

3.5. Spuštanje

Za razliku od penjanja, kod spuštanja je kut γ negativan. Na slici 9. prikazano je djelovanje sila na zrakoplov prilikom spuštanja.



Slika 9. Djelovanje sila na zrakoplov prilikom spuštanja [2]

Jednadžbe su iste, te za slučaj spuštanja s konstantnom brzinom i konstantnim kutom dobije se da je potrebna pogonska sila:

$$T_r = D - W \sin|\gamma| \quad (19)$$

$$L = W \cos|\gamma| \quad (20)$$

Nakon sređivanja jednadžbi, njihovim dijeljenjem dobiva se da je za spuštanje s konstantnom brzinom bez pogona potreban kut spuštanja:

$$\tan|\gamma| = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} \quad (21)$$

Gdje je:

- $\tan|\gamma|$ – kut propinjanja brzine,
- D – otpor [N],
- L – uzgon [N],
- C_D – koeficijent otpora,
- C_L – koeficijent uzgona.

Odnos C_D/C_L ovisi samo o C_L zato što je $C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$, a C_{D0} i K su konstante. Koeficijent uzgona ovisi o odklonu kormila visine, pa se postavljanjem odklona kormila tako da je kut $|\gamma|$ najmanji dobije najveći dolet. Znači pri spuštanju bez pogona, s konstantnom brzinom, bit će najmanji kut spuštanja $|\gamma|$ ako je koeficijent uzgona $C_L = \sqrt{C_{D0}/K}$. Taj najmanji kut spuštanja je vrlo bitan ako se želi najdalje doletjeti bez motora, jer je:

$$x = \frac{H}{\tan|\gamma|} \quad (22)$$

Gdje je H visina na kojoj se nalazi zrakoplov na početku spuštanja. Brzinu leta u spuštanju određuje se s jednadžbom:

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

Gdje je:

- V – brzina leta u spuštanju [m/s],
- W – težina [N],
- L – uzgon [N],
- D – otpor [N],
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3],
- S_{ref} – referentna površina krila [m^2],
- C_D – koeficijent otpora,
- C_L – koeficijent uzgona [2].

4. Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova

Postoje brojne meteorološke pojave koje imaju značajan utjecaj na performanse zrakoplova. Gustoća zraka, koja utječe direktno na performanse zrakoplova i zrakoplovnih motora, ovisi o visini koja se određuje uz pomoć statičkog tlaka i temperature što će biti detaljnije objašnjeno u daljnjem tekstu. Brzina vjetera kao i njegov smjer koji u odnosu na zrakoplov može biti čeon, leđni i bočni, određuje dužinu uzletno-sletne staze i duljinu koja je potrebna zrakoplovu za polijetanje i slijetanje. Uz sve to, utjecaj na polijetanje i slijetanje ima i trenutno stanje uzletno-sletne staze, odnosno kiša, snijeg, suhi uvjeti i slično [12].

4.1. Utjecaj tlaka na performanse zrakoplova

U drugom poglavlju objašnjeno je kako se atmosferski tlak smanjuje s visinom, što znači da je bitan za izravno određivanje visine i promjene visine leta zrakoplova uz pomoć visinomjera. Duljina staze potrebna za operacije slijetanja i polijetanja zrakoplova također je u ovisnosti o atmosferskom tlaku zraka. Sustav visinomjera je tvornički baždaren na uvjete tzv. standardne atmosfere, koja točno definira zakonitosti po kojima se mijenjaju tlak, temperatura i gustoća zraka u zavisnosti od visine, kao i vrijednosti ovih veličina na Zemlji [13].

Osim radio visinomjera i globalnog sustava satelitske navigacije visina na kojoj zrakoplov leti može se mjeriti i uz pomoć barometarskog visinomjera kojeg svaki zrakoplov nužno mora imati. Njime se visina određuje posredno, odnosno preko stanja atmosfere.

Da bi se jasnije i točnije odredile očekivane performanse zrakoplova u određenim uvjetima uvedeni su pojmovi visina po tlaku (engl. pressure altitude), visina po temperaturi (engl. temperature altitude) i visina po gustoći (engl. density altitude).

Radi boljeg shvaćanja problematike, navedene pojmove potrebno je objasniti:

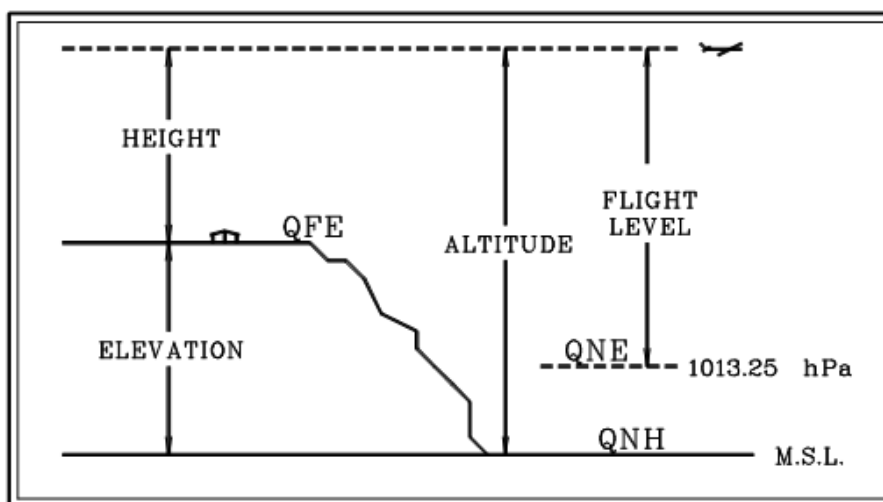
- visina po tlaku – određuje se mjerenjem statičkog tlaka, koji ako je poznat na nekoj visini, tada se npr. pomoću izraza (8) i (9) može izračunati visina. Ovako proračunata visina točna je u onoj mjeri u kojoj je točna pretpostavka da je raspored temperatura u atmosferi odgovarao standardnim.
- visina po temperaturi – određuje se na temelju izmjerene statičke temperature zraka. Kod standardne atmosfere do 11.000 m, na temelju izmjerene temperature jednoznačno je određena visina. Ovdje, kao i u slučaju visine po tlaku, točnost određivanja visine ovisi o tome da li je raspored temperatura u trenutku mjerenja bio jednak standardnoj atmosferi.

- visina po gustoći – određuje se na način da se izmjere statičke vrijednosti tlaka i temperature, te da se na temelju izračunate gustoće odredi izračunata visina.

Kada se visina mjeri barometarskim visinomjerom, tada se na njemu može očitati nekoliko različitih visina, u ovisnosti od referentne linije na koju se podešava visinomjer, a to su:

- relativna visina (engl. Height) – visina određena na temelju tlaka zraka na nekoj određenoj površini npr. na razini aerodroma ili uzletno – sletnoj stazi istog. Visinomjer će u tom slučaju na zemlji prikazivati visinu nula.
- razina leta (engl. Flight Level) – to je visina određena na temelju pretpostavke da je na visini tla vladao standardni tlak $p=1.013$ mbar.
- apsolutna visina (engl. Altitude) – za mjerenje apsolutne visine visinomjer bi se prije polijetanja trebao podesiti da pokazuje nadmorsku visinu aerodroma, odnosno na skali tlaka se postavlja atmosferski tlak koji u datom trenutku vlada na razini mora.

Svaki od navedenih podataka o tlaku označava se međunarodno propisanom Q kodom. Tako se relativna visina označava skraćenicom QFE, razina leta oznakom QNE, a apsolutna visina označava se sa QNH [4]. Na slici 10. prikazan je njihov međusobni odnos visina.



Slika 10. Prikaz određivanja visine po tlaku [14]

4.2. Određivanje visine po tlaku

Visina na kojoj je zrakoplov još uvijek u mogućnosti penjati se određenom brzinom penjanja naziva se operativni vrhunac leta. Apsolutni vrhunac leta je pojam koji se veže uz teoretsku visinu na kojoj je brzina penjanja zrakoplova jednaka nuli. Visina po tlaku utvrđuje se u odnosu na statički tlak koji se mjeri preko statičkog otvora koji je dio Pitot-statičkog sustava. Pomoću te visine određuju se operativni i apsolutni vrhunac leta.

Gustoća zraka se određuje prema visini po tlaku, što znači da će sila uzgona i učinak motora biti ovisne o visini. Za sve proračune primjenjuje se visina po tlaku. Visina po tlaku koja se određuje za neki aerodrom predstavlja okomitu udaljenost aerodroma u stopama iznad ili ispod izobare 1.013,25 hPa. Kako se stanje okolnog tlaka mijenja tako se mijenja i PA (engl. *Pressure altitude*) na aerodromu, stoga su piloti obvezni samostalno odrediti visinu po tlaku iz razloga što samo veliki aerodromi nude podatke visine po tlaku.

Visina po tlaku računa se sljedećom formulom:

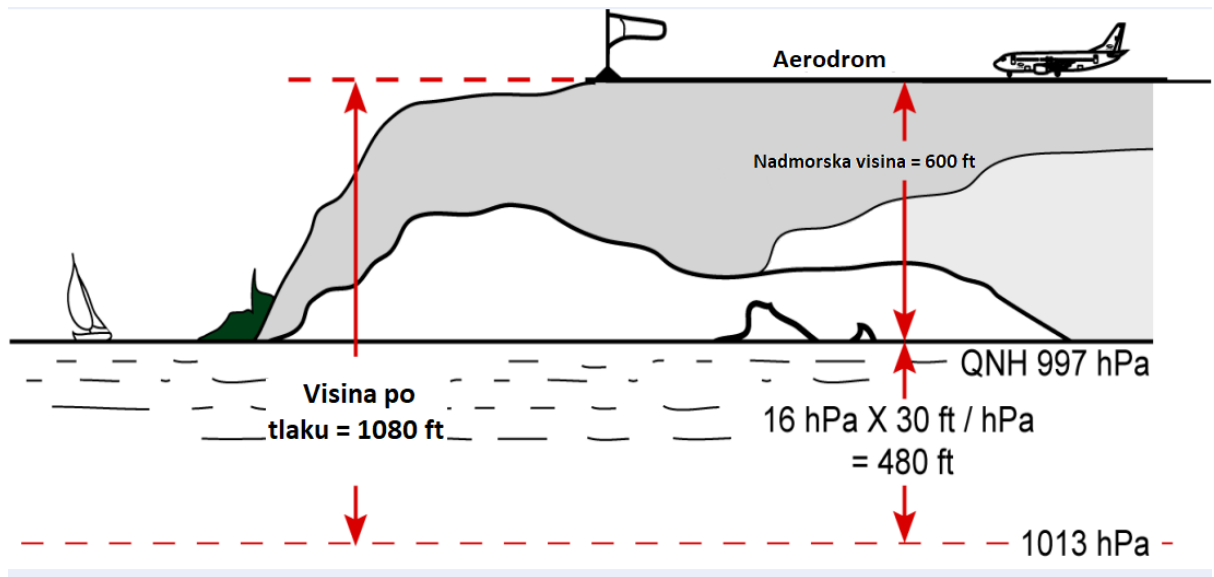
$$PA = H + [(1.013 - QNH) \cdot 30] \quad (23)$$

Gdje su:

- PA – visina po tlaku u ft,
- H – nadmorska visina aerodroma ili zračne luke u ft,
- QNH – trenutni tlak zraka na aerodromu u Pa.

Za određivanje razlike tlakova uzima se da 1 hPa predstavlja 30 ft [15].

Proračun visine po tlaku nalaže da neki određeni aerodrom ima poznatu nadmorsku visinu te je ona po svom iznosu uvijek ista, odnosno da njena vrijednost ne ovisi ni o čemu. Uz to je potrebna i informacija o trenutnom tlaku zraka na aerodromu. Sada se u gore navedenu formulu uvrštavaju traženi podaci. Nadmorska visina aerodroma unosi se prva, u ovom slučaju ona iznosi 600 ft, zatim je potrebno izračunati razliku između standardnog tlaka zaokruženog na 1.013 hPa i QNH tlaka koji ovdje iznosi 997 hPa. Tu razliku je potrebno pomnožiti s 30 i konačni rezultat predstavlja trenutnu visinu po tlaku aerodroma. Na slici 11. je prikazan primjer izračuna [12].



Slika 11. Prikaz izračuna visine po tlaku [12]

4.3. Utjecaj gustoće na performanse zrakoplova

Pri uravnoteženom horizontalnom letu, na zrakoplov djeluju četiri osnovne sile koje pomoću horizontalnih površina ostvaruju sile za održavanje zrakoplova u zraku. Te sile su sila potiska (ili vučna sila), odnosno sila koju stvaraju motori zrakoplova izlaznim potiskom mlaznog motora ili propelera, sila otpora koja nastaje prilikom opstrujavanja viskoznog fluida oko tijela, gravitacijska sila zemljine sile teže te sila uzgona, koja se najvećim dijelom formira pomoću krila i djelomično uz pomoć repnih horizontalnih površina [16]. Sile koje djeluju na zrakoplov su prikazane na slici 12.



Slika 12. Prikaz aerodinamičkih sila koje djeluju na zrakoplov u letu [16]

Sila gravitacije Zemlje neprestano djeluje na sva tijela koja posjeduju masu, a djeluje na njih na način da ih privlači središtu mase planeta. Sila koja se protivi gravitacijskoj sili, a neophodna je za podizanje zrakoplova u vis je sila uzgona jer ona nastoji podići zrakoplov od zemljine površine. Prema Bernoullijevoj jednadžbi, formula za uzgon glasi [17]:

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho v^2 \cdot A \cdot C_z \quad (24)$$

- F_z – sila uzgona [N],
- ρ – gustoća zraka [kg/m^3],
- v – brzina zrakoplova [m/s],
- A – površina krila zrakoplova [m^2]
- C_z – koeficijent uzgona krila.

Da bi zrakoplov poletio treba se zadovoljiti nekoliko uvjeta. Kao prvo, brzina ne može biti nula, potrebna je određena brzina koju zrakoplov treba postići kako bi se stvorilo dovoljno sile uzgona. Drugi uvjet je da ta sila svojim iznosom premašuje silu težu. Onog trenutka kada je sila uzgona premaši težinu zrakoplova, zrakoplov će poletjeti. U formuli sile uzgona one su međusobno proporcionalne, što znači da će paralelno s rastom neke od varijabli rasti i uzgon, ali i obrnuto, padati će ako se neka varijabla smanjuje.

Utjecaj smanjene gustoće zraka očituje se u lošijim performansama zrakoplovnih motora kao i sile uzgona. Gustoća zraka obrnuto je proporcionalna temperaturi zraka, s porastom temperature ona se smanjuje, a s padom povećava. Znači s povećanjem gustoće zraka, za istu vrijednost uzgona, može se smanjiti brzina leta što povoljno utječe na potrošnju goriva.

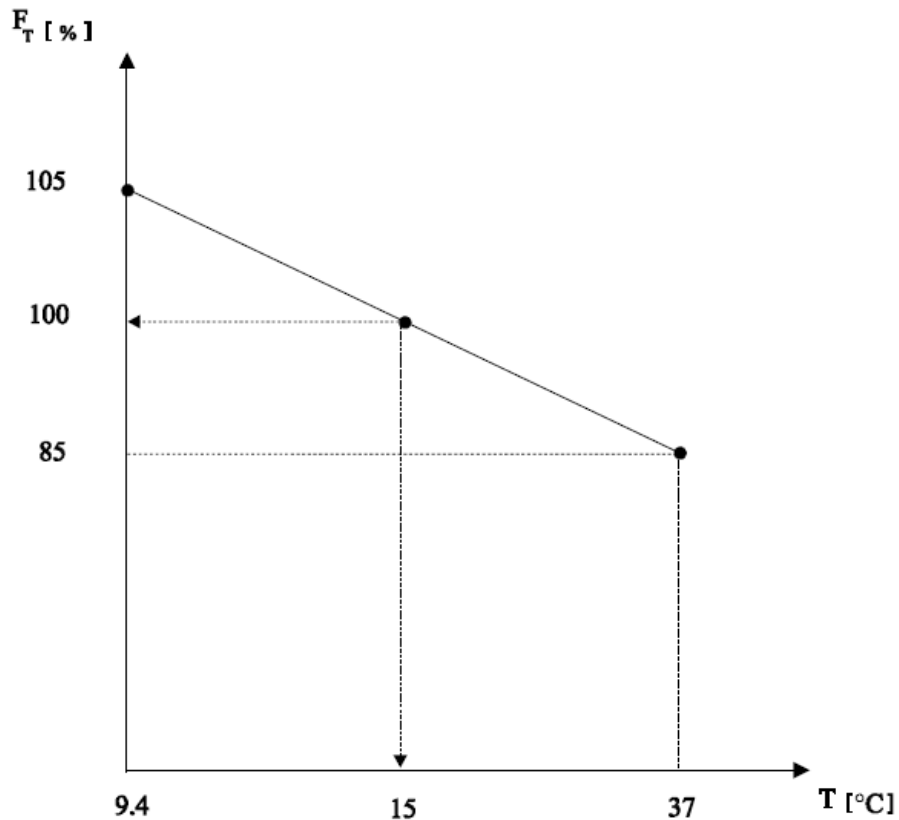
Zrakoplovni motori rade na principu ubrzavanja zraka unazad kako bi stvorili potisak. Manja gustoća zraka znači manju masu, a manja masa zraka znači manji potisak što ga stvara motor zrakoplova. Količina sile uzgona koju proizvode krila zrakoplova direktno je proporcionalna gustoći stoga je uvelike ovisna o njoj. Ako se gustoća zraka smanjuje, smanjuje se i sila uzgona, uz uvjet da se ostali čimbenici ne mijenjaju. Ovo je vrlo bitno za faze polijetanja i slijetanja. Da bi zrakoplov proizveo dovoljno sile uzgona mora letjeti s manjom težinom ili većom stvarnom brzinom (engl. TAS). Ako se odluči poletjeti s većom brzinom, tada je zrakoplovu potrebna veća duljina uzletno-sletne staze za polijetanje i/ili slijetanje [17].

4.4. Utjecaj temperature na performanse zrakoplova

Temperatura i tlak na potisak najviše utječu preko promjene masenog protoka. Posebno je važan utjecaj temperature na potisak u polijetanju.

Temperatura zraka izravno utječe na gustoću zraka, jer kako ona opada s visinom istovremeno opada i gustoća zraka, i obrnuto, kako temperature raste, tako raste i gustoća. Viša temperatura zahtjeva dulju uzletnu stazu, smanjuje sposobnost penjanja, postizanje najviše visine leta ili najpovoljnije visine leta te najveću korisnu težinu zrakoplova. Povećanje temperature štetno utječe na učinak motora, odnosno njegovu snagu, a samim time i na potrošnju goriva i postizanje potrebne brzine. Kod starijih tipova zrakoplovnih motora potrošnja goriva povećava se za 1% za svaki 1°C porasta iznad standarda. U novim širokotrupnim zrakoplovima motori su učinkovitiji i potrošnja se povećava samo za 3% na 10°C porasta. Temperatura se odražava na stvarnu zračnu brzinu (*TAS-true airspeed*) zrakoplova i na zračnu brzinu koju pilot očitava na instrumentu u zrakoplovu. Utjecaj visokih okolnih temperatura očituje se na stvarnoj brzini leta, jer je ona veća od očitane. U takvim uvjetima kinetička energija zrakoplova poslije prizemljenja upija se kočenjima i trenjem kotača. Visoke okolne temperature pri polijetanju također uvjetuju da je stvarna brzina polijetanja veća od očitane. Temperatura zraka za danu težinu zrakoplova, zajedno s vjetrom, određuje razinu leta na kojoj su iskoristivost goriva i dolet (pri putnoj brzini) najpovoljniji. Visinska polja povećane temperature, tzv. jezgre topline vrlo su nepovoljna pri letenju na velikim visinama pogotovo ako zrakoplov leti blizu svog plafona leta i pritom je znatno opterećen. Tada može doći do naglog gubitka visine leta za više kilometara [18].

Niže temperature imaju suprotan učinak. Pad temperature u višim slojevima atmosfere očituje se u pozitivnom učinku na rad motora kompenziranjem smanjene gustoće zraka, no samo do jedne granice kada zrak postaje prerijedak za održavanje konstantnog masenog protoka zraka i tada će se ukupni potisak koji stvaraju motori zrakoplova smanjivati ako se nastavi s povećanjem visine leta. Na slici 13. prikazan je utjecaj temperature zraka na potisak motora [19].



Slika 13. Utjecaj temperature okoline na potisak mlaznog motora [19]

U standardnoj atmosferi, vanjska temperatura zraka smanjuje se s visinom. Zrakoplovni motori pod utjecajem su čimbenika poput vanjskog tlaka, temperature, brzine zrakoplova kao i dotokom stlačenog zraka. U normalnim uvjetima, s povećanjem visine događa se kombinacija dvaju efekata. Pri smanjenju atmosferskog tlaka smanjuje se potisak, pri povećanju temperature se povećava. Kombinacija dvaju efekata ima za rezultat neto smanjenje potiska, jer je utjecaj tlaka dominantan. Međutim, vremenske karakteristike i zemljopisno okruženje mogu utjecati na donji sloj atmosfere na takav način da se standardna atmosfera ne susreće pri svakom polijetanju. Među tim slučajevima, može doći do povećanja temperature pri povećanju nadmorske visine. To se zove temperaturna inverzija. U takvim okolnostima, pri povećanju nadmorske visine doći će do značajnijeg smanjenja potiska nego inače, jer utjecaj tlaka i temperature doprinose smanjenju potiska [20].

4.5. Utjecaj leda na performanse zrakoplova

Zaleđivanje zrakoplova je pojava nakupljanja leda na površinama zrakoplova, na upravljačkim, kontrolnim i pogonskim sklopovima. To je jedna pojava koja predstavlja opasnost u zrakoplovstvu, jer narušava letačka svojstva zrakoplova, aerodinamiku i mehaniku leta zrakoplova, javljaju se preopterećenja i druge pojave. Zaleđivanje zrakoplova očituje se na njegovim krilima, repnim površinama i elisi čiji se oblik profila uslijed zaleđivanja mijenja. Zatim se zaleđivanje odražava i na trupu, usisnim kanalima motora a uz to i remeti rad instrumenata kao što su brzinomjer, visinomjer i variometar. Prilikom zaleđivanja zbog nastajanja neravnina na površini zrakoplova raste otpor aviona, pada uzgon, raste ukupna težina zrakoplova, snaga motora slabi te se smanjuje brzina i u konačnici stabilnost zrakoplova se pogoršava. Osim tijekom leta, zaleđivanje zrakoplova može nastupiti i na stajanci ili na uzletno-sletnoj stazi tijekom polijetanja ili slijetanja kad je to izrazito opasno zbog smanjenja mogućnosti upravljanja i kočenja.

Zaleđivanje tijekom leta javlja se kad zrakoplov leti u oblaku ili u oborinama, odnosno kad leti u prostoru bogatom vodenom parom. Nastaje i na tlu. Površine zrakoplova zaleđuju se u vlažnom zraku kad se prehladne vodene kapi na površini zrakoplova zalede, odnosno kad se hlađenjem vodene pare uvjetuje izravno oblaganje. Takav scenarij događa se kod negativnih temperature, obično do -20°C , ponekad i do -40°C . Na usisnim otvorima motora zaleđivanje se može događati i pri pozitivnim temperaturama (do 15°C). Padanje i taloženje snježnih elemenata također dovodi do zaleđivanja zrakoplova i njegovih upravljačkih površina, instrumenata i dr [18].

4.5.1. Nastajanje zaleđivanja zrakoplova

Jačina zaleđivanja ovisi o meteorološkim i aerodinamičkim čimbenicima. Meteorološke čimbenike čine temperatura i vlažnost zraka, količina i veličina prehladnih vodenih kapi i ledenih kristala te njihov razmještaj na površinama zrakoplova. Hlađenjem potpuno čista vodena para u oblaku pri temperaturi od -72°C prelazi u led, a prisustvo raznih primjesa taj prijelaz u led pomiče prema višim temperaturama. Iznad razine 0°C pri dizanju zraka od tople podnice oblaka, oblak će biti vlažniji i bogatiji s prehladnim kapljicama nego od hladne podnice. Veličina prehladnih kapljica ovisi o uzlaznom strujanju, te su veće kapi u oblacima s jačim uzlaznim strujanjima nego u onima sa slabijim strujanjima. U oblacima prehladne kapljice često se nalaze na temperaturama od -12°C do -20°C . Mogu se naći i na -40°C do -45°C na razini cirusa. Najniže temperature kod kojih se nalaze su -65°C .

Ledene jezgre ovisno o svojoj veličini i svojstvima različito djeluju na raznim temperaturama. Snižavanjem temperature prijelaz vode u led ne odvija se jednoliko već skokovito. Između 0 i -8°C jezgre su manje djelotvorne nego pri temperaturi od -12°C kad im

je djelovanje najjače, pri -16°C su manje djelotvorne, a drugo pojačano djelovanje je između -18°C i -20°C . Ispod -35°C nastupa potpuno smrzavanje prehladnih kapi. U vodenim i miješanim oblacima prethodni navodi se potvrđuju jer smrzavanje velikih kapi počinje između 0 i -4°C te završava pri -15°C , za male kapljice počinje pri -10°C i najjače je između -12 i -15°C te kod -20°C i nižih temperature prestaje. To znači da je za zrakoplovstvo najvažniji temperaturni raspon između 0 i -20°C . Kristali se zaleđuju onda kada su zahvaćeni prehladnom kišom i kada tvore sloj hrapavog leda.

Aerodinamički čimbenici zaleđivanja su brzina leta zrakoplova, visina leta odnosno njen utjecaj na temperaturu zrakoplova, veličina i oblik zrakoplova i profil krila, tj. oblik gornje površine zrakoplova, odnosno sposobnost zrakoplova za hvatanje kapi i kristala. Povećanjem brzine zrakoplova raste broj prehladnih kapljica koje udaraju na površine zrakoplova uvjetujući jače zaleđivanje, ali istodobno raste tlačenje zraka i trenje uz površinu zrakoplova te nastaje zagrijavanje prednjih dijelova zrakoplova koje slabi zaleđivanje, stoga je potrebna ravnoteža između tih dvaju procesa. Ovome se dodaje moguće isparavanje. Zagrijavanje napadnog ruba zrakoplova u suhom i vlažnom zraku u ovisnosti od brzine zrakoplova prikazano je u tablici 2.

Tablica 2. Povišenje temperature napadnog ruba zrakoplova u suhom i vlažnom zraku u ovisnosti brzine zrakoplova

Brzina zrakoplova (km/h)		100	200	300	400	500	600	700	800	900	1.000
Povišenje temperature	Suhi zrak ($^{\circ}\text{C}$)	0,4	1,8	3,5	6,2	9,6	13,9	19,0	24,6	31,2	38,7
	Vlažni zrak ($^{\circ}\text{C}$)	0,4	1	2	4	7	10	13	17	21	26

Izvor: [18]

Temperatura okolnog zraka obično je niža od temperature vanjskih dijelova zrakoplova u penjanju, dok je pri spuštanju obrnuto. Za vrijeme leta izvan oblaka i oborina slabo zaleđivanje (mraz) može nastupiti i pri vedrom nebu kad je zrak bogat vodenom parom [18].

4.5.2. Zaleđivanje motora i površina zrakoplova

Nastajanje leda na motoru odnosno rasplinjaču nije vezano isključivo za hladno vrijeme već se događa i u toplim danima kad je vlažnost zraka visoka. Znatno zaleđivanje prisutno je u prizemnim slojevima i na temperaturama oko 30°C čak s vrlo niskom relativnom vlažnošću, oko 30%. Zaleđivanje se događa prilikom kruženja zrakoplova na temperature od oko 20°C kod vlažnosti 60% ili veće. Vlažni ljetni dani predstavljaju veću opasnost nego hladni i vedri zimski dani, jer topli zrak sadrži veće količine vlage nego hladni zrak.

Zaleđivanje klipnih motora nastaje na tri načina:

- zaleđivanje rasplinjača kao dijela motora posljedica je naglog pada temperature zbog isparavanja goriva i širenja plinova u cijevi rasplinjača. To može uzrokovati pad temperature za oko 20 do 30°C što uzrokuje stvaranje leda iz vodene pare ili vode u okolnom zraku. Stvoreni led postupno zatvara dovod goriva u motor, narušava potrebni omjer smjese gorivo/zrak, uzrokujući postupan i sve jači gubitak snage motora.
- zaleđivanje goriva koje se javlja zbog vode u mješavini goriva i zraka je rjeđe, dolazi do zaleđivanja u dovodnoj cijevi a posebno na mjestima gdje se ona savija
- taloženje leda sudarom nastaje tamo gdje zrak dolazi na filtere, a nastaje na isti način i pod istim uvjetima kao zaleđivanje površinskih dijelova zrakoplova.

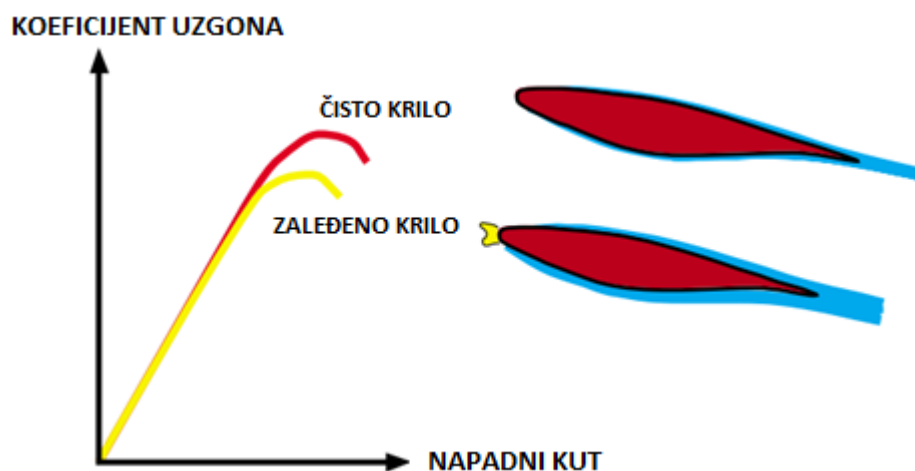
Zbog toga se pri letu na pozitivnim temperaturama treba uključivati grijanje motora kako bi se spriječilo njegovo zaleđivanje.

Turbine i mlazni motori osjetljivi su na zaleđivanje na isti način kao vanjski dijelovi zrakoplova kad leti kroz oblak sastavljen od prehladnih vodenih kapi, obično pri malim brzinama i blizini zemlje. Led nastaje u području pritjecanja, ali je moguć i na temperaturama iznad 5°C zbog jako smanjenog tlaka. To može utjecati na svojstva motora poremećujući strujanje zraka iznad prvog kompresora.

Vanjski dijelovi helikoptera i motori podliježu istoj vrsti zaleđivanja kao i letjelice s nepomičnim krilima. Međutim, s rotorom koji stvara uzgon postoje znatne poteškoće. Učinkovitost rotora mijenja se promjenom njegovog profila i neravnomjernosti taloženja leda. Sam rotor je sklon nakupljanju leda, koji može poremetiti ravnotežu dajući jake i štetne vibracije, a led otkinut s rotora može se uvući u motor ili oštetiti druge dijelove letjelice. Pokazalo se da jako isparavanje iz rotora može dati naglo zaleđivanje trupa zrakoplova, a uz dodatnu težinu mijenja se položaj težišta.

Učinkovitost elise zbog taloženja naslage leda može pasti i do 20%, što se odražava na cijeli let zrakoplova. Vrlo je opasna neravnomjernost taloženja leda ili njegovo otkidanje zbog pojave štetnih vibracija, također su moguća oštećenja na drugim dijelovima letjelice zbog udaraca otkinutih dijelova leda [18].

Dizajneri zrakoplova ulažu izvanredan trud i resurse kako bi osigurali da aeroprofilu imaju glatke površine kako bi se olakšao protok zraka. Taj princip se posebno primjenjuje na napadnu ivicu i gornjaku aeroprofila zbog njihovog velikog utjecaja na silu uzgona. Bilo kakve nepravilnosti uzrokovane zaleđivanjem predstavljaju problem glatkom strujanju zraka, jer iste usporavaju protok i uzrokuju turbulencije što kao posljedicu ima degradaciju uzgonskih sposobnosti krila. Na slici 14. prikazana je usporedba sile uzgona između čistog i zaleđenog krila [21].



Slika 14. Usporedba performansi zaleđenog krila i krila bez kontaminanta [21]

Zaleđivanje upravljačkih površina na zrakoplovu kao i odgovarajućih međuprostora između pomičnih i nepomičnih površina ima direktnu posljedicu na let zrakoplova.

U slučaju pojave naslage leda na napadnim ivicama krila postoji opasnost od zamrzavanja pretkrilca i nemogućnosti njihovog izvlačenja. Time se smanjuje potrebna površina za opstrujavanje silnica zraka te može doći do smanjenja sile uzgona ili potpunog gubitka uzgona. Kod pojave zamrzavanja zakrilca javljaju se identične posljedice kao i kod pretkrilca. Zamrzavanjem kormila pravaca zrakoplov gubi upravljivost po horizontalnoj osi te dolazi do smanjenja performansi ili potpunog gubitka kontrole nad zrakoplovom. Osim direktnog zamrzavanja upravljačkih površina postoji mogućnost stvaranja leda između pomičnih (upravljačkih) površina i nepomičnih površina (krila, repa) što kao posljedicu ima isti efekt kao i direktno zamrzavanje upravljačkih površina, a to je smanjena upravljivost upravljačkih površina. Na slici 15. prikazan je primjer nakupine leda na napadnoj ivici krila zrakoplova [22].



Slika 15. Prikaz leda na napadnoj ivici krila zrakoplova [23]

4.6. Utjecaj vjetra

Vjetar je zrak u gibanju. Kako se zrak može gibati u sve tri prostorne dimenzije, vjetar je u potpunosti određen tek kad mu se poznaje brzina i smjer. Vjetrovi se razlikuju s obzirom na:

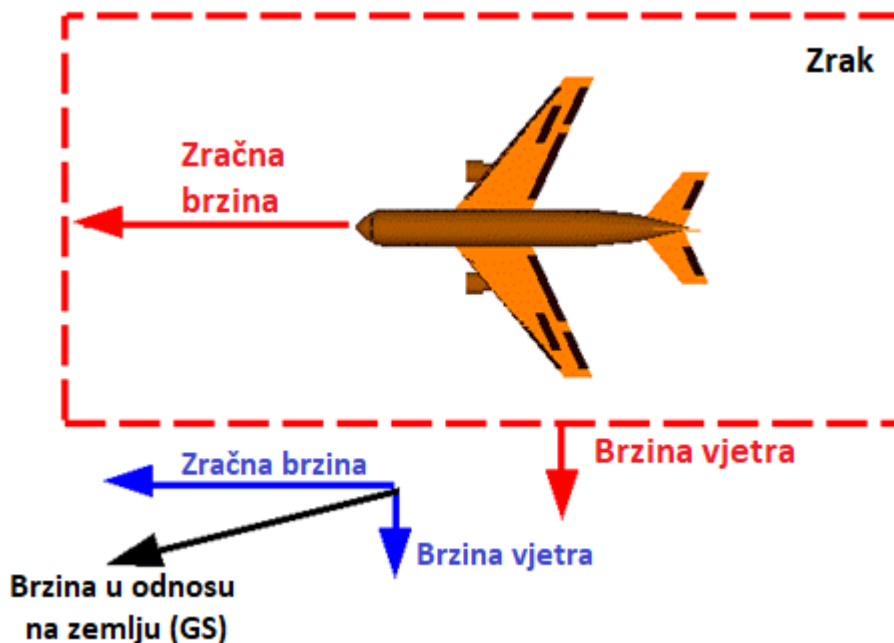
- brzinu i smjer,
- vrijeme trajanja: periodični, prevladavajući i stalni,
- veličini područja iznad kojeg pušu.

Istraživanja su pokazala da smjer i brzina vjetra na nekom manjem području u velikoj mjeri ovise o:

- visini iznad površine zemlje,
- obliku terena,
- godišnjem dobu,
- dobu dana,
- stvarnoj vremenskoj situaciji.

Pri letu zrakoplovom, pilot mora paziti na smjer, brzinu i promjenjivost vjetra. Kako vjetar djeluje određenom silom na zrakoplov, konačna putanja zrakoplova rezultanta je slaganja gibanja vjetra i same letjelice [8].

Aerodinamičke sile nastaju kretanjem zrakoplova kroz fluid, no isto tako i fluid se može kretati. S obzirom na to da sila uzgona ovisi o kvadratu brzine između zraka i zrakoplova, potrebno je odrediti fiksiranu referentnu točku i odrediti brzinu u odnosu na tu točku. U ovom slučaju, referentna točka je fiksirana na zemlji, ali isto tako može biti fiksirana i na zrakoplov. Na slici 16. razmatraju se samo brzine vjetra koji su okomite na smjer gibanja zrakoplova, a paralelne u odnosu na površinu Zemlje. Takve vjetrove se naziva bočnim. Zrakoplov se kreće nekom određenom brzinom dok istovremeno postoji konstantna brzina vjetra. Obje veličine su vektori koji imaju svoj smjer i veličinu. Glavni utjecaj bočnog vjetra je usmjeravanje putanje leta u smjeru gibanja vjetra. Aerodinamička sila uzgona ovisi o brzini kretanja zrakoplova i nije povezana sa stalnim poprečnim vjetrom. Poprečni vjetar jednostavno dodaje još jednu vektorsku komponentu brzini u odnosu na zemlju (engl. groundspeed) koja utječe na putanju leta [24].



Slika 16. Utjecaj bočnog vjetra na zrakoplov [24]

Sljedeće komponente koje treba objasniti su čeon i leđni vjetar. Najveća razlika između ta dva vjetra očituje se u njihovom utjecaju na silu uzgona. S obzirom na to da brzina u formuli sile uzgona označava brzinu između zrakoplova i fluida, čeon vjetar imaće pozitivan utjecaj na silu uzgona. Na primjer, neki zrakoplov može poletjeti pri brzini od 100 mi/h, u uvjetima bez vjetra. Ako taj isti zrakoplov polijeće u vjetar, čija je brzina npr. 20 mi/h, utjecaj tog vjetra na silu uzgona bit će pozitivan. U tom slučaju brzina tog zrakoplova u mirovanju, u odnosu na zemlju iznosi 0, a u odnosu na fluid 20 mi/h. Pri uzlijetanju, brzina zrakoplova će biti 100 mi/h, a brzina u odnosu na zemlju 80 mi/h ($v_{\text{vjetra}} = v - v_{\text{GS}} \rightarrow 20 = 100 - 80$). U slučaju polijetanja u uvjetima vjetra u leđa, utjecaj će biti negativan. U polijetanju brzina zrakoplova će biti 100 mi/h, brzina vjetra je -20 mi/h a brzina u odnosu na Zemlju je 120 mi/h. ($v_{\text{vjetra}} = v - v_{\text{GS}} \rightarrow -20 = 100 - 120$). Zaključak je da će zrakoplov morati povećati brzinu i proći veću dužinu uzletno-sletne staze da bi postigao uvjete za polijetanje. Na slici 17. prikazani su vektori brzina pri gibanju zrakoplova u uvjetima čeonog vjetra [25].



$$\text{Brzina vjetra} = \text{Zračna brzina} - \text{Brzina u odnosu na zemlju}$$

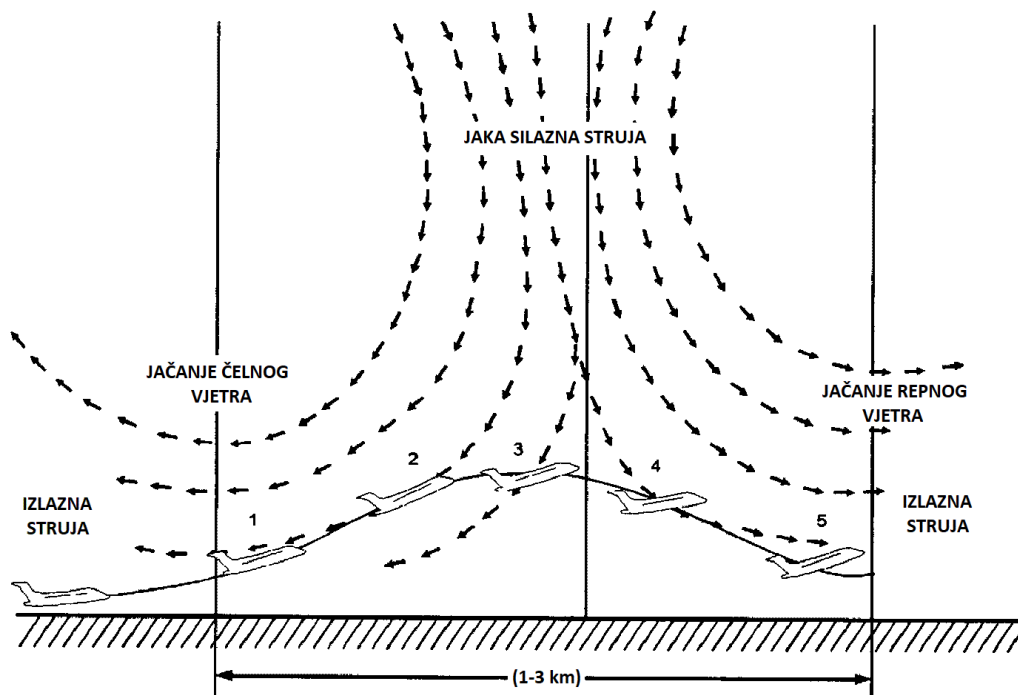
Slika 17. Utjecaj čeonog vjetra na zrakoplov [25]

Sljedeća važna pojava su divergentna i konvergentna strujanja, odnosno udaljavanje zraka od neke zamišljene točke i obrnuto te strujanje prema nekoj zamišljenoj točki. Konvergentna i divergentna horizontalna strujanja zraka mogu uzrokovati lokalna vertikalna uzlazna i silazna gibanja u atmosferi. Jaka silazna gibanja u blizini ili ispod olujnog grmljavinskog oblaka se nazivaju propad. Takva pojava se vodoravno može rasprostirati i iznad nekoliko četvornih kilometara, a najčešće traje manje od pola sata. S obzirom na prisutnost olujnoga grmljavinskog oblaka, ne smije se zanemariti ni mogućnost jakog pljuska, tuče i ostalih popratnih pojava vezanih uz Kumulonimbuse. Propad je češća i intenzivnija pojava u krajevima s toplijom i vlažnijom klimom (npr. jugoistočni dio SAD-a).

Definirano je nekoliko vrsta propada s obzirom na prisutne atmosferske pojave:

- propad (engl. *downburst*) – jak vjetar uzrokovan silaznom strujom iznad područja horizontalnog promjera < 10 km
- mali propad (engl. *microburst*) – propad koji se pojavljuje iznad područja horizontalnog promjera < 4 km i traje 2 do 5 minute (razlika u brzini vjetra između središta i ruba pojave je veća od 10 m/s),
- veliki propad (engl. *macroburst*) – propad koji se pojavljuje iznad područja horizontalnog promjera > 4 km i traje od 5 minuta do pola sata,
- suhi propad (engl. *dry microburst*) – propad vezan uz manje od 0,25 mm kiše i
- mokri propad (engl. *wet microburst*) – propad vezan uz više od 0,25 mm kiše.

U slučaju uleta u propad pilot mora djelovati brzo, s obzirom na to da se letjelica tada nalazi samo nekoliko stotina metara od tla ili vrlo blizu tlu. Stoga je još jednom potrebno istaknuti da ulaskom u jaki propad naglo nastaju uvjeti za kritičnu opasnost. Primjerice, pri uzlijetanju kroz propad (slika 18.), na zrakoplov utječe jak čeonni vjetar koji razmjerno jača zbog ubrzavanja. Kako se letjelica u uzletu približava središtu silaznog strujanja, na nju također sve jače djeluje i silazna sastavnica zračne struje. Međutim, preletom kroz središnje područje propada gubi se čeonni vjetar, a jača repni vjetar, čime se radikalno i naglo mijenjaju uvjeti uzleta. Analize zrakoplovnih nesreća u SAD-u otkrile su da je prosječna razlika između čeonog i repnog vjetra u tim slučajevima bila oko 90 km/h do najviše 172 km/h [8].

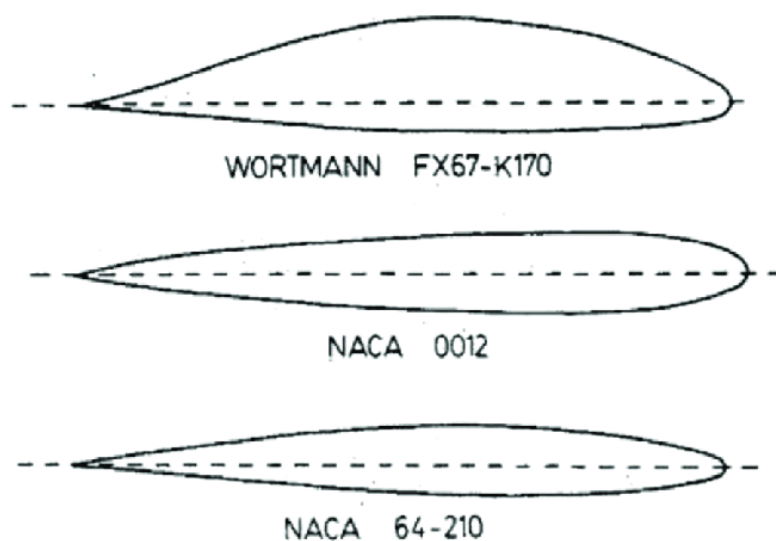


Slika 18. Slika uzlijetanja putničkog zrakoplova kroz propad [8]

4.7. Utjecaj kiše na performanse zrakoplova

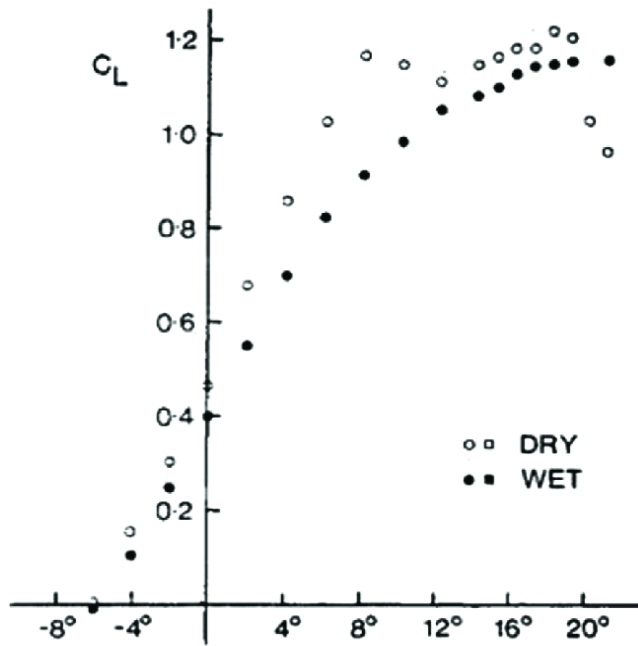
Općenito, utjecaj kiše na zrakoplov očituje se degradacijom koeficijenta trenja između pneumatika gume i piste, aerodinamičkih koeficijenata i u konačnici potiska motora zrakoplova. Ako na pisti postoje značajne količine stajaće vode, postoji mogućnost da se zrakoplov suoči s tzv. vodenim klinom i zbog smanjenog koeficijenta trenja zrakoplovu je potrebna veća udaljenost za operacije slijetanja i polijetanja. Sveučilište u Daytonu 1983. godine istražilo je utjecaj jakih oborina na aerodinamiku zrakoplova. Analiziran je utjecaj padalina od 100, 500 i 2000 mm/h. Ustanovljeno je da postoji značajan gubitak momenta gibanja kod umjerenih i jakih padalina. Pokazalo se da težina vode koja ostaje na zrakoplovu gotovo i nema zamjetan utjecaj na težinu zrakoplova, ali da uzrokuje neravnine na površini krila valovitim gibanjem tankog sloja vode na površini i gibanjem samih kapljica. Obje pojave zasebno uzrokuju povećanje otpora, od 5 do 10% za kišu od 100 mm/h i od 15 do 25% za 2000 mm/h. Uz to i sila uzgona smanjuje se za 10% za 100 mm/h, odnosno više od 30% za kišu od 2000 mm/h.

Kako bi dalje istražili utjecaj jakih kiša, prof. Hansman je proveo eksperiment na tri različita aeroprofila prikazana na slici 19., u uvjetima 1.000 mm/h [26].

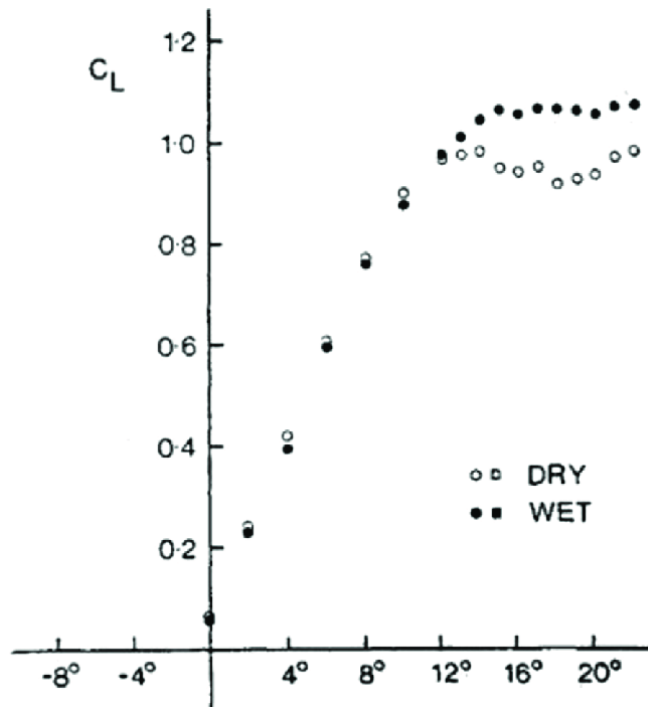


Slika 19. Krila testirana u zračnom tunelu [27]

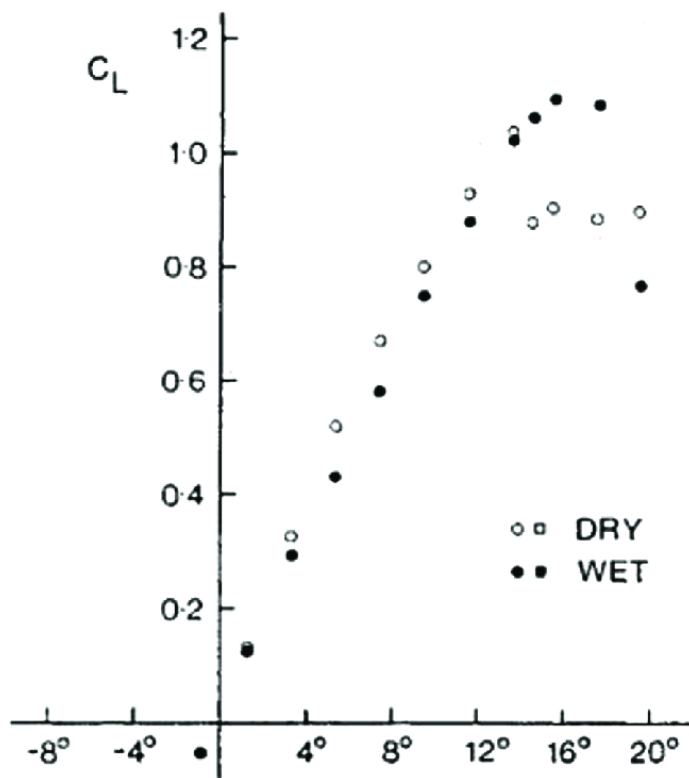
Rezultati eksperimenta su pokazali da pri malim napadnim kutovima, degradacija sile uzgona u mokrim uvjetima varira između aeroprofila, kao što je prikazano na slikama 20., 21., i 22.. Najveću degradaciju sile uzgona imalo je Wortmannovo krilo, čak 25%. Dok je krilo NACA-64-210 imalo najmanju, 5%. Pri velikim napadnim kutovima na krilima NACA 64-210 i NACA 0012 primijećene su poboljšane aerodinamičke performanse u kišnim uvjetima zbog smanjenja odvajanja graničnog sloja. Zaključak je da utjecaj kiše na zrakoplov ovisi o napadnom kutu [26].



Slika 20. Koeficijent uzgona i napadni kut Wortmannovog krila u suhim i mokrim uvjetima [27]



Slika 21. Koeficijent uzgona i napadni kut NACA 64-210 krila u suhim i mokrim uvjetima [27]



Slika 22. Koeficijent uzgona i napadni kut NACA 0012 krila u suhim i mokrim uvjetima [27]

5. Zaključak

Zemljina atmosfera ima značajan utjecaj na performanse zrakoplova. Tlak, gustoća i temperatura povezani su preko jednadžbe stanja idealnog plina te se smanjuju s porastom visine prema međunarodno uspostavljenom standardnom atmosferom.

Promjena temperature zraka značajno utječe na promjenu stanja atmosfere. Što posljedično utječe na silu uzgona zbog gustoće zraka i silu potiska promjenom masenog protoka zraka kroz motor. Pri manjim temperaturama potisak i sila uzgona bit će povećani, dok će se pri povećavanju temperature oni smanjivati.

Prilikom eksploatacije zrakoplova piloti se mogu susresti s mnogim nedaćama kao što su led, kiša ili vjetar. Iako vjetar ako puše ususret zrakoplovu povećava silu uzgona bilo kakvo naglo smicanje vjetra ili promjena smjera može ugroziti sigurnost zrakoplova. Najbolji primjer takve situacije su propadi, čija se vertikalna gibanja vjetra na dvije strane propada pri samom tlu odmiču u dva suprotna smjera. U slučaju prolaska zrakoplova kroz propad dolazi do nagle promjene sile uzgona što izazvati katastrofalne posljedice. Zadnja takva nesreća dogodila se 2018. godine kada se zrakoplov tipa Embraer 190 meksičkog prijevoznika Aeromexico na domaćoj liniji prilikom uzlijetanja naglo srušio na zemlju. Pojavu takvih vjetrova vrlo često prati i olujno nevrijeme. U takvim uvjetima zrakoplovi se bore sa smanjenom silom uzgona radi direktnog utjecaja kiše na opstrujavanje strujnica preko aeroprofila.

Još jedna opasna pojava koja je vrijedna spomena jest zaleđivanje zrakoplova. Opasnost od zaleđivanja može se pojaviti u više oblika. Onaj najznačajniji je zaleđivanje upravljačkih površina čime se direktno degradira upravljivost samog zrakoplova kao i mogućnost da se upravljačke površine potpuno zalede. Osim navedenih opasnosti narušava se kontinuirani protok zraka u motor, kao i sama aerodinamičnost zrakoplova. Povećava se i ukupna težina zrakoplova.

Letjeti je najisplativije onda kada je temperatura zraka najniža. Također, za sigurnost zrakoplovne industrije potrebno je poznavati opasnosti s kojima se ona susreće, stoga je danas meteorologija duboko usađena u procese u zračnom prometu.

POPIS LITERATURE

- [1] Gelo, B. Opća i prometna meteorologija I; Zagreb, Školska knjiga; 1994.
- [2] Janković, S. Osnove aerodinamike i mehanike leta. Velika Gorica; Veleučilište Velika Gorica: 2011.
- [3] Atmosfera, sastav i fizička svojstva. Preuzeto sa: [2.-Atmosfera-sastav-i-fizicka-svojstva.pdf \(ss-aharacica-malilosinj.com.hr\)](#), [srpanj, 2021].
- [4] Bazijanac, E. Tehnika zračnog prometa 1; Zagreb; Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2000.
- [5] Meteorologija. Preuzeto sa: <https://www.tandem.hr/fileemir/vacameteorologija.pdf>, [lipanj 2020].
- [6] www.enciklopedija.hr, Tlak, Preuzeto sa: <https://www.enciklopedija.hr/Natuknica.aspx?ID=61540>, [lipanj, 2020].
- [7] Nevidljivi „krojač“ vremenskih prilika: Što je atmosferski tlak. Preuzeto sa: <http://www.crometeo.hr/nevidljivi-krojac-vremenskih-prilika-sto-je-atmosferski-tlak/> [lipanj 2020].
- [8] Tutiš, V. Osnove meteorologije. Zagreb; Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2003.
- [9] John D. Anderson, Jr., Introduction To Flight, 1989., Preuzeto sa: <http://docshare04.docshare.tips/files/18502/185026212.pdf>, [srpanj, 2020]
- [10] Janković, S., Vrdoljak, M. Performanse zrakoplova. Preuzeto sa: http://titan.fsb.hr/~mvr dolja/perf/perfzrak_komplet.pdf, [kolovoz, 2020]
- [11] Vidović, A. : Nastavni materijali, Kolegij „Osnove tehnike u zračnom prometu“. Fakultet prometnih znanosti u Zagrebu, Zagreb, 2018.
- [12] Aeroplane performance, Click2ppsc, edition 2.00.00., G. LONGHURST, chp. 5, p. 22, 2001.
- [13] Sveučilište u Zadru, Utjecaj atmosfere na promet. Preuzeto sa: <http://www.unizd.hr/Portals/6/nastavnici/Sanja%20Lozic/OPK%207%20-%20Utjecaj%20atmosfere%20na%20promet.pdf> [lipanj, 2020].
- [14] Aviation, StackExchange; Calculation QNE and QNH, with flight level and QNH set lower (higher) than QNE. Preuzeto sa: <https://aviation.stackexchange.com/questions/60826/calculation-qne-and-qnh-with-flight-level-and-qnh-set-lower-higher-than-qne>, [srpanj, 2020].
- [15] Nordin: Performance, p. 1-2, 3-13, London, 2006.

- [16] Nastavni materijali, Predmet „Prihvat i otprema tereta i zrakoplova“, Zrakoplovna tehnička škola Rudolfa Perešina, Velika Gorica, 2014.
- [17] Jeppesen: Meteorology, p. 6-6, Germany, 2004.
- [18] Gelo, B. Opća i prometna meteorologija II. Dio; HINUS, Zagreb; 2000.
- [19] Bazijanac, E. Zrakoplovni mlazni motori; Autorizirana predavanja, Zagreb; Fakultet prometnih znanosti; 2010.
- [20] MindFly by Amit. Preuzeto sa: <https://mindfly.blog/2019/06/13/effect-of-temperature-inversion-on-aircraft-performancemindfly/>, [srpanj, 2020]
- [21] Airbus Flight Operations Support: Getting to grips with cold weather operations, December 2015. Preuzeto sa: <https://skybrary.aero/bookshelf/books/3404.pdf>, [srpanj, 2020].
- [22] Bračić, Matija, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Tehnologija prihvata i otpreme zrakoplova; Fakultet prometnih znanosti; 2018.
- [23] Twin & Turbine; It's all about the ice. Preuzeto sa: <http://twinandturbine.com/article/its-all-about-the-ice/>, [srpanj, 2020].
- [24] www.grc.nasa.gov, Preuzeto sa: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/move3.html>, [Kolovoz, 2020]
- [25] www.grc.nasa.gov, Preuzeto sa: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/move2.html>, [Kolovoz, 2020]
- [26] Preuzeto sa: <https://pdfs.semanticscholar.org/a811/2c3e53d211d97c13609d07c0aa29fe40a1af.pdf>, [kolovoz, 2020]
- [27] www.researchgate.net. Preuzeto sa: https://www.researchgate.net/publication/265338830_Effects_of_rainfall_on_aircraft_aero_dynamics, [kolovoz, 2020]

POPIS SLIKA

Slika 1. Prikaz slojeva atmosfere.....	4
Slika 2. Promjena temperature s visinom za standardnu atmosferu.....	10
Slika 3. Prikaz statičke ravnoteže zraka.....	11
Slika 4. Faze polijetanja zrakoplova.....	16
Slika 5. Strujna slika oko aeroprofila.....	17
Slika 6. Faze slijetanja zrakoplova.....	18
Slika 7. Djelovanje sila za zrakoplov u penjanju.....	19
Slika 8. Potrebna i raspoloživa sila na visini 2.000 m.....	21
Slika 9. Djelovanje sila na zrakoplov prilikom spuštanja.....	22
Slika 10. Prikaz određivanja visine po tlaku.....	25
Slika 11. Prikaz izračuna visine po tlaku.....	27
Slika 12. Prikaz aerodinamičkih sila koje djeluju na zrakoplov u letu.....	27
Slika 13. Utjecaj temperature okoline na potisak mlaznog motora.....	30
Slika 14. Usporedba performansi zaleđenog krila i krila bez kontaminanta.....	34
Slika 15. Prikaz leda na napadnoj ivici krila zrakoplova.....	34
Slika 16. Utjecaj bočnog vjetra na zrakoplov.....	36
Slika 17. Utjecaj čeonog vjetra na zrakoplov.....	37
Slika 18. Slika uzlijetanja putničkog zrakoplova kroz propad.....	38
Slika 19. Krila testirana u zračnom tunelu.....	39
Slika 20. Koeficijent uzgona i napadni kut Wortmannovog krila u suhim i mokrim uvjetima.....	40
Slika 21. Koeficijent uzgona i napadni kut NACA 64-210 krila u suhim i mokrim uvjetima.....	40
Slika 22. Koeficijent uzgona i napadni kut NACA 0012 krila u suhim i mokrim uvjetima.....	41

POPIS TABLICA

Tablica 1. Međunarodna standardna atmosfera.....	6
Tablica 2. Povišenje temperature napadnog ruba zrakoplova u suhom i vlažnom zraku u ovisnosti brzine zrakoplova.....	32

POPIS KRATICA

ICAO (International Civil Aviation Organization) – organizacija međunarodnog civilnog zrakoplovstva

ISA (International Standard Atmosphere) – međunarodna standardna atmosfera

PA (Pressure Altitude) – visina po tlaku

TAS (True Airspeed) – stvarna brzina

R/C (Rate of Climb) – brzina penjanja zrakoplova

BAC (Best Angle of Climb) - penjanje pod najvećim kutom penjanja

BRC (Best Rate of Climb) - penjanje pod najvećom brzinom penjanja



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih
znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

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

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

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

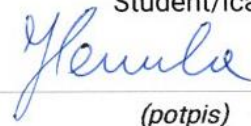
Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada
pod naslovom Utjecaj atmosferskih promjena na performanse zrakoplova

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

U Zagrebu,

9/5/2021 _____

Student/ica:



(potpis)