# Izračun performansi dvomotornog borbenog zrakoplova s mlaznim pogonom

**Krnić, Lovre**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2018**

*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:119:329325

*Rights / Prava:* In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-04-25**

*Repository / Repozitorij:*

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Lovre Krnić

# IZRAČUN PERFORMANSI DVOMOTORNOG BORBENOG ZRAKOPLOVA S MLAZNIM POGONOM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2018.

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 4. travnja 2018.

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

# ZAVRŠNI ZADATAK br. 4927

Pristupnik: **Lovre Krnić (0135244574)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Vojni pilot

Zadatak: **Izračun performansi dvomotornog borbenog zrakoplova s mlaznim pogonom**

Opis zadatka:

Navesti i objasniti karakteristike aviona (masa aviona, aerodinamičke karakteristike, pogonski sustav, konstruktivne karakteristike itd) koje utječu na performanse zrakoplova u različitim režimima leta. Navesti i objasniti vanjske čimbenike (visina leta, stanje atmosfere, vjetar, stanje uzletno-sletne staze itd) i njihov utjecaj na performanse zrakoplova.
Izračunati i grafički prikazati performanse dvomotornog borbenog zrakoplova zadanih karakteristika u očekivanom rasponu vrijednosti mase aviona i vanjskih čimbenika kao nezavisnih varijabli, u različitim režimima leta: horizontalnom letu, penjanju, spuštanju, uzlijetanju, slijetanju i zaokretima.
Izvesti zaključke.

Mentor:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

# ZAVRŠNI RAD

# Izračun performansi dvomotornog borbenog zrakoplova s mlaznim pogonom

# Performance Calculations for Twin Engine Fighter Jet Aircraft

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Lovre Krnić

JMBAG: 0135244574

**Zagreb, rujan 2018.**

## SAŽETAK

Performanse zrakoplova su bitan parametar pri dizajniranju zrakoplova. Od samih začetaka zrakoplovstva ljudi pokušavaju unaprijediti performanse zrakoplova. Na početku rada su objašnjeni faktori koji utječu na performanse zrakoplova, podijeljeni u dvije skupine. U nastavku su obrađivane performanse zrakoplova za koje su dani temelji izračuna, a onda i konkretni izračuni za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II. Svako poglavlje sadrži izračun performansi za određeni režim leta. Prvo su obrađene jednostavne performanse: u horizontalnom letu, u penjanju te u spuštanju. Zatim su obrađene specijalne performanse, tj. one u kojima postoji određena akceleracija: performanse u polijetanju, u slijetanju te u zaokretima.



Ključne riječi: izračun, faktori, performanse zrakoplova, potisak, snaga



## SUMMARY

Important parameter, in aircraft design, is its performance. People are trying to improve aircraft performance from the very start. Factors affecting aircraft performance and their effects are described on the beggining of this work. They are divided into two groups. After that, each chapter consists of basics for the calculations and calculations for Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II for each flight regime. Simple performance calculations are done in third, fourth and fitfh chapter, that is: horinzontal flight performance, climb performance and descent performance. Next, special performance calculations are done for take-off, landing and horizontal turns. Special performance is that in which acceleration is present.



Key words: calculations, factors, aircraft performance, thrust, power

# SADRŽAJ

SAŽETAK ... 4
1. UVOD ... 1
2. Faktori koji utječu na performanse zrakoplova ... 2
2.1. Karakteristike zrakoplova ... 2
2.1.1. Masa zrakoplova ... 2
2.1.2. Aerodinamičke karakteristike ... 3
2.1.3. Pogonska skupina ... 4
2.1.4. Konstrukcijske karakteristike ... 4
2.2. Vanjski čimbenici ... 5
2.2.1. Visina leta ... 5
2.2.2. Stanje atmosfere ... 5
2.2.3. Vjetar ... 6
2.2.4. Stanje uzletno-sletne staze ... 6
3. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu ... 7
3.1. Potrebni potisak ... 9
3.2. Potrebna snaga ... 13
3.3. Dolet i istrajnost ... 14
3.4. Izračun performansi u horizontalnom letu za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II ... 16
4. Izračun performansi zrakoplova u penjanju ... 23
4.1. Brzina uzdizanja ... 23
4.2. Vrijeme penjanja ... 27
4.3. Izračun performansi u penjanju za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II ... 28
5. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju ... 30
5.1. Brzina snižavanja ... 30
5.2. Minimalni kut spuštanja ... 32
5.2. Izračun performansi u spuštanju za zrakoplov Fairchild Republic A10 Thunderbolt II ... 32
6. Izračun performansi zrakoplova u polijetanju ... 34
6.2. Brzina polijetanja ... 36
6.3. Izračun performansi u polijetanju za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II ... 37
7. Izračun performansi zrakoplova u slijetanju ... 39
8. Izračun performansi zrakoplova u zaokretu ... 41
8.1. Radijus zaokreta i kutno skretanje ... 41

8.2. Izračun performansi u zaokretu za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II ..... 43
ZAKLJUČAK ..... 45
Popis literature ..... 46
Popis slika ..... 47
Popis tablica ..... 48
Popis grafikona ..... 49

# 1. UVOD

Od samih začetaka zrakoplovstva ljudi pokušavaju unaprijediti performanse zrakoplova. Poboljšanje performansi se može promatrati iz dva pogleda: civilnog i vojnog. Dizajnerima civilnih zrakoplova je u cilju smanjiti troškove uz zadržavanje ili poboljšavanje performansi dok vojsku ne zanima financijski aspekt, već joj je u cilju samo poboljšanje performansi. Pod tim se misli na povećanje maksimalne brzine leta, povećanje viška potiska, povećanje okretljivosti itd.

Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II je američki jurišni zrakoplov razvijen krajem 1960-ih godina. Dizajniran je za napad na ciljeve na zemlji, tj. za blisku zračnu potporu što znači da mora moći letjeti na malim brzinama da bude efektivan, ali i moći razviti dovoljnu brzinu da brzo napusti zračni prostor djelovanja. To mu omogućuju velika krila i pogonska skupina od dva turbofan motora General Electric TF 34-100. Rad je podijeljen u 9 poglavlja:

1. Uvod
2. Faktori koji utječu na performanse zrakoplova
3. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu
4. Izračun performansi zrakoplova u penjanju
5. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju
6. Izračun performansi zrakoplova u polijetanju
7. Izračun performansi zrakoplova u slijetanju
8. Izračun performansi zrakoplova u zaokretu
9. Zaključak

U drugom poglavlju su objašnjeni faktori koji utječu na performanse zrakoplova podijeljeni u dvije skupine. Utjecaj svakog faktor je objašnjen za pojedini režim leta.

Od trećeg do devetog poglavlja su obrađeni temelji za izračun performansi te konkretni izračuni za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II i to tako da su performanse za svaki pojedini režim obrađene u zasebnom poglavlju.

Zadnje, tj. deveto poglavlje je zaključak u kojem je dana sinteza i komentar na građu iznesenu u prethodnim poglavljima.

# 2. Faktori koji utječu na performanse zrakoplova

Faktori bitni za izračun performansi zrakoplova mogu se podijeliti u dvije skupine: karakteristike samog zrakoplova (masa zrakoplova, aerodinamičke karakteristike, pogonska skupina, konstruktivne karakteristike) i vanjske čimbenike (visina leta, stanje atmosfere, vjetar, stanje uzletno-sletne staze). U konstruiranje zrakoplova se puno ulaže i uključen je veliki broj stručnjaka koji proračunima i eksperimentima dolaze do povoljnog aerodinamičkog oblika zrakoplova. Nadalje, potrebno je odabrati pogonsku skupinu koja će taj „okvir" adekvatno i u zahtjevanim granicama pokretati. Svaki zrakoplov ima određen raspon masa u kojem smije operirati i te granice se ne smiju prekoračiti. Dobro konstruiran zrakoplov ne jamči dobre performanse jer velik utjecaj imaju i vanjski čimbenici koje čovjek može minimalno kontrolirati.

## 2.1. Karakteristike zrakoplova

Karakteristike zrakoplova koje se promatraju pri izračunu performansi zrakoplova su: masa zrakoplova, aerodinamičke karakteristike, pogonska skupina te konstruktivne karakteristike. U ovom potpoglavlju će svaka karakteristika biti pojašnjena za svaku fazu leta (polijetanje, penjanje, krstarenje, spuštanje i slijetanje) kao nezavisna varijabla.

### 2.1.1. Masa zrakoplova

Masa zrakoplova je važan faktor u promatranju performansi zrakoplova. Kao što je ranije spomenuto svaki zrakoplov ima maksimalna ograničenja kad je masa u pitanju koja ako se prekorače mogu imati negativan utjecaj na konstukciju zrakoplova. Nadalje, nije samo bitna masa već i kako je ona raspoređena tj. gdje se nalazi centar težine (težište). Pozicija težišta utječe na upravljivost odnosno stabilnost zrakoplova. Nadalje, masa zrakoplova različito utječe na zrakoplov u različitim fazama leta, no generalno veća masa povećava inducirani otpor koji povećava brzinu sloma uzgona *Vs* (*Stalling speed*), minimalni potreban potisak $F_{TRmin}$ (*Thrust required minimum*) te brzinu za minimalan potreban potisak $V_{FTRmin}$ (*Minimum thrust required speed).*

Masa pri polijetanju ima prvenstveno utjecaj na akceleraciju koja će biti manja što je masa veća. Osim toga veća masa stvara veću silu na podlogu koja povećava silu trenja kotača koja će dodatno smanjiti akceleraciju. Smanjena akceleracija će rezultirati povećanom potrebnom duljinom za polijetanje (*Take-off distance required* – TODR).

U penjanju će veća masa povećati inducirani otpor koji povećava potrebni minimalni potisak odnosno potrebnu minimalnu snagu što dovodi do manjeg viška potiska odnosno manjeg viška snage. Kako je brzina uzdizanja (*Rate of Climb* – R/C) direktno povezana s viškom snage, povećana masa smanjuje najbolju brzinu uzdizanja.

U horizontalnom letu veća masa će povećati inducirani otpor koji će povećati potrebnu snagu. Također, veći inducirani otpor će smanjiti najveći dolet zrakoplova u krstarenju.

U zaokretima je potrebno da uzgon zrakoplova bude veći od težine (vertikalna komponenta uzgona mora biti jednaka težini da bi se održao horizontalan let) pa s povećanjem mase je potreban i veći uzgon.

Veća masa u spuštanju ima utjecaj na brzinu spuštanja (*Rate of Descent* – R/D) koju povećava i na vrijeme spuštanja koje je manje. Masa u spuštanju ne utječe na kut spuštanja.

Bitno za slijetanje je da povećanje mase povećava brzinu sloma uzgona što znači da zrakoplov dolazi na slijetanje sa većom brzinom. Osim toga, veća masa znači veća inercija što u kombinaciji s većom brzinom slijetanja produljuje potrebnu duljinu za slijetanje (*Landing distance required* – LDR).

### 2.1.2. Aerodinamičke karakteristike

Pod aerodinamičkim karakteristikama se podrazumijevaju sile uzgona i otpora zrakoplova. Sila uzgona je ovisna o koeficijentu uzgona, kvadratu brzine leta, gustoći te površini krila. Sila otpora ovisi o koeficijentu otpora, kvadratu brzine leta, gustoći zraka te površini krila. Svi elementi su promjenjivi tijekom leta osim površine krila koja je kod većine zrakoplova konstantna (osim kod zrakoplova s promjenjivom geometrijom krila).

Pri polijetanju je prisutno ubrzanje tj. povećanje brzine s kojim se povećava i sila uzgona i sila otpora. Pri zatrčavanju prisutan je i utjecaj blizine tla (*Ground effect*) koji smanjuje inducirani otpor.

U penjanju je sila uzgona manja od težine jer zrakoplov penje silom potiska.

Ako zrakoplov leti jednolikim horizontalnim letom sila uzgona je jednaka težini zrakoplova, a sila otpora je jednaka potisnoj sili.

U zaokretu je sila uzgona veća od težine. Razlog tome je što uzgon u zaokretu ne djeluje vertikalno, već okomito na poprečnu i uzdužnu os zrakoplova. Ukoliko je zaokret horizontalan vertikalna komponenta uzgona se suprotstavlja težini i drži zrakoplov u horizontali. Ako je zaokret jednolik (bez ubrzanja) sila otpora je jednaka potisnoj sili.

Ukoliko zrakoplov spušta bez potiska sile uzgona i otpora će biti jednake odgovarajući komponentama gravitacijske sile zrakoplova.

U prilazu za slijetanje se koriste uređaji za povećanje uzgona poput pretkrilaca i zakrilaca koji smanjuju brzinu prilaza i povećavaju silu uzgona i otpora. Kad zrakoplov sleti zakrilca se uvlače u svrhu smanjenja uzgona te se koriste uređaji za povećanje otpora (*spoileri*).

### 2.1.3. Pogonska skupina

Glavna karakteristika mlaznog motora je raspoloživi potisak. Raspoloživi potisak mlaznog motora, za razliku od klipnog, je relativno konstantan.

U polijetanju jačina pogonske skupine, tj. koliko potiska može proizvesti ima presudan utjecaj na potrebnu udaljenost za polijetanje odnosno na to koliko brzo zrakoplov može ubrzati do sigurne brzine za uzlijetanje.

U penjanju će jača pogonska skupina osigurati veći višak potiska što će dati veći višak snage o čemu je direktno ovisna brzina penjanja (*Rate of Climb*).

U horizontalnom letu je raspoloživi potisak bitan za izračunavanje maksimalne brzine, tj. jača pogonska skupina omogućuje zrakoplovu let na većim brzinama.

U spuštanju se pogonska skupina može koristiti za brže spuštanje, no nema presudan utjecaj.

U slijetanju pogonska skupina nema utjecaja uz iznimku zrakoplova koji mogu koristiti obrnuti potisak za dodatno usporavanje što smanjuje potrebnu udaljenost za slijetanje.

### 2.1.4. Konstrukcijske karakteristike

Konstrukcijske karakteristike koje utječu na performanse zrakoplova su: oblik zrakoplova, uređaji za povećanje uzgona te uređaji za povećanje otpora.

Oblik zrakoplova je najbitnija konstrukcijska karakteristika i u njegov dizajn se ulažu najveći napori i sredstva. O obliku će ovisiti koeficijent parazitnog otpora koji će povećavati otpor i potreban potisak, tj. snagu za let. Ova karakteristika će utjecati na performanse zrakoplova u svakom režimu leta zrakoplova.

U uređaje za povećanje uzgona spadaju pretkrilca i zakrilca. Ovi elementi konstrukcije se koriste u režimima polijetanja i slijetanja kako bi se smanjila brzina sloma uzgona zrakoplova, tj. povećao uzgon što dovodi do smanjenja potrebne udaljenosti za polijetanje i slijetanje. U ostalim režimima leta uređaji za povećanje uzgona se uvlače i uklapaju u aeroprofil krila zrakoplova.

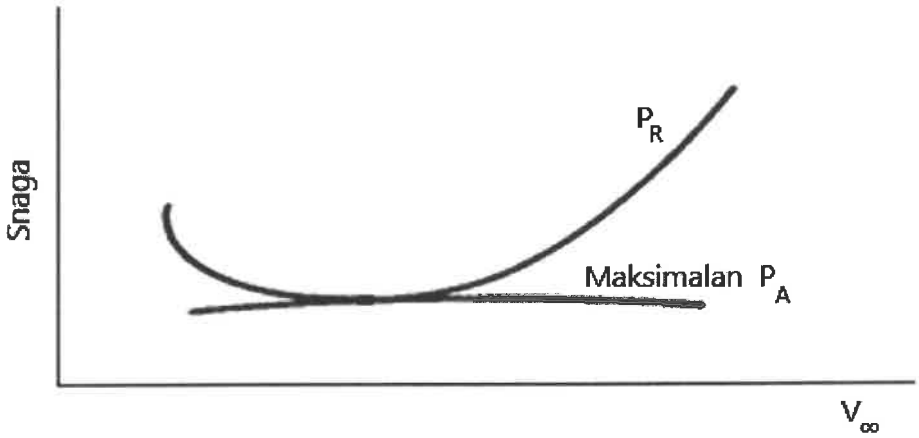
Uređaji za povećanje otpora su spoileri i zračne kočnice i koriste se prvenstveno u fazi slijetanja u svrhu skraćivanja potrebne udaljenosti za slijetanje. Spoileri su pravokutne površine na gornjaci krile koje u izvučenom položaju stoje okomito na gornjaku krila i povećavaju otpor, ali i smanjuju uzgon, a u uvučenom položaju se uklapaju u gornjaku krila. Zračne kočnice su površine koje se mogu uvlačiti i izvlačiti, a kad su izvučene povećavaju otpor zrakoplova.

## 2.2. Vanjski čimbenici

Vanjski utjecaji imaju značajan utjecaj na performanse zrakoplova, a čovjek ne može utjecati na njih u mjeri u kojoj može utjecati na karakteristike zrakoplova. Vanjski utjecaji koji će biti obrađeni u ovom potpoglavlju su: visina leta, stanje atmosfere, vjetar i stanje uzletno-sletne staze.

### 2.2.1. Visina leta

Visina leta direktno utječe na pogonsku skupinu i na vrijednost sile uzgona. Raspoloživa i potrebna snaga su oboje ovisni o gustoći zraka, tj. raspoloživa snaga opada sa smanjenjem gustoće zraka, a potrebna snaga raste sa smanjenjem gustoće zraka. Sa ovim saznanjem zaključujemo da će se na određenoj visini raspoloživa snaga izjednačiti s minimalnom potrebnom snagom. Ta visina je plafon leta zrakoplova, no o tome će biti riječi u jednom od sljedećih poglavlja. Na slici 1. su prikazane krivulje potrebne i raspoložive snage na plafonu leta jednog klipnog zrakoplova.




**Slika 1.** Krivulje potrebne i raspoložive snage na plafonu leta zrakoplova [1]

### 2.2.2. Stanje atmosfere

Atmosfera je smjesa plina u kojem lete zrakoplovi. Njeni parametri koji utječu na performanse zrakoplova su gustoća, tlak i temperatura. Gustoća je parametar koji direktno utječe na performanse zrakoplova, dok tlak i temperatura mijenjaju gustoću zraka tako da možemo reći da oni posredno djeluju na performanse. Povećani tlak povećava gustoću zraka što pozitivno utječe na performanse zrakoplova. Povećana temperatura smanjuje gustoću zraka što negativno

utječe na performanse zrakoplova. Utjecaj stanja atmosfere je kritičan u fazi polijetanja kada je potreban sav raspoloživ potisak da bi se poletjelo u fizikalnim ograničenjima uzletno-sletne staze.

### 2.2.3. Vjetar

Iz perspektive performansi vjetar u polijetanju ima dvojak utjecaj. Pri čeonom vjetru će zrakoplov za istu stvarnu brzinu (*True air speed* – TAS) imati manju zemaljsku brzinu (*Ground speed* – GS) što će rezultirati smanjenom potrebnom udaljenosti za polijetanje. Zrakoplovi zato najčešće polijeću u vjetar, no ponekad moraju polijetati niz vjetar, tj. s leđnim vjetrom. Leđni vjetar će za posljedicu imati povećanu potrebnu udaljenost za polijetanje.

U penjanju će čeoni vjetar povećati kut penjanja, a leđni vjetar će smanjiti kut penjanja. Vjetar ne utječe na brzinu penjanja odnosno brzinu spuštanja.

U krstarenju će vjetar utjecati na dolet. Leđni vjetar povećava dolet dok čeoni vjetar smanjuje dolet. U krstarenju piloti izračunavaju optimalnu visinu na kojoj zrakoplov ima najmanju potrošnju, no ukoliko na toj visini puše čeoni vjetar koji će smanjiti dolet pilot može odabrati neku drugu visinu gdje je možda povoljniji vjetar po tablici koja je dana za svaki zrakoplov.

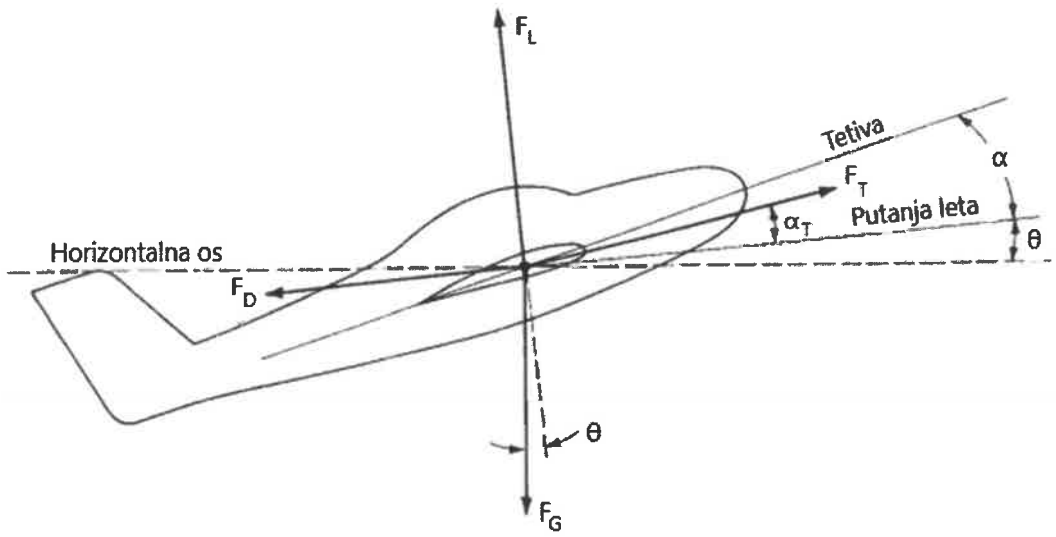
U slijetanju vjetar ima utjecaj kao u polijetanju – čeoni vjetar će smanjiti potrebnu udaljenost za slijetanje, a leđni vjetar će povećati potrebnu udaljenost za slijetanje.

### 2.2.4. Stanje uzletno-sletne staze

Stanje uzletno-sletne staze je uvjetovano meteorološkim pojavama. Kiša ili snijeg će povećati koeficijent trenja. Međutim, pri određenoj brzini (kritična brzina) javlja se fenomen hidroplaniranja pri kojem se trenje drastično smanjuje. Vrste hidroplaniranja su: dinamičko hidroplaniranje, viskozno hidroplaniranje te *reverted rubber skidding.*

# 3. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu

Za proračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu promatra se zrakoplov i sve sile koje djeluju na njega. Zrakoplov i sile koje djeluju na njega su prikazane na slici 2.




**Slika 2.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u horizontalnom letu [1]

Četiri sile koje djeluju na zrakoplov u letu su: sila potiska koja djeluje pod kutem $\alpha_T$ u odnosu na putanju leta, sila uzgona koja je okomita na putanju leta, sila otpora koja je paralelna s putanjom leta te sila težine koja djeluje prema središtu Zemlje. Za pojednostavljenje izračuna može se pretpostaviti da sve sile djeluju u težištu i može se postaviti jednadžbu ravnoteže sila paralelnih s putanjom zrakoplova i ravnoteže sila okomitih na putanju zrakoplova.

$$m\frac{dV}{dt} = F_T \cos\alpha_T - F_D - F_G \sin\theta$$

$$m\frac{V^2}{r} = F_L + F_T \sin\alpha_T - F_G \cos\theta$$

- $m$ – masa zrakoplova,
- $dV$ – promjena brzine u vremenu,
- $dt$ – promjena vremena,

- $F_L$ – sila uzgona,
- $\alpha_T$ – kut sile potiska,
- $F_D$ – sila otpora,
- $F_G$ – težina,
- $V$ – brzina promatranog objekta (zrakoplova),
- $r$ – radijus zakrivljenosti,

Budući da se promatra zrakoplov u horizontalnom letu, kut između putanje leta i horizontalne ravnine $\theta$ jednak nuli. Nadalje, promatra se let konstantnom brzinom što znači da je promjena brzine u vremenu jednaka nuli. Ako se uzme da zrakoplov leti horizontalno tj. da zanemarimo zakrivljenu putanju zrakoplova oko Zemlje radijus postaje beskonačan. Uz ove pretpostavke ove dvije jednadžbe mogu se napisati jednostavnije:

$$F_T \cos \alpha_T = F_D$$

$$F_L + F_T \sin \alpha_T = F_G$$

Uz to, kod većine konvencionalnih zrakoplova kut sile potiska je zanemariv pa se ove dvije jednadžbe mogu još pojednostaviti:

$$F_T = F_D$$

$$F_L = F_G$$

Ovo su pojednostavljene jednadžbe koje predstavljaju jednadžbe gibanja za zrakoplov u jednolikom horizontalnom letu. Iz njih se može zaključiti da su u horizontalnom letu sve sile koje djeluju na zrakoplov balansirane tj. da je potisak jednak otporu i da je uzgon jednak težini. Ove jednadžbe će služiti kao polazišna točka za izračun performansi zrakoplova.

## 3.1. Potrebni potisak

Da bi zrakoplov na nekoj promatranoj visini letio određenom brzinom ili ubrzavao mora proizvesti dovoljan potisak da svlada silu otpora. Ukoliko se promatra jednoliki let bez ubrzanja sila potiska će biti jednaka sili otpora.

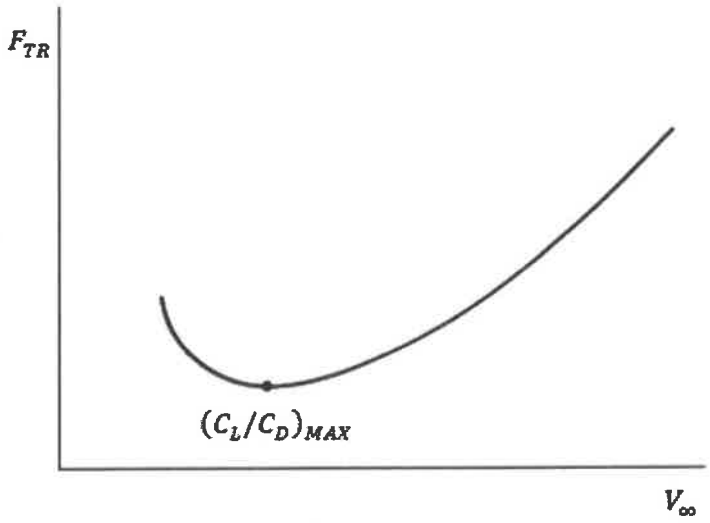
$$F_{TR} = \frac{F_G}{\frac{C_L}{C_D}} = \frac{F_G}{\frac{F_L}{F_D}}$$

- $F_{TR}$ – potrebni potisak zrakoplova pri određenoj brzini,
- $C_L$ – koeficijent uzgona,
- $C_D$ – koeficijent otpora.

Potreban potisak zrakoplova na određenoj visini ovisan je o željenoj brzini i najčešće se prikazuje krivuljom $F_{TR}$-$V_\infty$ koja se dobija tako da se odabere željena brzina $V_\infty$ i za tu brzinu se izračuna koeficijent uzgona iz jednadžbe:

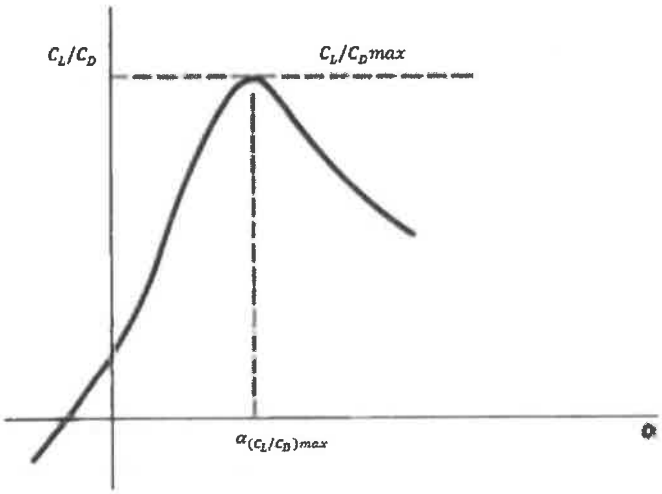
$$F_L = F_G = q_\infty S C_L$$

Zatim se izračuna koeficijent otpora preko poznate polare zrakoplova. Uz poznate koeficijente uzgona i otpora poznat je i njihov omjer i uz poznatu težinu zrakoplova s formulom s vrha stranice se izračuna potreban potisak. Uz ponovljeni postupak za raspon brzina zrakoplova dobiva se krivulja. Izgled jedne takve krivulje se vidi na slici 3.



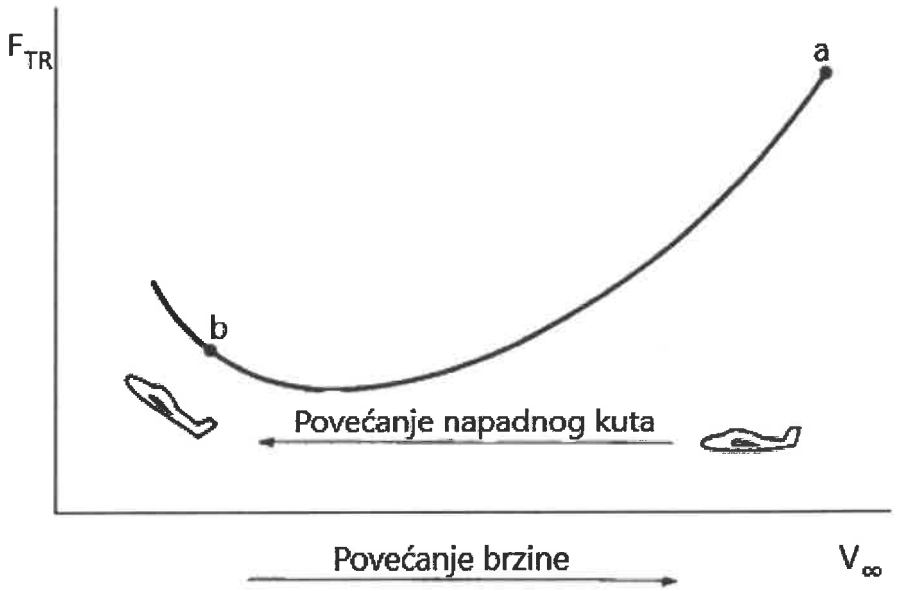

**Slika 3.** Krivulja potrebnog potiska u ovisnosti o brzini [1]

Iz jednadžbe za potrebni potisak se može zaključiti da će najmanji potrebni potisak zrakoplov ostvariti pri najvećem omjeru koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora. Taj omjer je mjera aerodinamičke efikasnosti zrakoplova. Nadalje, omjer koeficijenata uzgona i otpora je funkcija napadnog kuta te on postiže maksimalnu vrijednost pri određenom napadnom kutu kao što je vidljivo na slici 4. Dakle, kad zrakoplov leti brzinom potrebnom za najmanji potisak istovremeno leti s napadnim kutom za najbolji omjer koeficijenata uzgona i otpora.

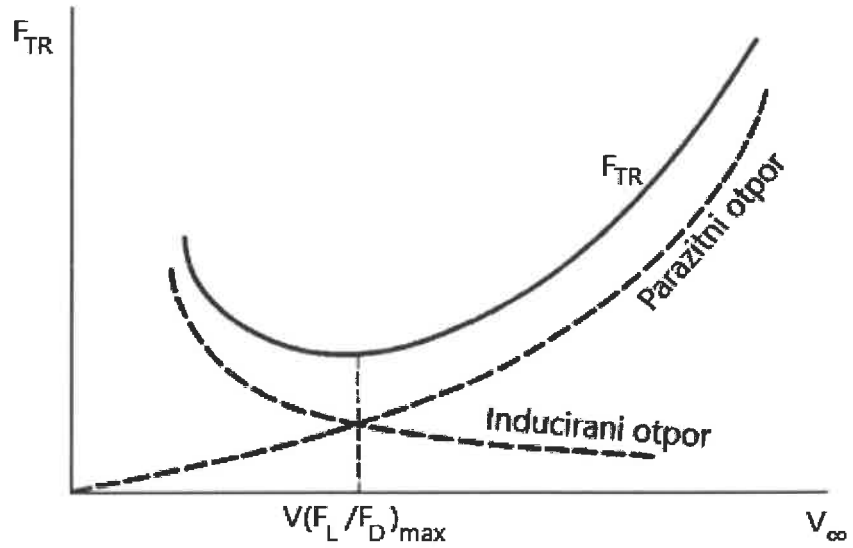



**Slika 4.** Ovisnost omjera koeficijenata uzgona I otpora o napadnom kutu

Uz to, svaka vrijednost potrebnog potiska odgovara nekoj različitoj vrijednosti napadnog kuta. To se vidi na slici 5. Ako se promatra krivulju s desna na lijevo, uz poznavanje formule za uzgon $L = W = q_\infty S C_L$, vidi se da je na desnoj strani većina uzgona rezultat velikog dinamičkog tlaka kao posljedica velike brzine te je potreban potisak posljedica velikog parazitnog otpora što je vidljivo na slici 6. Kako se ide ulijevo brzina je manja, a s tim se smanjuje i dinamički tlak te se povećava vrijednost napadnog kuta da bi se mogla podržati težina zrakoplova. Zbog smanjenja dinamičkog tlaka otpor i potreban potisak se inicijalno smanjuju, no povećanjem napadnog kuta, a time i koeficijenta uzgona, inducirani otpor raste i to s kvadratom koeficijenta uzgona te se zbog toga povećava potrebni potisak koji je sada potreban za svladavanje većinom induciranog otpora.




**Slika 5.** Prikaz ovisnosti potrebnog potiska o napadnom kutu




**Slika 6.** Promjena induciranog i parazitnog otpora u ovisnosti o brzini

Potreban potisak je sila jednaka zbroju sila otpora koji čine parazitni otpor i inducirani otpor što se vidi i iz sljedeće formule:

$$F_{TR} = q_\infty S C_{D,0} + \frac{F_G^2}{q_\infty S \pi e AR}$$

- $q_\infty$ – dinamički tlak,
- $S$ – površina krila zrakoplova,
- $AR$ – aspektni odnos.

Deriviranjem jednadžbe iznad i izjednačavanjem s nulom dobivamo:

$$C_{D,0} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = C_{D,i}$$

- $C_{D,i}$ – inducirani otpor, zrakoplova.

Prema ovoj jednakosti se može zaključiti da je potrebni potisak najmanji kada je inducirani otpor jednak parazitnom otporu zrakoplova tj. točka u kojoj se nalazi vrijednost brzine za najmanji potrebni potisak se nalazi iznad točke u kojoj se sijeku krivulje parazitnog i induciranog otpora.

## 3.2. Potrebna snaga

Osim potrebnog potiska važno je i izračunati potrebnu snagu. Snaga se definira kao brzina obavljanja mehaničkog rada. Rad je umnožak sile i puta na kojem ta sila djeluje. U ovom slučaju promatramo zrakoplov u horizontalnom letu, na određenoj visini, bez ubrzanja koji leti određenom brzinom. Za taj zrakoplov vrijedi:

$$P_R = F_{TR} V_\infty$$

- $P_R$ – potrebna snaga zrakoplova,
- $V_\infty$ - brzina.

Ako se u jednadžbu za potrebnu snagu uvrsti:

$$F_{TR} = \frac{F_G}{\frac{C_L}{C_D}}$$

dobiva se:

$$P_R = \frac{F_G}{\frac{C_L}{C_D}} V_\infty$$

Iz izraza za težinu tj. uzgon:

$$F_L = F_G = \frac{1}{2} q_\infty V_\infty^2 S C_L$$

može se dobiti izraz za brzinu:

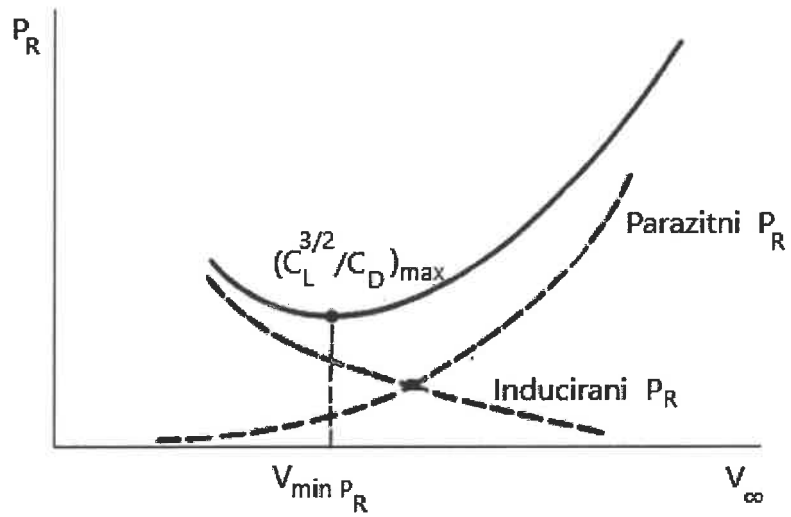
$$V_\infty = \sqrt{\frac{2F_G}{q_\infty S C_L}}$$

Ako se taj izraz za brzinu uvrsti u jednadžbu za potrebnu snagu ona će izgledati ovako:

$$P_R = \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2F_G^3}{q_\infty S}}$$

Krivulja potrebne snage u ovisnosti o brzini je slična kao krivulja potrebnog potiska u ovisnosti o brzini, no postoje razlike. Za razliku od potrebnog potiska, potrebna snaga obrnuto je

proporcionalna omjeru $C_L^{3/2}/C_D$ što se vidi iz gornje jednadžbe. Dakle, da se zaključiti da će najmanja potrebna snaga, a s njom i brzina potrebna za najmanju potrebnu snagu biti u točki na krivulji u kojoj je omjer $C_L^{3/2}/C_D$ maksimalan što se vidi na slici 7.




**Slika 7.** Promjena induciranog i parazitnog otpora na grafu potrebne snage

Deriviranjem jednadžbe potrebne snage po brzini i izjednačavanjem s nulom dobiva se jednakost:

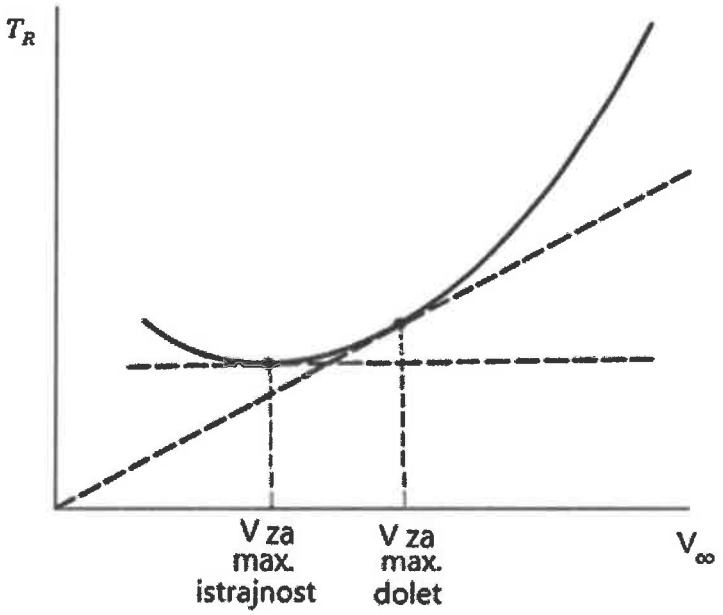
$$C_{D,0} = 1/3C_{D,i}$$

što znači da je pri najmanjoj potrebnoj snazi parazitni otpor jednak trećini induciranog otpora. Iz ovog grafa se može očitati i najmanji potrebni potisak. Potrebno je povući tangentu na krivulju iz izhodišta koordinatnog sustava. U dodirnoj točci je vrijednost brzine za najmanji potrebni potisak.

### 3.3. Dolet i istrajnost

Dolet i istrajnost su povezani sa količinom goriva koju zrakoplov nosi, ali i s potrošnjom koja se kod mlaznih zrakoplova izražava preko specifične potrošnje goriva po jedinici potiska i vremena (*Thrust-specific fuel consumption* – TSFC). Dolet predstavlja udaljenost koju zrakoplov može preletjeti s određenom količinom goriva. Najbolji dolet s određenom količinom goriva se postiže kada zrakoplov leti tako da troši minimalnu količinu goriva po prijeđenoj nautičkoj milji, a to se postiže kada zrakoplov na mlazni pogon leti s brzinom potrebnom za minimalni potisak. S

druge strane, istrajnost je definirana kao vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku s određenom količinom goriva. Najbolja istrajnost s određenom količinom goriva se postiže kada zrakoplov leti tako da troši minimalnu količinu goriva po vremenskoj jedinici (minuti, satu... ). Za mlazni zrakoplov minimalna potrošnja po jedinici vremena se dobiva kada zrakoplov leti brzinom potrebnom za minimalnu snagu. Tražene brzine se mogu dobiti iz grafa potrebnog potiska u ovisnosti o brzini na slici 8.




**Slika 8.** Određivanje potrebnih brzina za maksimalan dolet i istrajnost

Za izračun doleta i istrajnosti koriste se Breguetove jednadžbe za dolet i istrajnost. Breguetova jednadžba za istrajnost je:

$$E = \frac{1}{c_t}\frac{C_L}{C_D} ln \frac{W_0}{W_1}$$

- E – istrajnost zrakoplova (*Endurance*),
- $c$ – specifična potrošnja goriva (specific fuel consupmtion – SFC),
- $W_0$ – težina početne količine goriva,
- $W_1$ – težina količine goriva umanjena za potrošenu količinu.

Istrajnost je u biti vrijeme tako da se koriste iste mjerne jedinice. Iz ove formule možemo zaključiti da ako želimo povećati istrajnost zrakoplova moramo smanjiti njegovu specifičnu

potrošnju goriva, letjeti na maksimalnom omjeru koeficijenata uzgona i otpora i imati što bolji omjer masa količine goriva.

Breguetova jednadžba za dolet je:

$$R = 2\sqrt{\frac{2}{q_\infty S}}\frac{1}{c_t}\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}(W_0^{\frac{1}{2}} - W_1^{\frac{1}{2}})$$

- R – dolet zrakoplova (*Range*),
- $W_0$ – težina početne količine goriva,
- $W_1$ – težina količine goriva umanjena za potrošenu količinu.

Dolet predstavlja udaljenost tako da je i mjerna jedinica jedinica za udaljenost. Da bi postigli što veći dolet potrebno je letjeti s minimalnom specifičnom potrošnjom, poletjeti s maksimalnom količinom goriva, letjeti na najboljem omjeru $C_L^{1/2}$ i $C_D$ i letjeti na što većoj visini dok visina ne počne negativno utjecati na performanse zrakoplova.

## 3.4. Izračun performansi u horizontalnom letu za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

U ovom radu će se svi izračuni odnositi na mlazni borbeni zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II. Podaci bitni za izračun se nalaze u Tablici 1.

Potreban potisak i snaga će se izračunavati na razini mora s masom zrakoplova od 13782 kg po formulama koje su prethodno izvedene:

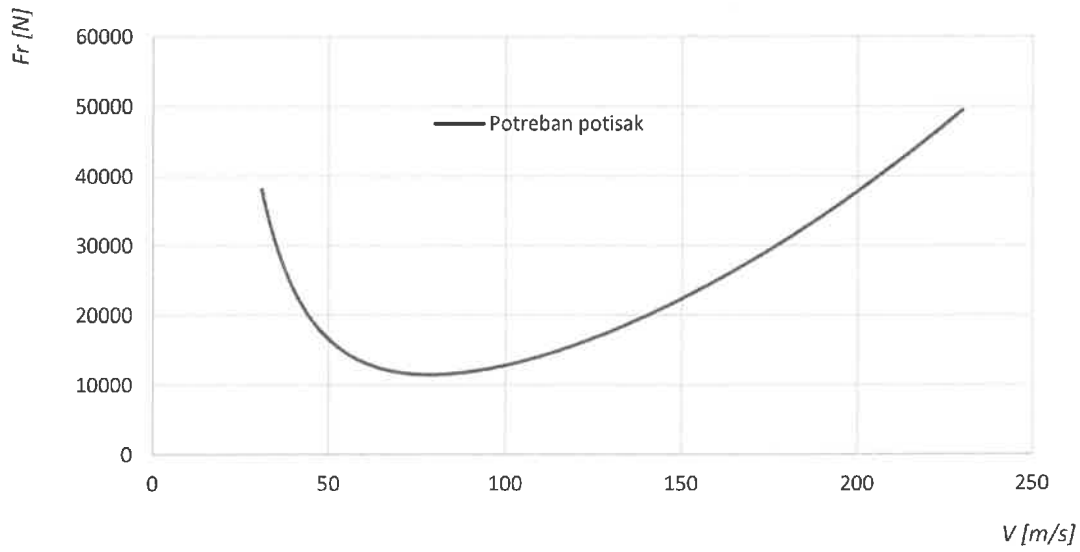
$$F_R = 0.9212\,V^2 + 35759900.1612\,\frac{1}{V^2}$$

$$P_R = 0.9212\,V^3 + 35759900.1612\,\frac{1}{V}$$

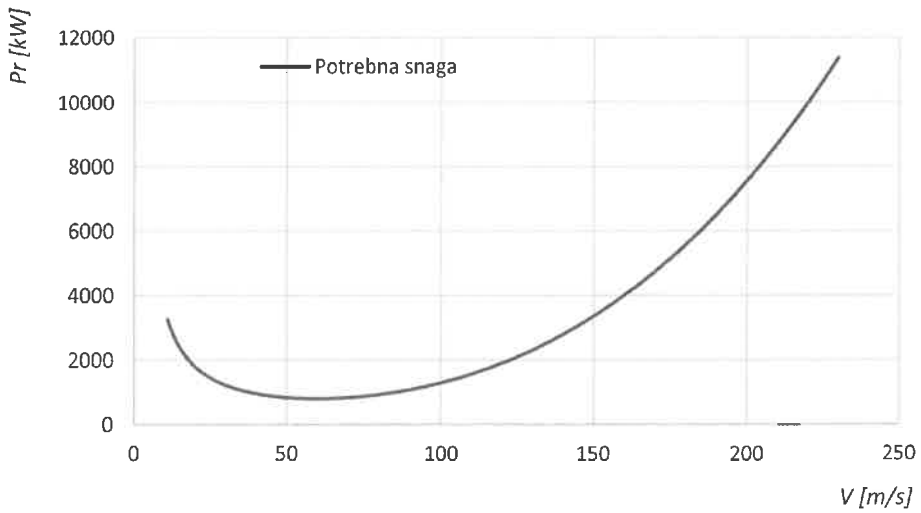
**Tablica 1.** Podaci o zrakoplovu Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II [2]

| | |
|---|---|
| Masa praznog zrakoplova, $m$ | 11321 kg |
| Najveća masa pri polijetanju, $MTOM$ | 23133 kg |
| Raspon krila, $b$ | 17.53 m |
| Površina krila, $S$ | 47 $m^2$ |
| Aspektni odnos, $AR$ | 6.5 |
| Oswaldov koeficijent efikasnosti, $e$ | 0.87 |
| Koeficijent parazitnog otpora, $C_{D,0}$ | 0.032 |
| Raspoloživi potisak, $F_A$ | 80596 N |
| Plafon leta | 45000 ft |
| Količina goriva | 7257 kg |

Grafički prikaz rješenja se vidi na grafikonima 1 i 2

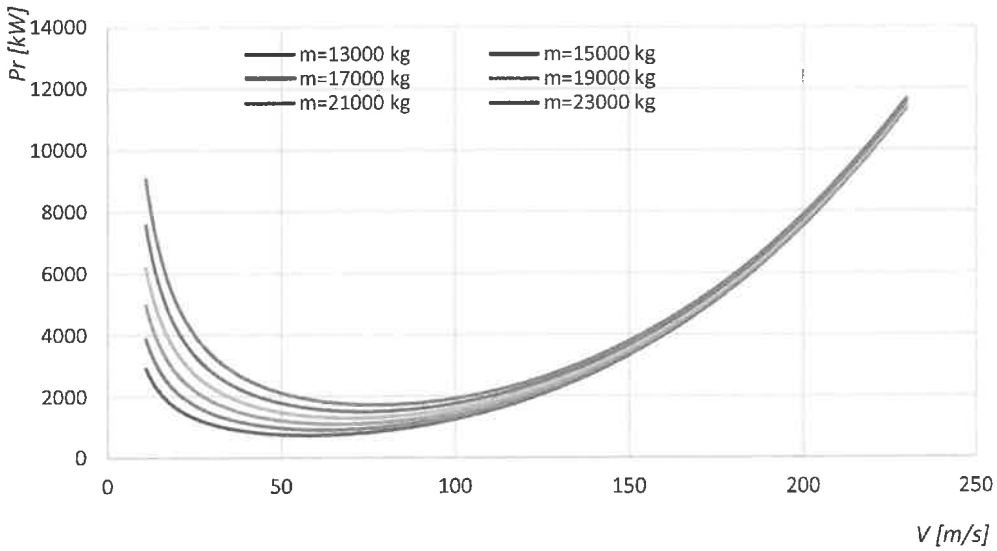



**Grafikon 1.** Potreban potisak na razini mora

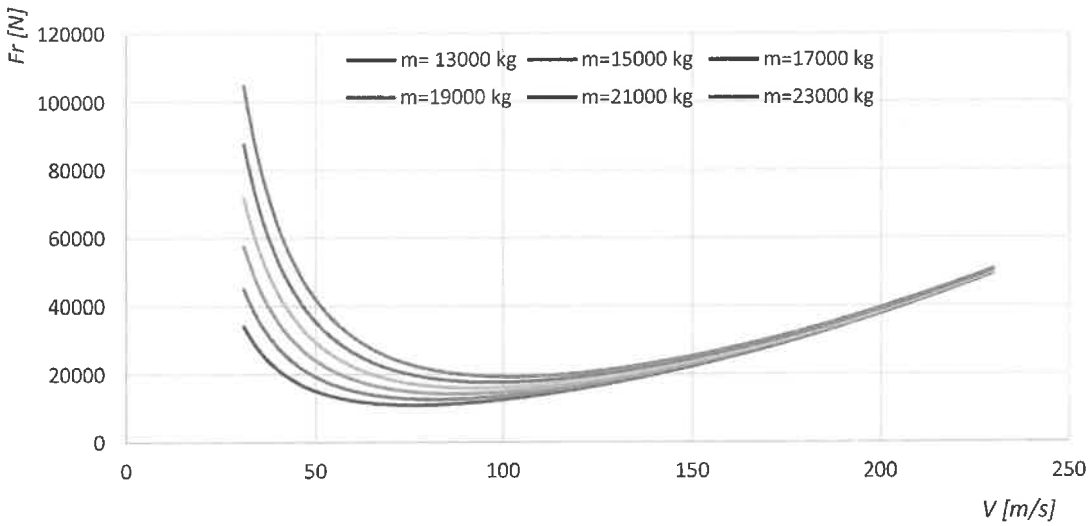



**Grafikon 2.** Potrebna snaga na razini mora

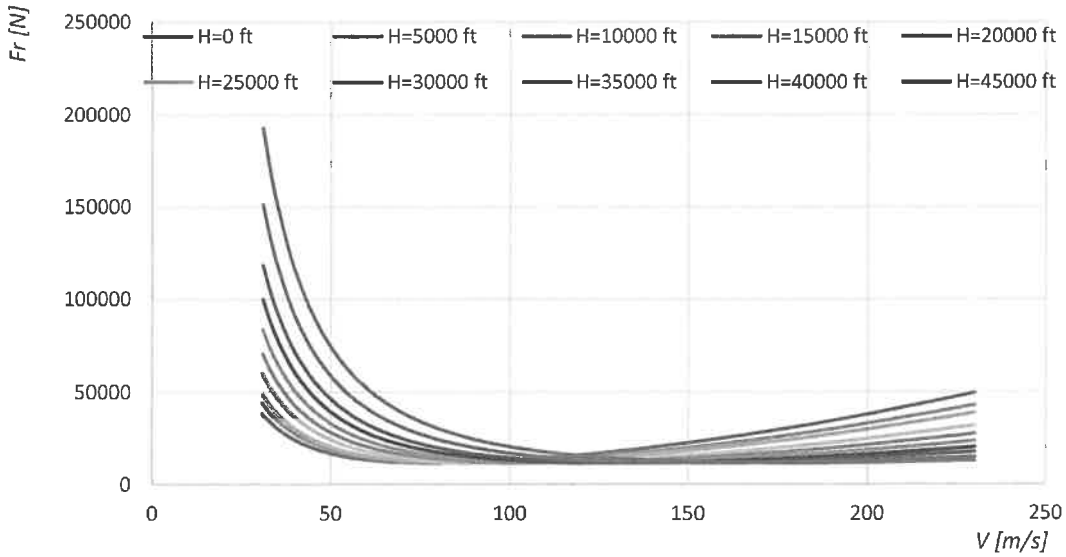
Na potreban potisak i potrebnu snagu utječu visina leta te masa zrakoplova. Na grafikonima 3 i 4 je prikazan utjecaj mase na potrebnu snagu i potreban potisak, dok je na grafikonima 5 i 6 prikazan utjecaj visine na potrebnu snagu i potreban potisak.



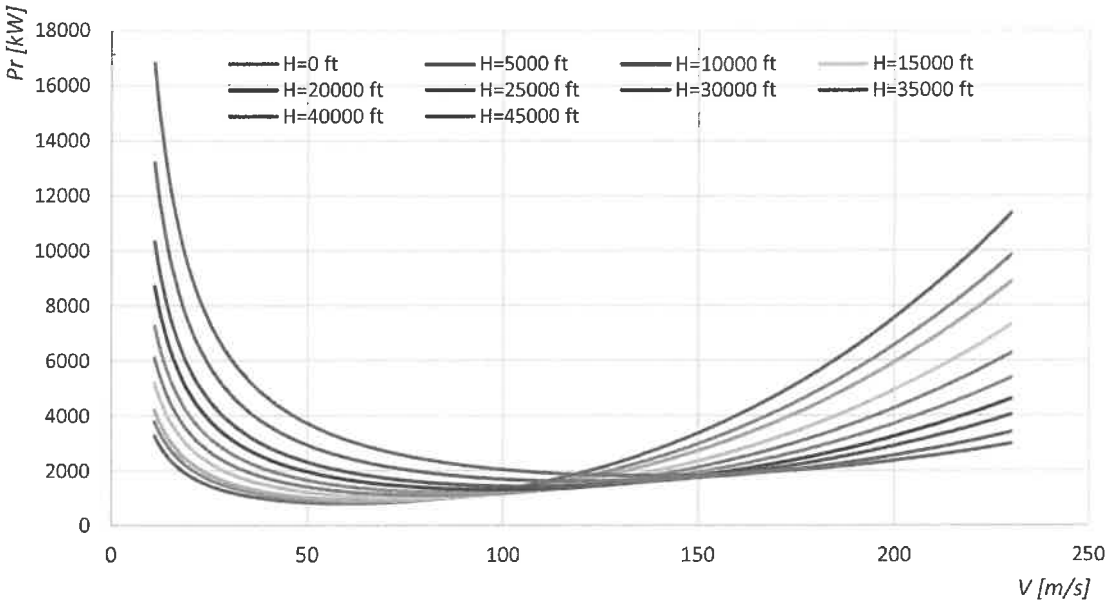

**Grafikon 3.** Utjecaj mase na potrebnu snagu




**Grafikon 4.** Utjecaj mase na potreban potisak

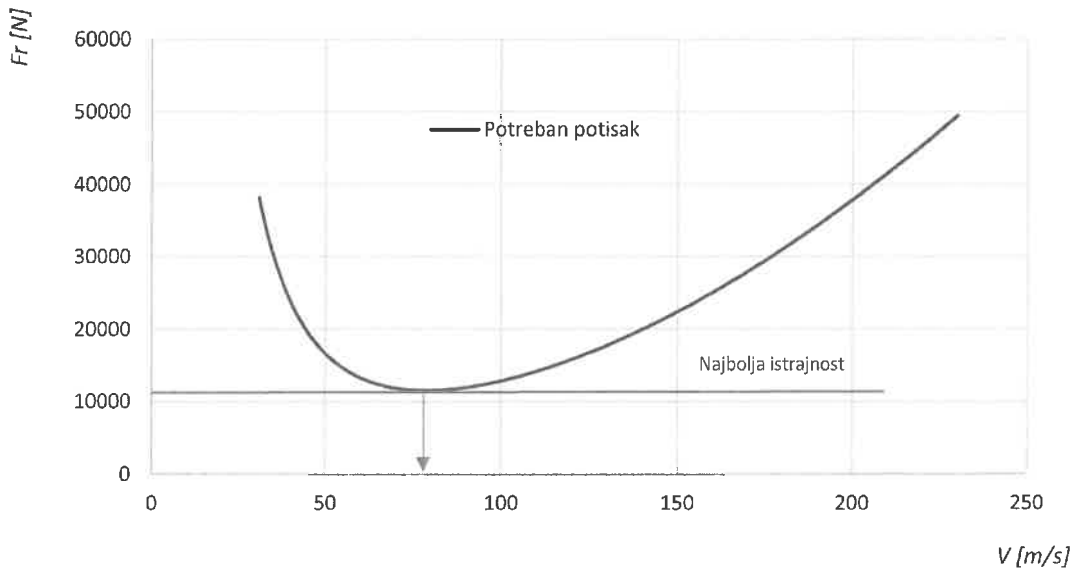



**Grafikon 5.** Utjecaj visine na potreban potisak

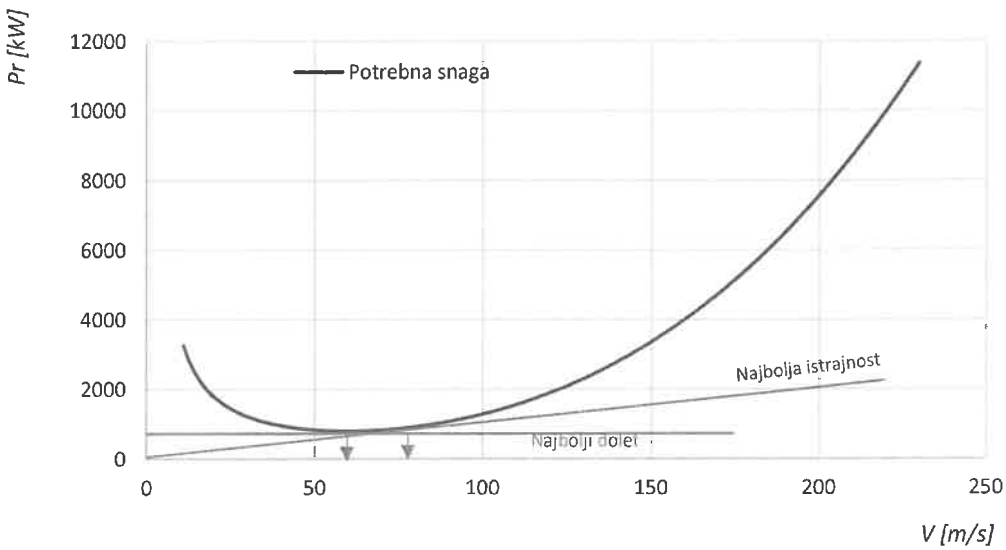



**Grafikon 6.** Utjecaj visine na potrebnu snagu

Da bi zrakoplov ostvario najbolju istrajnost mora letjeti na najboljem omjeru $C_L/C_D$ što odgovara brzini potrebnoj za najmanji potisak. S druge strane, da zrakoplov ostvari najbolji dolet mora letjeti na najboljem omjeru $C_L^{3/2}/C_D$ što odgovara letu na brzini za najmanju snagu. Na grafikonima 7 i 8 su prikazani uvjeti dobivanja minimalne snage i minimalnog potiska. Također se vidi da ako se povuče tangentu iz izhodišta koordinatnog sustava na krivulju potrebne snage, dobit ćemo uvjet za najbolji dolet




**Grafikon 7.** Grafičko određivanje brzine za najbolju istrajnost




**Grafikon 8.** Grafičko određivanje brzine za najbolji istrajnost i najbolji dolet

Za proračun doleta i istrajnosti pretpostavit ćemo da je zrakoplov napunjen do kraja tj. da ima 7257 kg goriva. Preko ranije spomenutih Breguetovih jednadžbi i proračunom koeficijenata uzgona i otpora će se izračunati najbolji dolet i istrajnost.

$$E = \frac{1}{c_t}\frac{C_L}{C_D} ln\frac{W_0}{W_1} = \frac{1}{0{,}07566}\frac{0{,}75}{0{,}064} ln\frac{21039}{13782} = 65{,}52\ \text{h}$$

$$R = 2\sqrt{\frac{2}{q_\infty S}}\frac{1}{c_t}\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\left(W_0^{\frac{1}{2}} - W_1^{\frac{1}{2}}\right) =$$

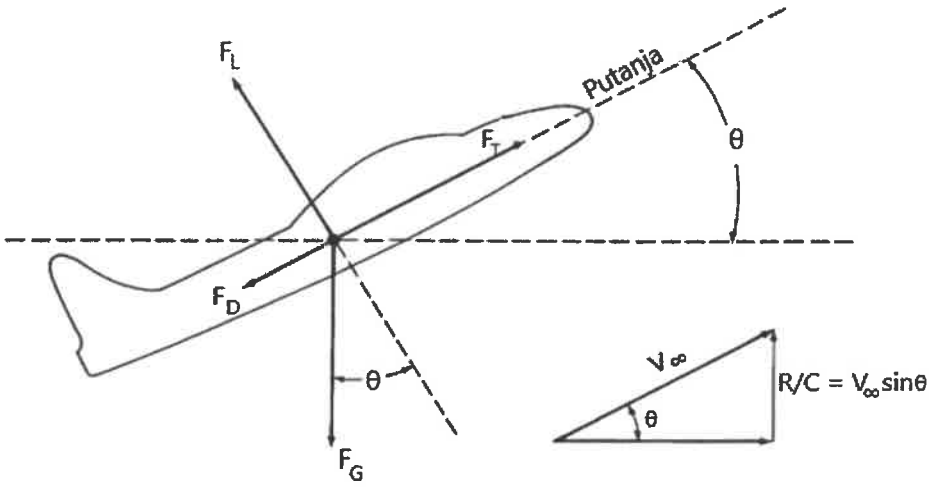
$$= 2\sqrt{\frac{2}{1{,}225 \times 47}}\frac{1}{0{,}07566}\frac{1{,}31^{0{,}5}}{0{,}128}(21039 \times 9{,}81^{0{,}5} - 13782 \times 9{,}81^{0{,}5}) = 3815{,}4\ \text{km}$$

# 4. Izračun performansi zrakoplova u penjanju

Izračun performansi u penjanju omogućuje saznanje podataka poput brzine uzdizanja, vremena potrebnog za penjanje na određenu visinu te horizontalne udaljenosti koja je potrebna da zrakoplov popne na određenu visinu.

## 4.1. Brzina uzdizanja

Promatra se zrakoplov u penjanju bez akceleracije sa svim silama koje djeluju na njega kao što je prikazano na slici 9.




**Slika 9.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u penjanju

Kao i uvijek potisak i otpor djeluju paralelno s putanjom zrakoplova, uzgon je okomit na putanju, a težina djeluje prema sredini Zemlje. Brzina $V_\infty$ je putna brzina zrakoplova, R/C je brzina uzdizanja dok se kut $\theta$ između horizontalne ravnine i putanje zrakoplova naziva kut penjanja. Ako ponovno postavimo jednadžbe gibanja u smjeru leta zrakoplova i okomito na njega vidimo da je uzgon manji nego u horizontalnom letu, naravno, pod pretpostavkom da je težina ostala ista, što dovodi do zaključka da potisak preuzima dio težine te da zrakoplov penje ne zbog povećanog uzgona već zbog viška potiska/snage i tu do izražaja dolazi pogonska skupina zrakoplova. Zbrajajući sile paralelne putanji leta i okomite na putanju leta dobivaju se sljedeće zavisnosti:

$$F_T = F_D + F_G \sin\theta$$

$$F_L = F_G \cos\theta$$

Ove dvije jednadžbe su u biti zakoni gibanja za zrakoplov u jednolikom penjućem letu. Ukoliko se prva jednadžba pomnoži s brzinom $V_\infty$ dobijemo izraz za vertikalnu brzinu zrakoplov tj. brzinu uzdizanja:

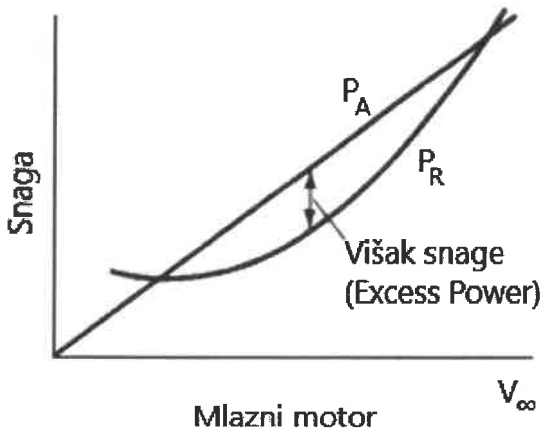
$$\frac{F_T V_\infty - F_D V_\infty}{F_G} = V_\infty \sin\theta$$

Na lijevoj strani jednadžbe član $F_T V_\infty$ predstavlja raspoloživu snagu dok član $F_D V_\infty$ predstavlja potrebnu snagu za savladavanje sile otpora $F_D$. Kao što je ranije spomenuto u penjanju je uzgon manji tako da je i inducirani otpor manji i u penjanju će pri istoj brzini i visini otpor biti manji. S tim u vezi, iz jednadžbe se vidi da se dio potiska mora utrošiti za svladavanje komponente gravitacijske sile, no za kuteve penjanja do 20° ta je komponenta dovoljno mala da se može zanemariti. Gornju formulu možemo zapisati jednostavnije:

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{F_G}$$

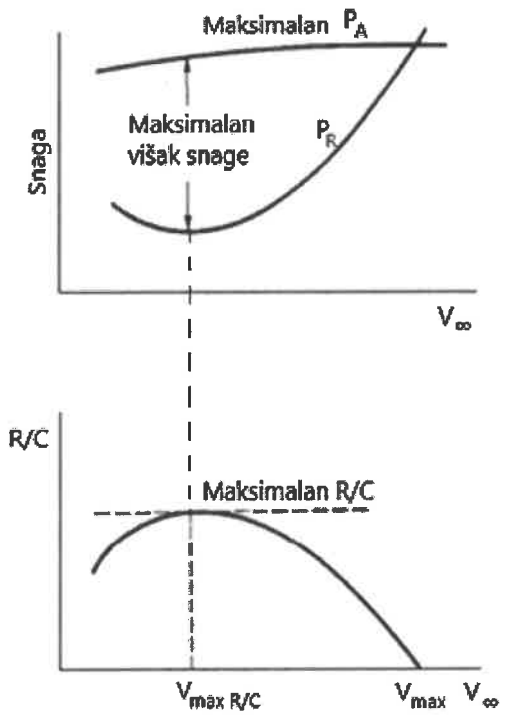
- $R/C$ – brzina uzdizanja (Rate of Climb),
- $P_A$ - raspoloživa snaga ($F_T V_\infty$),
- $P_R$ – potrebna snaga ($F_D V_\infty$).

Razlika raspoložive snage i potrebne snage iz brojnika s desne strane izraza naziva se višak snage i može se vrlo jednostavno isčitati iz grafa na slici 10.



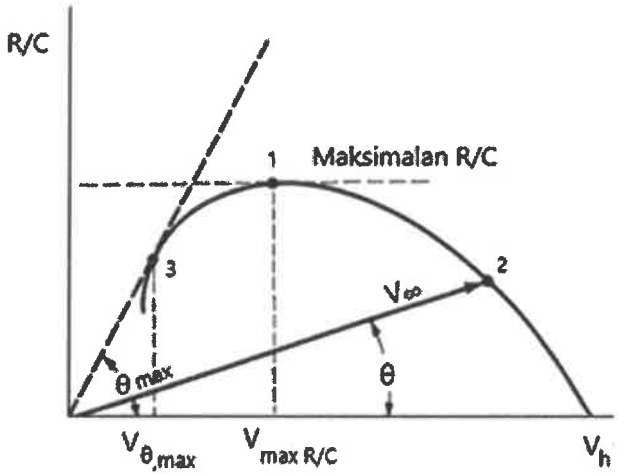

**Slika 10.** Grafičko određivanje viška snage

Određivanje putne brzine potrebne za najveću brzinu uzdizanja se izvodi tako da se na krivulji potrebne i raspoložive snage odredi pri kojoj brzini je višak snage najveći. Ako zrakoplov leti tom brzinom, najbrže će penjati. Po krivulji potrebne i raspoložive snage se crta graf brzine uzdizanja u ovisnosti o brzini zrakoplova. Na slici 11 su prikazane krivulja potrebne i raspoložive snage (za zrakoplov na propelerski pogon, no princip je isti) te graf brzine uzdizanja u ovisnosti o brzini zrakoplova.




**Slika 11.** Paralelni prikaz krivulja potrebne i raspoložive snage i grafa brzine uzdizanja

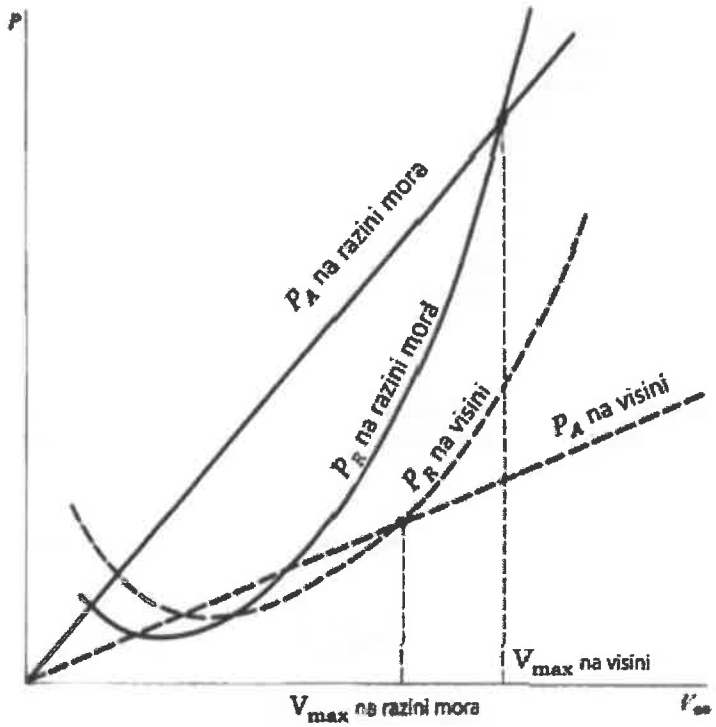
Uz ovaj način postoji još određivanje brzine uzdizanja preko hodografa penjanja. Hodograf penjanja je graf vertikalne brzine (brzine uzdizanja) u ovisnosti o horizontalnoj brzini. Tipični hodograf penjanja je prikazan na slici 12.




**Slika 12.** Primjer hodografa penjanja

Maksimalan R/C na grafu se nalazi u točci u kojoj je tangenta na krivulju horizontalna crta (točka 1 na grafu). Svaka linija koja se povuče iz izhodišta do neke točke na krivulji predstavlja vektor brzine zrakoplova koji se sastoji od horizontalne komponente $V_h$ i vertikalne komponente R/C (točka 2 na grafu), tj. ordinata točke 2 predstavlja R/C, dok apscisa točke 2 predstavlja horizontalnu brzinu $V_h$. Ujedno, kut koji zatvara ta linija s osi apscisa predstavlja određeni kut penjanja za tu konkretnu brzinu. Linija iz izhodišta koja tangira krivulju predstavlja najveći kut penjanja koji određeni zrakoplov može ostvariti ( točka 3 na slici). Najveći kut penjanja ne odgovara najvećoj brzini penjanja.

Kao što je ranije objašnjeno visina negativno utječe na raspoloživu snagu mlaznog zrakoplova. Isto tako u ovom poglavlju je objašnjeno da je brzina uzdizanja rezultat viška snage. Shodno tome zaključujemo da zrakoplov može penjati do određene visine. Na slici 13 je prikazana krivulja potrebne i raspoložive snage na dvjema visinama i zaključujemo po trendu promjene da će na određenoj visini krivulja raspoložive snage tangirati krivulju potrebne snage. Ta visina se naziva apsolutni plafon leta, a definiran je kao visina na kojoj je brzina uzdizanja zrakoplova jednaka nuli, tj. visina na kojoj zrakoplov nema viška snage. Korisniji parametar je praktični vrhunac leta koji je definiran kao visina na kojoj je maksimalna brzina uzdizanja zrakoplova jednaka R/C = 100 ft/min.




**Slika 13.** Promjena raspoložive i potrebne snage s visinom

## 4.2. Vrijeme penjanja

Još jedan bitan parametar u penjanju je vrijeme penjanja, tj. vrijeme potrebno da se zrakoplov popne s jedne određene visine na drugu. Vrijeme penjanja se može izračunati ako znamo brzinu uzdizanja, visinu s koje zrakoplov kreće u penjanje te visinu na koju zrakoplov penje. Vrijeme penjanja se može izraziti preko sljedeće formule:

$$t = \int_{h0}^{h2} \frac{dh}{R/C}$$

- $t$ – potrebno vrijeme penjanja zrakoplova,
- $h2$ – visina do koje zrakoplov penje,
- $h0$ – visina od koje zrakoplov penje (uzima se razina mora),
- $dh$ - malo povećanje visine u povećanom vremenu.

### 4.3. Izračun performansi u penjanju za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

U ovom potpoglavlju će biti prikazani izračuni za maksimalnu brzinu penjanja i maksimalan kut penjanja za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II. Pretpostavka je da se zrakoplov nalazi na razini mora te da je njegova masa kao i u prošlom primjeru 13782 kg. Potrebna snaga i raspoloživa snaga na zadanoj visini i pri zadanoj masi su prikazana sljedećom ovisnošću:

$$P_R = 0.9212\,V^3 + 35759900.1612\,\frac{1}{V}$$

$$P_A = 80596 \times V_\infty$$

Uvrštavanjem ovih izraza u izraz za brzinu uzdizanja:

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{F_G}$$

dobivamo sljedeci izraz:

$$R/C = \frac{80596 \times V - 0.9212\,V^3 - 35759900.1612\,\frac{1}{V}}{13782 \times 9.81}$$

Deriviranjem zavisnosti brzine uzdizanja po brzini i izjednačavanjem s nulom dobiva 0,59se vrijednost brzine za maksimalnu brzinu uzdizanja.

$$\frac{d(R/C)}{dV} = 0.5961 - 0.00002044\,V^2 + 264.4935\frac{1}{V^2} = 0$$

$$V = 172.046\ \mathrm{m/s}$$

$$R/C = \frac{80596 \times 172.046 - 0.9212 \times 172.046^3 - 35759900.1612\,\frac{1}{172.046}}{13782 \times 9.81}$$

$$= 66.324\ m/s = 12992\ \mathrm{ft/min}$$

Da bi se izračunao maksimalan kut penjanja potrebno je izraz za brzinu uzdizanja podijeliti s brzinom zrakoplova, derivirati te izjednačiti s nulom:

$$\frac{d(\frac{RC}{V})}{dV} = 0.5961 - 2.044 \times 10^{-5}V^2 + 264.4935\frac{1}{V^2} = 0$$

$$-4.521 \times 10^{-3}V^2 + 0.772V + 16.26 = 0$$

$$V = 189.72 \text{ m/s}$$

Nakon izračuna brzine leta za najbolji kut penjanja, preko sljedeće formule izračunava se brzina penjanja zrakoplova.

$$R/C = \frac{80596 \times V - 0.9212\,V^3 - 35759900.1612\,\frac{1}{V}}{13782 \times 9.81}$$

$$R/C = 65.17 \text{ m/s}$$

$$R/C = V \sin\theta_{max}$$

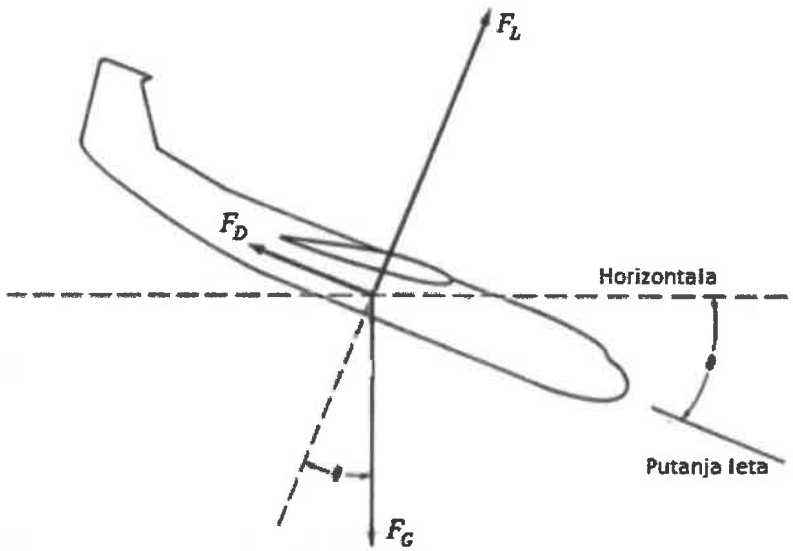
$$\theta_{max} = arc\sin\frac{65.17}{189.72} = 20.09^{\circ}$$

# 5. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju

U spuštanju zrakoplova se izračun performansi prvenstveno bazira na izračunu brzine snižavanja (*Rate of descent* – R/D), udaljenosti u odnosu na Zemljinu površinu koja je potrebna da se zrakoplov spusti sa zadane visine na neku manju visinu te vremenu koje je potrebno da zrakoplov spusti.

## 5.1. Brzina snižavanja

Promatra se zrakoplov u spuštanju i sve sile koje djeluju na njega kao što je prikazano na slici 14 . U ovom primjeru se pretpostavlja da zrakoplov jedri, tj. da spušta bez potisne sile.




**Slika 14.** Zrakoplov i sve sile koje djeluju na njega u spuštanju

Kao i u prethodnim izračunima za druge režime leta, postavljaju se jednadžbe gibanja u smjeru leta zrakoplova i okomito na smjer leta.

$$F_D = F_G \sin\theta$$

$$F_L = F_G \cos\theta$$

Dijeljenjem ove dvije jednadžbe dobiva se izraz za kut spuštanja $\theta$ pri jedrenju, tj. spuštanju bez potiska:

$$\tan\theta = \frac{1}{\frac{F_L}{F_D}}$$

Iz ove formule je vidljivo da kut spuštanja ovisi o omjeru sila iz nazivnika s desne strane. Omjer sile uzgona i sile otpora (koeficijenata) se naziva finesa zrakoplova. Kut spuštanja će biti najmanji pri najboljoj finesi.

Ukoliko zrakoplov spušta s određenim potiskom, u jednakost sila paralelnih s putanjopm leta s desne strane dodajemo silu potiska $F_T$ te onda jednakost sila paralelnih s putanjom zrakoplova poprima novi oblik:

$$F_D = F_G \sin\theta + F_T$$

Iz ove jednadžbe se lako može dobiti izraz za kut spuštanja s potiskom:

$$\sin\theta = \frac{F_D - F_T}{F_G}$$

Brzina i kut spuštanja imaju sljedeću zavisnost:

$$V = \sqrt{\frac{2F_G}{\rho S}} \frac{1}{(C_L^2 + C_D^2)^{\frac{1}{4}}}$$

$$\sin\theta = \frac{C_D}{(C_L^2 + C_D^2)^{1/2}}$$

S obzirom na to da je u spuštanju $C_L > C_D$, a $C_L^2 \gg C_D^2$ može se aproksimirati da je $C_L^2 \gg C_D^2 = C_L^2$. Prema jednadžbi za brzinu spuštanja, uvrštavanjem izraza za brzinu i kut spuštanja dobiva se sljedeća jednadžba određivanja brzine spuštanja:

$$R/D = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2F_G}{\rho S}}$$

Uvjet za minimalnu brzinu spuštanja je minimalan omjer $C_D/C_L^{3/2}$. Pri minimalno omjeru $C_D/C_L^{3/2}$ koeficijent induciranog otpora je tri puta veći od koeficijenta parazitnog otpora, tj. ukupni otpor je jednak četverostrukom $C_{D,0} = 1/3C_{D,i}$. Onda se koeficijent uzgona može izračunati uz formulu $C_L^2 = 3C_{D,0}\pi eAR$.

## 5.2. Minimalni kut spuštanja

Minimalni kut planiranja se izračunava prema već spomenutoj jednadžbi:

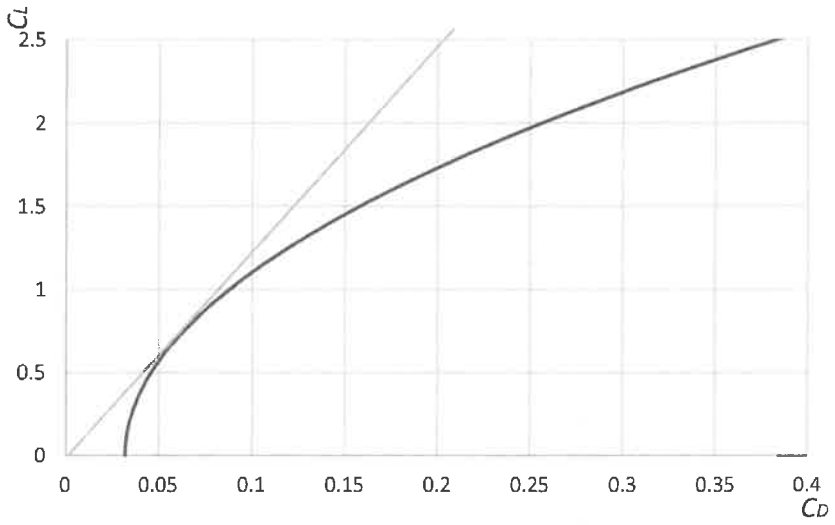
$$\tan\theta = \frac{1}{(\frac{F_L}{F_D})_{max}}$$

Omjer u nazivniku može se zapisati i kao omjer koeficijenata uzgona i otpora tako da onda izraz postaje:

$$\tan\theta = \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}}$$

## 5.2. Izračun performansi u spuštanju za zrakoplov Fairchild Republic A10 Thunderbolt II

U ovom potpoglavlju će biti prikazani izračuni za najbolji kut planiranja, najveći dolet te brzina za najbolji kut planiranja i najveći dolet. Izračuni će se odnositi na spuštanje s visine 5000 ft te na masu zrakoplova od 13782 kg. Bitan podatak prilikom izračuna podataka za režim jedrenja (planiranja) je polara zrakoplova. Polara zrakoplova Fairchild Republic A10 Thunderbolt II je zadana formulom: $C_D = 0.032 + 0.0563C_L^2$. Vizualizacija polare je vidljiva na grafikonu 9.




**Grafikon 9.** Polara zrakoplova A-10 Thunderbolt II

$$\theta_{min} = arctg\ \left(\frac{C_D}{C_L}\right)_{min}$$

Kod najboljeg omjera $C_L$ i $C_D$, parazitni otpor je jednak induciranome otporu, dakle ukupni otpor je jednak dvostrukoj vrijednosti parazitnog otpora, tj. 0.064, te vrijedi jednakost $C_L^2 = C_{D,0}\pi eAR$. Iz toga možemo dobiti $C_L$ koji ima vrijednost 0.75.

$$\theta_{min} = arctg\ (\frac{0.064}{0.75}) = 4.88^{\circ}$$

Nadalje, najbolji dolet je umnožak visine leta, koja je za ovaj primjer 5000 ft, i finese zrakoplova.

$$R = \frac{5000}{6076} \times \frac{0{,}75}{0{,}064} = 9.64\ \text{NM}$$

Minimalna brzina spuštanja je jednaka:

$$(R/D)_{min} = \frac{0.128}{1.7^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2 \times 13782 \times 9.81}{1.138 \times 47}} = 4.1\ \text{m/s}$$

# 6. Izračun performansi zrakoplova u polijetanju

Dosadašnji izračuni su se bavili režimima leta u kojima nije bila prisutna akceleracija. Sada će se analizirati polijetanje zrakoplova u kojem je nužno da zrakoplov ubrza do određene brzine da bi postigao dovoljno uzgona da se odvoji od tla. Upravo je ta brzina, uz potrebnu duljinu uzletno-sletne staze za polijetanje, jedan od parametara koji će se izračunavati u ovom poglavlju.

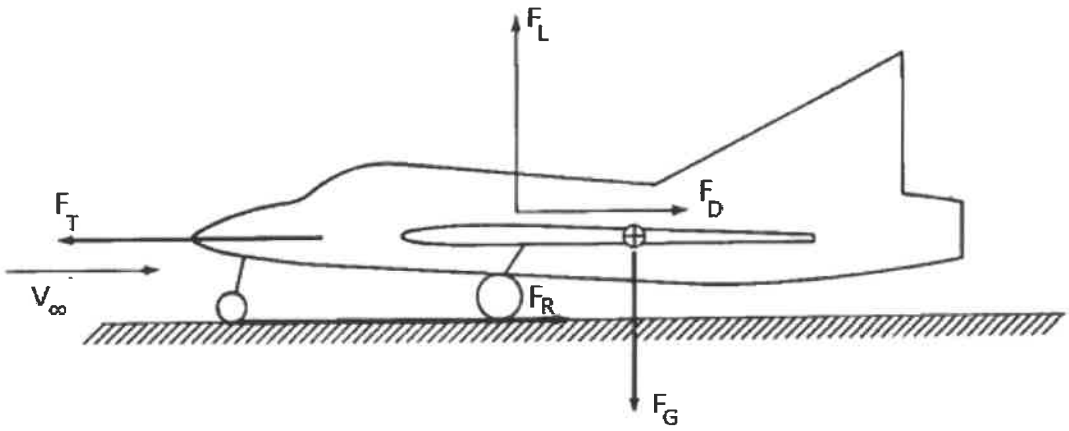
## 6.1. Potrebna udaljenost za polijetanje

Duljina potrebna za polijetanje zrakoplova, tj. udaljenost koju neko tijelo mase m, prijeđe u vremenu t pod djelovanjem konstantne sile F može se dobiti integriranjem drugog Newtonovog zakona. Konačan izraz ima oblik:

$$s = \frac{V^2 m}{2F}$$

- $s$ – udaljenost,
- $V$ – brzina,
- $m$ – masa promatranog tijela,
- $F$ – sila koja djeluje na promatrano tijelo.

Promatra se zrakoplov na tlu, u zaletu, sa svim silama koje djeluju na njega kao što je prikazano na slici 15.




**Slika 15.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u polijetanju

Iz slike je vidljivo da pri polijetanju zrakoplova prisutna sila trenja koje nije bilo u prethodnim režimima. Sila trenja je rezultat trenja između kotača i uzletno-sletne staze te njen izraz ima sljedeći oblik:

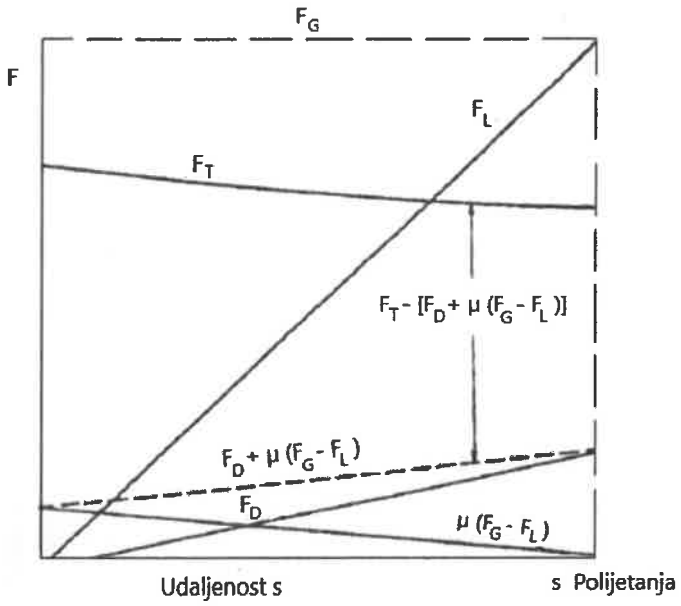
$$F_R = \mu (F_G - F_L)$$

- $F_R$ – sila trenja,
- $\mu$ – koeficijent trenja (bezdimenzionalna veličina, određuje se eksperimentalno).

Ukoliko se uvrste sve sile sa slike u pravcu gibanja u drugi Newtonov zakon dobiva se izraz:

$$F_T - F_D - \mu (F_G - F_L) = m \frac{dV}{dt}$$

Jednadžba predstavlja jednadžbu gibanja za zrakoplov koji ubrzava pod utjecajem sile potiska, sile otpora te sile trenja. Sila potiska za mlazne zrakoplov je otprilike konstantna tijekom cijelog zaleta. Sila (aerodinamičkog) otpora će se povećavati tijekom zaleta jer je ovisna o brzini, a i inducirani otpor će se povećavati zbog povećanja sile uzgona što je opet rezultat povećanja brzine. Sila gravitacije je konstantna (možemo zanemariti promjenu mase zrakoplova uslijed potrošenog goriva). Na slici 16 je prikazana promjena sila koje djeluju na zrakoplov u zaletu.




**Slika 16.** Promjena sila u polijetanju

Pri polijetanju i slijetanju zrakoplova se javlja fenomen utjecaja blizine tla (Ground effect) koji smanjuje inducirani otpor zrakoplova. Naime, jačina vršnih vrtloga koji se stvaraju uslijed

prestrujavanja zraka preko vrha krila donekle je smanjena zbog blizine tla. Vrijednost utjecaja blizine tla može se izračunati preko formule:

$$\phi = \frac{(16\,\frac{h}{b})^2}{1 + (16\,\frac{h}{b})^2}$$

- $\phi$ – utjecaj blizine tla (Ground Effect),
- h – visina krila iznad tla,
- $b$ – raspon krila.

Duljina zaleta se može izračunati vrlo jednostavno uz par pretpostavki. Prva pretpostavka je da je potisna sila konstantna tijekom čitavog zaleta. Druga pretpostavka je da je zbroj svih otpora (aerodinamičkog otpora i otpora trenja) tijekom cijelog zaleta konstantan (iscrtkana linija na grafu). Dakle, ukupna sila koja efektivno ubrzava zrakoplov bit će jednaka:

$$F_{eff} = F_T - [F_D + \mu\,(F_G - F_L)] = konst.$$

Ako se uvrsti ova formula umjesto sile, brzina polijetanja umjesto brzine V te izraz $F_g/g$ umjesto mase u izraz za potrebnu udaljenost za polijetanje dobiva se izraz:

$$s_{LO} = \frac{V_{LO}^2\,\frac{F_G}{g}}{2\,\{F_T - [F_D + \mu\,(F_G - F_L)]_{prosjek}\}}$$

- $s_{LO}$ – duljina polijetanja,
- $V_{LO}$ – brzina polijetanja,
- $F_T - [F_D + \mu\,(F_G - F_L)]_{prosjek}$ – prosječna vrijednost razlike sile potiska i ukupne sile otpora.

## 6.2. Brzina polijetanja

Jedina nepoznanica u prethodnoj formuli je sada brzina polijetanja. Zbog sigurnosti se za brzinu polijetanja uzima brzina 20 posto veća od brzine gubitka uzgona te onda izraz za brzinu polijetanja ima oblik:

$$V_{LO} = 1.2V_{stall} = 1.2\sqrt{\frac{2F_G}{\rho S C_{L,max}}}$$

- $V_{LO}$ – brzina polijetanja,
- $V_{stall}$ – brzina gubitka uzgona (Stalling speed),

- $C_{L,max}$ – maksimalni koeficijent uzgona.

Ukoliko se uvrsti izraz za brzinu u izraz za potrebnu udaljenost za polijetanje dobiva se :

$$s_{LO} = \frac{1.44F_G^2}{g\rho SC_{L,max}\{F_T - [F_D + \mu(F_G - F_L)]_{prosjek}\}}$$

Ovaj izraz se može pojednostaviti pretpostavkom da je potisna sila mnogo veća od sile ukupnog otpora što se vidi iz slike 16 . Dakle izraz za potrebnu udaljenost za polijetanje će imati sljedeći oblik:

$$s_{LO} = \frac{1.44F_G^2}{g\rho SC_{L,max}F_T}$$

Ova jednadžba prikazuje nekoliko važnih fizikalnih ovisnosti:

1. Potrebna udaljenost za polijetanje je vrlo ovisna o težini zrakoplova, točnije ovisna je o kvadratu težine. Ukoliko se težina zrakoplova udvostruči, udaljenost će se povećati četiri puta.
2. Potrebna udaljenost za polijetanje je ovisna o gustoći okolnog zraka. Ako uzmemo u obzir da je i sila potiska ovisna o gustoći zraka možemo zaključiti da je potrebna udaljenost za polijetanje ovisna o kvadratu gustoće okolnog zraka, tj. da je obrnuto proporcionalna kvadratu gustoće.
3. Potrebna udaljenost za polijetanje se može smanjiti povećanjem površine krila, povećanjem maksimalnog koeficijenta uzgone ili povećanjem potiska.

## 6.3. Izračun performansi u polijetanju za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

U ovom potpoglavlju bit će prikazani izračuni performansi u polijetanju za zrakoplov A-10 Thunderbolt II na razini mora te pri masi 13782 kg.

Brzina polijetanja će biti jednaka brzini sloma uzgona uvećanoj za koeficijent sigurnosti (maksimalni koeficijent uzgona za ovaj zrakoplov je 1.26):

$$V_{LO} = 1.2V_{stall} = 1.2\sqrt{\frac{2F_G}{\rho SC_{L,max}}} = 1.2\sqrt{\frac{2 \times 13782 \times 9.81}{1.225 \times 47 \times 1.26}} = 73.26\ \mathrm{m/s}$$

Za izračun potrebne udaljenosti za polijetanje (μ=0.02), potrebno je izračunati vrijednost sile otpora te sile uzgona:

$$\phi = \frac{(16\,\frac{h}{b})^2}{1 + (16\,\frac{h}{b})^2} = \frac{(16\,\frac{1.92}{17.42})^2}{1 + (16\,\frac{1.92}{17.42})^2} = 0.76$$

$$F_D = \left(C_{D,0} + \phi\frac{C_{Lmax}^2}{\pi eAR}\right)\frac{1}{2}\rho {V_{SR}}^2 S =$$

$$= \left(0.032 + 0.76\frac{1.25^2}{3.14 \times 0.87 \times 6.5}\right) \times \frac{1}{2} \times 1.225 \times (0.7 \times 73.26)^2 \times 47 = 7485\ \text{N}$$

$$F_L = C_L\frac{1}{2}\rho {V_{SR}}^2 S = 1.25 \times \frac{1}{2} \times 1.225 \times (0.7 \times 73.26)^2 \times 47 = 94633\ \text{N}$$

$$s_{LO} = \frac{1.44F_G^2}{g\rho S C_{L,max} F_T - [F_D + \mu\,(F_G - F_L)]_{prosjek}} =$$

$$= \frac{1.44 \times (13782 \times 9.81)^2}{9.81 \times 1.225 \times 47 \times 1.25 \times 80596 - [7485 + 0.02(13782 \times 9.81 - 94633)]} = 462.66\ \text{m}$$

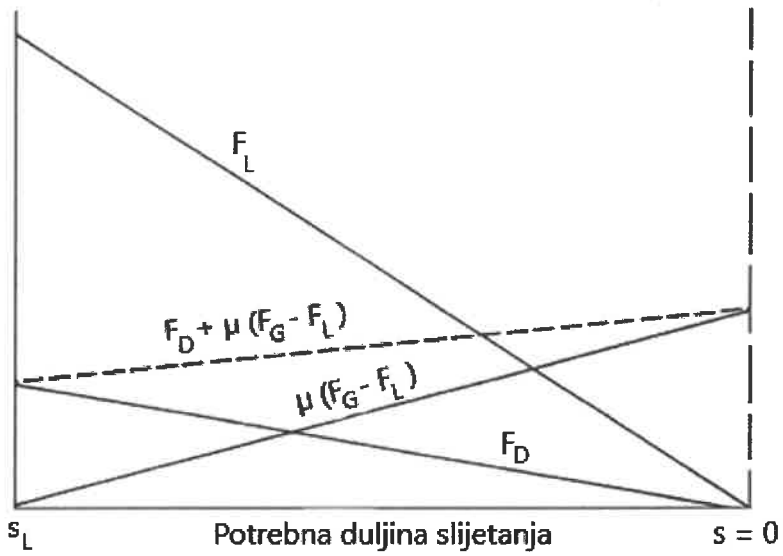
# 7. Izračun performansi zrakoplova u slijetanju

U slijetanju je najbitniji parametar, iz sfere performansi, potrebna udaljenost za slijetanje te će se ovo poglavlje baviti prvenstveno time.

Promatra se zrakoplov koji je sletio te usporava. Pretpostavlja se da je pilot u slijetanju postavio snagu na minimalnu, tj. da je sila potiska jednaka nuli. Stoga se može jednadžbu gibanja napisati u ovom obliku:

$$-F_D - \mu\,(F_G - F_L) = m\frac{dV}{dt}$$

Promjena sila koje djeluju na zrakoplov u usporavanju pri slijetanju je prikazana na slici 17.




**Slika 17.** Promjena sila u slijetanju

Izračun potrebne udaljenosti za slijetanje se radi pomoću integriranja jednadžbe gibanja s jednadžbama za silu uzgona i silu otpora. Međutim, može se aproksimirati izraz za potrebnu udaljenost za slijetanje uz pomoć pretpostavke da je prosječna vrijednost ukupnog otpora jednaka vrijednosti ukupnog otpora pri vrijednosti brzine od 0.7 brzine pristajanja. Integriranjem

jednadžbe $ds = \frac{F}{m} t\, dt$ od točke pristajanja do točke gdje se zrakoplov zaustavlja i uvrštavanjem izraza za vrijeme u nju dobiva se jednadžbu za potrebnu udaljenost za slijetanje:

$$s_L = -\frac{V^2 m}{2F}$$

Uvrštavanjem u ovu jednadžbu aproksimirani izraz za silu usporavanja, brzinu $V_T$ koja je zbog sigurnosti 30 posto veća od brzine sloma uzgona te izraz za masu $F_g/g$ se dobiva izraz:

$$s_L = \frac{1.69F_G^2}{g\rho S C_{L,max}[F_D + \mu\,(F_G - F_L)]_{0.7V_T}}$$

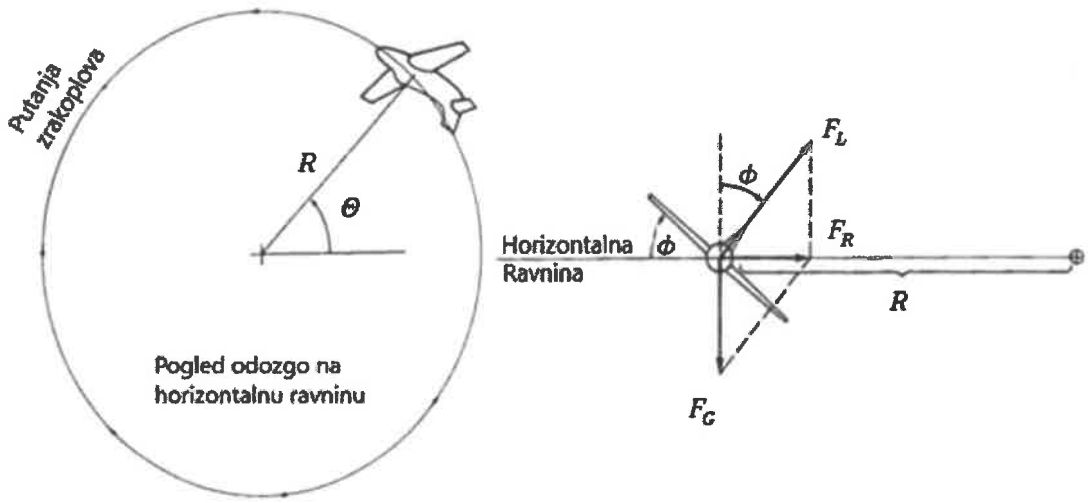
Potrebno je napomenuti da pilot tijekom slijetanja koristi kočnice pa je potrebno uzeti ispravan koeficijent trenja koji odgovara podlozi na koju zrakoplov slijeće. K tome, neki moderni mlazni zrakoplovi imaju opciju korištenja obrnutog potiska koji pomaže pri usporenju i zato ga je potrebno uključiti u krajnju formulu. Još jedna opcija kod modernih zrakoplova su takozvani *spoileri* koji narušavaju aerodinamiku zrakoplova i smanjuju uzgon gotovo na nulu te tim povećavaju normalnu silu koja preko kotača djeluje na podlogu.

# 8. Izračun performansi zrakoplova u zaokretu

Dosadašnja poglavlja su se bavila isključivo režimima gdje se zrakoplov kreće pravocrtno, sa i bez ubrzanja. Ovo poglavlje će se baviti problematikom izračuna performansi u zaokretima. Pod tim se podrazumijeva izračun minimalnog radijusa zaokreta, brzine zaokreta te maksimalnog kutnog skretanja.

## 8.1. Radijus zaokreta i kutno skretanje

Promatra se zrakoplov u horizontalnom zaokretu sa svim silama koje djeluju na njega kao što je prikazano na slici 18.




**Slika 18.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u zaokretu [1]

Sila uzgona i dalje djeluje okomito na putanju, ali pošto je sada zrakoplov u nagibu on djeluje pod kutem u odnosu na vertikalnu ravninu koji je jednak nagibu zrakoplova. Ukoliko je cilj zadržati horizontalan let sila uzgona mora biti veća od težine zrakoplova, odnosno vertikalna komponenta uzgona mora biti jednaka težini koja i dalje djeluje prema dolje, tj. prema središtu Zemlje. Dakle:

$$F_L \cos \Phi = F_G \, \Theta\phi$$

Ukoliko je ova jednakost ispoštovana, rezultantna sila vektorskog zbroja sile uzgona i težine će imati vektor u horizontalnoj ravnini (centripetalna sila). Taj vektor će biti okomit na

putanju zrakoplova i za posljedicu će imati skretanje zrakoplova po kružnoj putanji u horizontalnoj ravnini. Rezultantna sila će imati vrijednost vektorskog zbroja uzgona i težine:

$$F_R = \sqrt{F_L^2 + F_G^2}$$

Pri izračunu radijusa zaokreta i kutnog skretanja bitan element je faktor opterećenja. Faktor opterećenja je omjer sile uzgona i gravitacijske sile zrakoplova.

$$n = \frac{F_L}{F_G}$$

Faktor opterećenja se najčešće izražava u „g"-ima, npr. ako je uzgon tri puta veći od težine zrakoplova kaže se da je zrakoplov po opterećenjem od 3 g. Dakle, izraz za rezultantnu silu u zaokretu se može zapisati:

$$F_R = F_G\sqrt{n^2 - 1}$$

Za zrakoplov koji se kreće brzinom $V_\infty$ radijalna akceleracija se izračunava po izrazu $V_\infty/R$. Ukoliko se to uvrsti u drugi Newtonov zakon dobiva se:

$$F_R = m\,\frac{V_\infty^2}{R} = \frac{F_G}{g}\,\frac{V_\infty^2}{R}$$

Da bi se dobio izraz za radijus zaokreta potrebno je izjednačiti dva prethodno napisana izraza za rezultantnu silu:

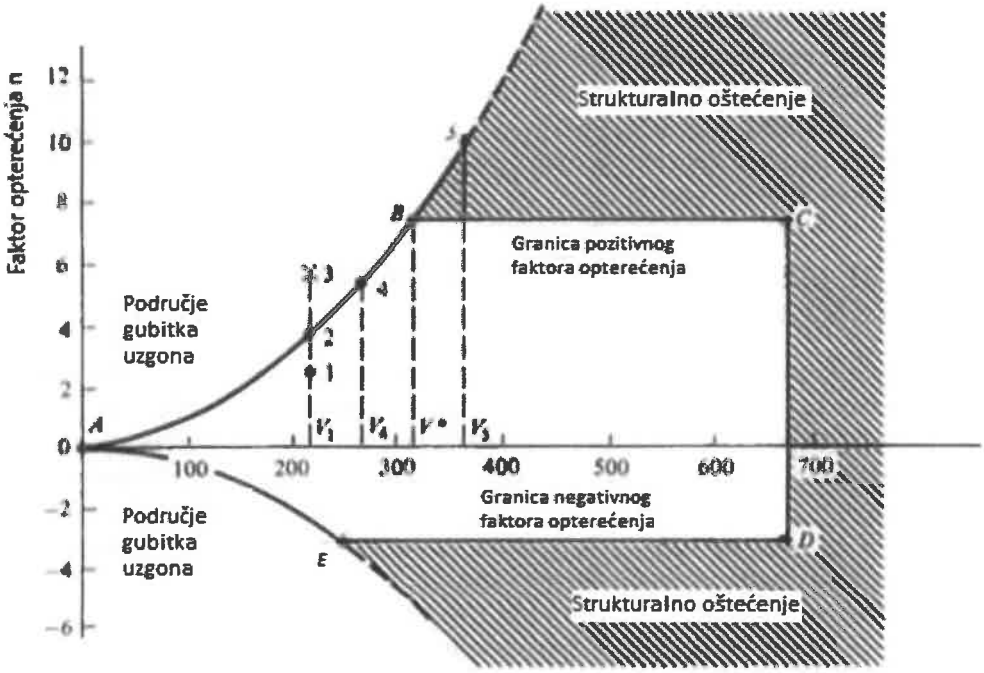
$$F_G\sqrt{n^2 - 1} = \frac{F_G}{g}\,\frac{V_\infty^2}{R}$$

$$R = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

Kutna brzina je definirana izrazom $\omega = V_\infty/R$. Uvrštavanjem tog izraza u formulu za radijus zaokreta, može se dobiti formula za kutnu brzinu.

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty}$$

Ograničenje zrakoplova A-10 Thunderbolt II u pogledu faktora opterećenja za masu od 13782 kg je +7.33 g te -3.0 g [3]. Inače se taj podatak dobiva iz V-n dijagrama koji se još naziva manevarska envelopa zrakoplova. Klasični V-n dijagram je prikazan na slici 19 .




**Slika 19.** V-n dijagram

## 8.2. Izračun performansi u zaokretu za zrakoplov Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

U ovom potpoglavlju bit će prikazani izračuni radijusa zaokreta te kutne brzine skretanja za zrakoplov A-10 Thunderbolt II u njegovom rasponu brzina.

Minimalni radijus:

$$R_{min} = \frac{V_\infty^2}{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}} = \frac{V_\infty^2}{71.23}$$

Maksimalne kutne brzine skretanja:

$$\omega_{max} = \frac{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}}{V_\infty} = \frac{71.23}{V_\infty}$$

**Tablica 2.** Radijusi zaokreta i kutne brzine skretanja po brzinama

| Brzina zrakoplova [m/s] | Radijus zaokreta [m] | Kutna brzina skretanja $[s^{-1}]$ |
|---|---|---|
| 70 | 68.79 | 1.02 |
| 80 | 89.85 | 0.89 |
| 90 | 113.72 | 0.79 |
| 100 | 140.39 | 0.71 |
| 110 | 169.87 | 0.65 |
| 120 | 202.16 | 0.59 |
| 130 | 237.26 | 0.55 |
| 140 | 275.17 | 0.51 |
| 150 | 315.88 | 0.47 |
| 160 | 359.40 | 0.45 |
| 170 | 405.73 | 0.42 |
| 180 | 454.86 | 0.40 |
| 190 | 506.81 | 0.37 |

# ZAKLJUČAK

Performanse zrakoplova su bitan parametar pri dizajniranju zrakoplova, ali i planiranju letenja zato ne čudi da se pri školovanju novih zrakoplovnih inženjera i pilota na to stavlja naglasak. Međutim, čovjek ne može utjecati na vanjske čimbenike, za razliku od karakteristika zrakoplova, koji uvelike diktiraju kako će se zrakoplov ponašati u zraku ili na zemlji. U izračunu performansi za horizontalni let su prikazane krivulje potrebnog potiska i potrebne snage. Nadalje, prikazano je kako potreban potisak i potrebna snaga variraju s promjenom mase, od minimalne mase do maksimalne mase polijetanja, te kako potreban potisak i potrebna snaga variraju s promjenom visine, od razine mora do plafona leta zrakoplova. Također, izračunati su najbolji dolet i istrajnost s najvećom količinom goriva koju zrakoplov A-10 Thunderbolt II može ponijeti u svojim unutarnjim spremnicima, a pokazano je kako grafički odrediti potrebnu brzinu leta za najbolji dolet i istrajnost iz grafa potrebnog potiska, odnosno snage, u ovisnosti o brzini. Što se tiče penjanja, izračunati su najveća brzina penjanja te najveći kut penjanja. Potrebno je ponovno naglasiti da se ove dvije vrijednosti ne mogu postići istovremeno. Također, opisano je kako raspoloživa snaga opada s porastom visine te da zrakoplov ne može penjati do beskonačnosti. Slično kao kod penjanja, u spuštanju su prikazani izračuni za minimalnu brzinu i kut – spuštanja. Ponovno kao i u penjanju ove dvije vrijednosti se ne mogu postići istovremeno. U polijetanju je najkritičniji parametar potrebna udaljenost za polijetanje zbog fizikalnih ograničenja. Prikazano je da je ta udaljenost najviše ovisna o težini zrakoplova i gustoći zraka, štoviše udaljenost se mijenja s kvadratom obiju veličina. Izračun potrebne udaljenosti za slijetanje nisam bio u mogućnosti izvršiti zbog nedostatka podataka, no prikazane su fizikalne ovisnosti za izračun iste. Na posljetku rađeni su izračuni performansi zrakoplova u zaokretu, točnije izračunati su radijusi zaokreta te brzine kutnih skretanja za raspon brzina od brzine sloma uzgona do maksimalne brzine zrakoplova. Na kraju možemo zaključiti da je zrakoplov dobro konstruiran za svoju namjenu, a to je bliska zračna potpora, odnosno odlikuje ga dobra upravljivost je na malim brzinama što se vidi iz minimalnih radijusa zaokreta pri malim brzinama što je bitno pri djelovanju na cilj te velika maksimalna brzina penjanja koja je krucijalna pri napuštanju područja djelovanja.

## Popis literature

[1] Anderson, John D., Introduction to Flight Fifth Edition, McGraw-Hill, 2005.

[2] http://www.northropgrumman.com/capabilities/a10thunderboltii/pages/specifications.aspx (pristupljeno; kolovoz 2018.)

[3] http://www.simhq.com/_air/air_052a.html (pristupljeno; kolovoz 2018.)

## Popis slika

**Slika 1.** Krivulje potrebne i raspoložive snage na plafonu leta zrakoplova

**Slika 2.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u horizontalnom letu

**Slika 3.** Krivulja potrebnog potiska u ovisnosti o brzini

**Slika 4.** Ovisnost omjera koeficijenata uzgona I otpora o napadnom kutu

**Slika 5.** Prikaz ovisnosti potrebnog potiska o napadnom kutu

**Slika 6.** Promjena induciranog i parazitnog otpora u ovisnosti o brzini

**Slika 7.** Promjena induciranog i parazitnog otpora na grafu potrebne snage

**Slika 8.** Određivanje potrebnih brzina za maksimalan dolet i istrajnost

**Slika 9.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u penjanju

**Slika 10.** Grafičko određivanje viška snage

**Slika 11.** Paralelni prikaz krivulja potrebne i raspoložive snage i grafa brzine uzdizanja

**Slika 12.** Primjer hodografa penjanja

**Slika 13.** Promjena raspoložive i potrebne snage s visinom

**Slika 14.** Zrakoplov i sve sile koje djeluju na njega u spuštanju

**Slika 15.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u polijetanju

**Slika 16.** Promjena sila u polijetanju

**Slika 17.** Promjena sila u slijetanju

**Slika 18.** Zrakoplov i sile koje djeluju na njega u zaokretu

**Slika 19.** V-n dijagram

# Popis tablica

**Tablica 1.** Podaci o zrakoplovu Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

**Tablica 2.** Radijusi i kutno skretanje po brzinama

# Popis grafikona

**Tablica 1.** Podaci o zrakoplovu Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

**Tablica 2.** Radijusi i kutno skretanje po brzinama

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je završni rad isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuje korištenje bilješki i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, odnosno da nije prepisan iz necitiranog rada, te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu odjavu završnog rada pod naslovom Izračun performansi dvomotornog borbenog zrakoplova s mlaznim pogonom, na mrežnim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U Zagrebu 09.09.2018.

L Ilkrhić