

Izračun performansi lakog dvomotornog zrakoplova s propelerskim pogonom

Knežević, David

Undergraduate thesis / Završni rad

2017

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:119:314699>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-23**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

David Knežević

**IZRAČUN PERFORMANSI LAKOG DVOMOTORNOG
ZRAKOPLOVA S PROPELERSKIM POGONOM**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 24. travnja 2017.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 4349

Pristupnik: **David Knežević (0135234716)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Vojni Pilot**

Zadatak: **Izračun performansi lakog dvomotornog zrakoplova s propelerskim 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 jednomotornog 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.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr.sc. Davor Franjković, v.pred

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**Izračun performansi lakog dvomotornog zrakoplova
s propelerskim pogonom**

**Performance Calculations for a Light
Propeller-driven Twin Engine Aircraft**

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: David Knežević

JMBG: 0135234716

Zagreb, kolovoz 2017.

SAŽETAK

Tema ovog završnog rada je „Izračun performansi lakog dvomotornog zrakoplova s propelerskim pogonom“. Cilj ovog završnog rada je prikazati performanse lakog dvomotornog zrakoplova s propelerskim pogonom, a za primjer je uzet zrakoplov Beechcraft Queen Air. Rezultati izračuna biti će prikazani za svaku fazu leta pojedinačno. Faze leta koje će se obraditi su: polijetanje, penjanje, horizontalni let, spuštanje te slijetanje.

Materija je podijeljena u 9 poglavlja:

1. Uvod
2. Performanse zrakoplova
3. Karakteristike zrakoplova značajne za izračun performansi
4. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu
5. Izračun performansi zrakoplova u penjanju
6. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju
7. Izračun performansi zrakoplova pri uzlijetanju
8. Izračun performansi zrakoplova pri slijetanju
9. Zaključak

S obzirom da znamo da je cilj u zrakoplovstvu prevesti što više putnika (korisnog tereta), uz što manje troškove, kroz ovih nekoliko poglavlja također će biti prikazan utjecaj mase zrakoplova, kao i visina leta na performanse navedenog zrakoplova.

KLJUČNE RIJEČI: performanse zrakoplova; izračun performansi; faze leta; masa zrakoplova; visina leta.

SUMMARY

The theme of this work is „Performance Calculations for a Light Propeller-driven Twin Engine Aircraft“. The aim of this work is to show performance calculations for a light propeller-driven twin engine aircraft and for example it was taken aircraft called Beechcraft Queen Air. The calculation results will be shown for each flight phase individually. The flight stages to be handled are take-off, climbing, horizontal flight, descending and landing.

The work is divided into 9 chapters:

1. Introduction
2. Aircraft performance
3. Aircraft characteristics important for performance calculation
4. Calculation of aircraft performance on a horizontal flight
5. Calculation of aircraft performance on climbing
6. Calculating the performance on descending aircraft
7. Calculation of aircraft performance at take-off
8. Calculation of aircraft performance at landing
9. Conclusion

Since we know that the aim of the aviation is, is to carry as many passengers (payload), with the least cost, through these few chapters will be also shown the influence of the mass on the aircraft, as well as the height, on the performance of this aircraft.

KEY WORDS: Aircraft performance; Calculation of performance; Phases of flight; Aircraft mass; Flight level.

Sadržaj

1. Uvod.....	1
2. Performanse zrakoplova.....	2
2.1 Dolet zrakoplova.....	2
2.2 Istrajnost leta.....	3
2.3 Polara zrakoplova.....	4
2.4 Apsolutni i praktični vrhunac leta	5
3. Karakteristike zrakoplova značajne za izračun preformansi	7
3.1 Osnovne karakteristike zrakoplova Beechcraft Queen Air.....	7
3.2 Masa zrakoplova	7
3.3 Pogonska grupa zrakoplova.....	8
3.4 Utjecaj visine leta	10
3.5 Utjecaj stanja uzletno-sletne staze	11
4. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu.....	12
5. Izračun performansi zrakoplova u penjanju	18
6. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju	21
7. Izračun performansi zrakoplova u polijetanju.....	23
8. Izračun performansi zrakoplova u slijetanju	26
9. Izračun performansi zrakoplova u zaokretu	28
9. Zaključak	30
Literatura	31
Popis slika	32
Popis grafikona.....	32
Popis tablica	32

1. Uvod

U ovom radu biti će prikazane performanse zrakoplova Beechcraft Queen Air kao i njihov izračun u odnosu na masu zrakoplova i visinu leta. Kroz nekoliko poglavlja biti će također prikazane njegove performanse u svim fazama leta.

Nadalje, bit će prikazane osnovne karakteristike zrakoplova značajne za izračun performansi te će biti prikazano kako se navedene performanse mijenjaju u odnosu na masu zrakoplova i visinu leta.

Cilj tvrtke Beech Aircraft Corporation bio je proizvesti kompaktan avion koji svojim performansama može pružiti „zlatnu sredinu“ između velikog doleta, ekonomičnosti te korisne nosivosti, a s brojem proizvedenih zrakoplova od 930, pokazala je da je u tome i uspjela.

Beechcraft Queen Air je laki dvomotorni zrakoplov pogonjen propelerom, niskokrilac s uvlačivim stajnim trapom tipa „tricycle“. Pogonska grupa mu se sastoji od dva šestcilindrična klipna motora tipa Lycoming IGSO-480 smještena po jedan na svakom krilu snage 380 konjskih snaga (285 kW). Proizveden u vremenu od 1960. do 1978. godine, a koristi se u privatne svrhe kao i za prijevoz putnika i tereta. Dizajniran od strane „Beech Aircraft Corporation“ svoj prvi let je imao 28. kolovoza 1958, a javnosti je predstavljen 1960. te je i danas u upotrebi.

2. Performanse zrakoplova

Pod pojmom performanse zrakoplova razumijevamo neke općenite karakteristike leta zrakoplova kao što su na primjer daljina do koje može zrakoplov letjeti, vrijeme koje može provesti u zraku, optimalna brzina zrakoplova i ostalo. Važno je još napomenuti i sile koje djeluju na strukturu zrakoplova u letu, poput sile koju stvara potisak motora, aerodinamičke sile i sile inercije. U ovom poglavlju bit će opisano što sve utječe na dolet i istrajnost zrakoplova te što sve predstavlja ukupan otpor zrakoplova. Za matematički prikaz najboljeg doleta i istrajnosti leta kao uvjet bit će da je napadni kut konstanta. Ako je napadni kut konstantan, bit će koeficijent totalnog otpora konstantan, zato što je koeficijent nultog otpora konstantan i zato što je za konstantan napadni kut konstantan koeficijent uzgona. U tom slučaju ako zrakoplov leti horizontalno s konstantnim napadnim kutom, on ima tijekom leta konstantan koeficijent totalnog otpora i s konstantan koeficijentom uzgona.

2.1 Dolet zrakoplova

Dolet zrakoplova jest daljina do koje zrakoplov može letjeti kad se uzme u obzir njegova specifična potrošnja goriva i količina goriva koju nosi. Za vrijeme leta masa zrakoplova se mijenja, odnosno smanjuje se za vrijednost potrošenog goriva pa već sad se može zaključiti da je za najveći dolet potrebna maksimalna količina goriva koju zrakoplov može ponijeti

$$\dot{m} = -C_P P_{mot} \quad (2.1)$$

Koeficijent C_P nazivamo specifična masena potrošnja. Raspoloživu snagu motora predstavlja P_{mot} koju ako pomnožimo s koeficijentom iskoristivosti propelera η_P dobivamo raspoloživu pogonsku snagu odnosno snagu na elisi.

Nadalje, uvrstivši u ovu jednačbu koeficijent iskoristivosti propelera η_P te nakon njene integracije uzme li se u obzir početna masa zrakoplova m_i na polijetanju i završnu masu m_k na slijetanju dobije se poznat izraz za dolet zrakoplova s propelerskim pogonom u obliku Breugetove jednadžbe koja glasi

$$R = \frac{\eta_P}{g C_P} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_k} \right) \quad (2.2)$$

Potrebno je nadodati da se odabire ona vrijednost koeficijenta uzgona C_L za koju je funkcija:

$$f(C_L) = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + K C_L^2} \quad (2.3)$$

maksimalna. Izjednačavanjem ovog izraza s 0 te zatim deriviranjem dobiva se izraz:

$$K C_L^2 = C_{D0} \quad (2.4)$$

Dakle, iz ovoga se može zaključiti da ako se želi let s najboljim doletom potrebno je letjeti u režimu leta za najmanji otpor pri kojem je inducirani otpor jednak parazitnom. Kako je već poznato da je u horizontalnom letu uzgon jednak težini, pa ako je otpor u minimumu, bit će odnos uzgona prema otporu najveći.

2.2 Istrajnost leta

Istrajnost leta je vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku s određenom količinom goriva. Uz već spomenutu masenu potrošnju $\dot{m} = -C_P P_{mot}$ za zrakoplove s propelerom te uz uvjete spomenute na početku poglavlja istrajnost možemo zapisati u obliku jednadžbe:

$$E = \frac{\eta_P}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S}{2g}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \int_k^i m^{-\frac{3}{2}} dm \quad (2.5)$$

te nakon integracije:

$$E = \frac{\eta_P}{g C_P} \frac{C_L}{C_D} \left(\frac{1}{V_k} - \frac{1}{V_i} \right) \quad (2.6)$$

Kako bi istrajnost bila što veća, potrebno je napadni kot odabrati tako da funkcija koeficijenta uzgona koja glasi

$$f(C_L) = \frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_{D0} + KC_L^2} \quad (2.7)$$

bude u maksimumu. Nakon što se ovaj izraz izjednači s 0 i derivira, dobije se izraz:

$$KC_L^2 = 3C_{D0} \quad (2.8)$$

što znači da je inducirani otpor trostruko veći od parazitnog otpora ili da je potrebna snaga u minimumu.

2.3 Polara zrakoplova

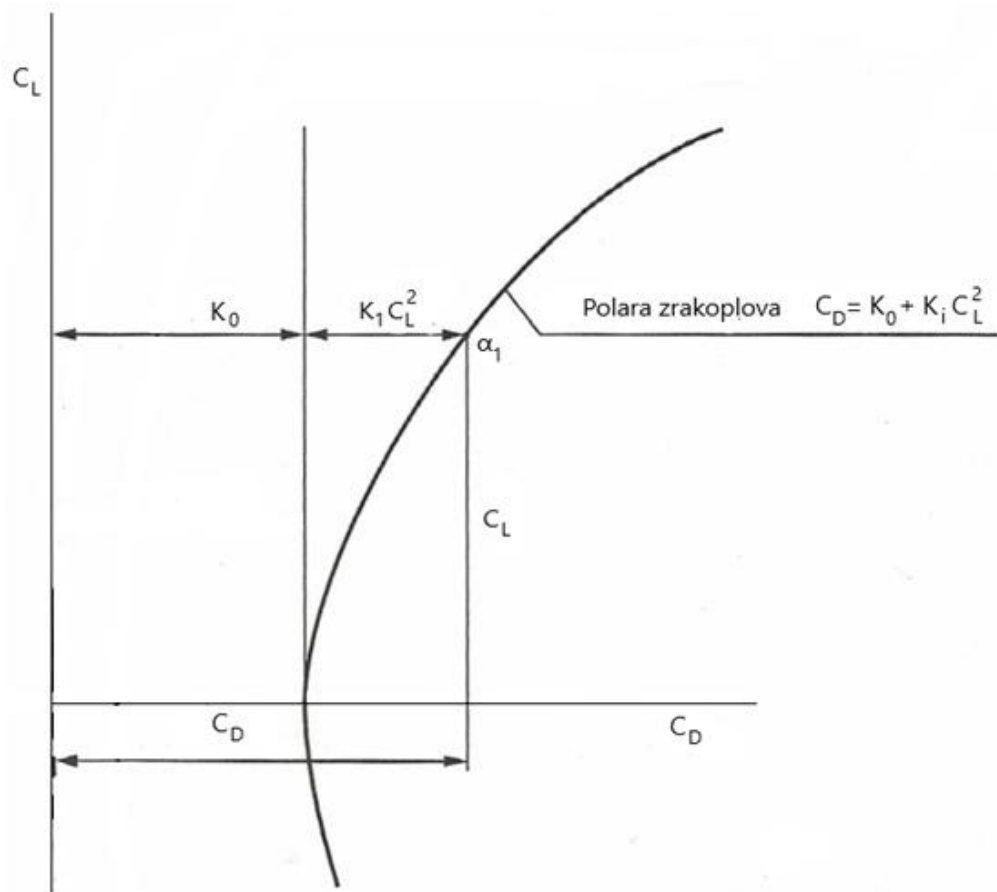
Da bi se postigle što bolje performanse zrakoplova, potrebno je otpor zrakoplova svesti na što manju moguću vrijednost. Ovisno o fazi leta, ukupni otpor zrakoplova se mijenja o konfiguraciji. U polijetanju otpor zrakoplova je veći u odnosu na krstarenje zbog izvučenog stajnog trapa i zakrilaca koji u krajnjoj liniji imaju svrhu povećanja uzgona, ali i za posljedicu povećavaju otpor. U fazi krstarenja otpor zrakoplova je najmanji jer je tada zrakoplov u „čistoj“ konfiguraciji s uvučenim stajnim trapom i zakrilcima. U slijetanju je povećan otpor zrakoplova poželjan zbog toga što je potrebno usporiti zrakoplov u prilazu za slijetanje. Kad je riječ o otporu kojeg stvaraju dijelovi zrakoplova poput krila, zakrilca, podvozije i ostalo, takvu vrstu otpora nazivamo parazitnim otporom. Da bi dobili ukupan otpor zrakoplova potrebno je parazitnom otporu pridodati i inducirani otpor koji nastaje uslijed djelovanja aerodinamičkih sila na zrakoplovu i ovisi o uzgonu.

Dakle, ukupni koeficijent otpora zrakoplova jednak je zbroju koeficijenata otpora kod nultog uzgona i zbroju koeficijenata otpora uslijed uzgona. Prvi član je ovisan o geometriskim parametrima, Reynoldsom i Machom broju. Taj se član smatra konstantnim i ima vrijednost K_0 . Drugi član predstavlja utjecaj uzgona te ovisi o kvadratu koeficijenta uzgona C_L^2 . Obuhvaća inducirani otpor i komponentu površinskih sila od stvaranja uzgona u pravcu slobodne brzine. [1]

Neka se koeficijent proporcionalnosti ovog člana označi sa K_1 tako da se jednadžba može zapisati kao

$$C_D = K_0 + K_1 C_L^2 \quad (2.9)$$

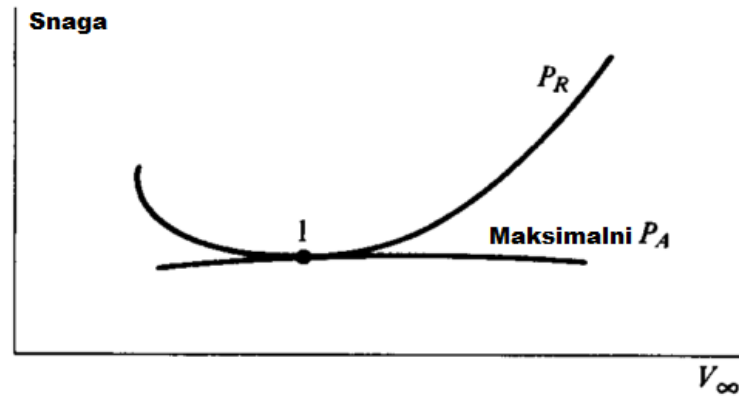
Polara zrakoplova je krivulja koja prikazuje ovisnost koeficijenta otpora i uzgona. Krivulja polare zrakoplova prikazana je na slici 1.



Slika 1. Polara zrakoplova

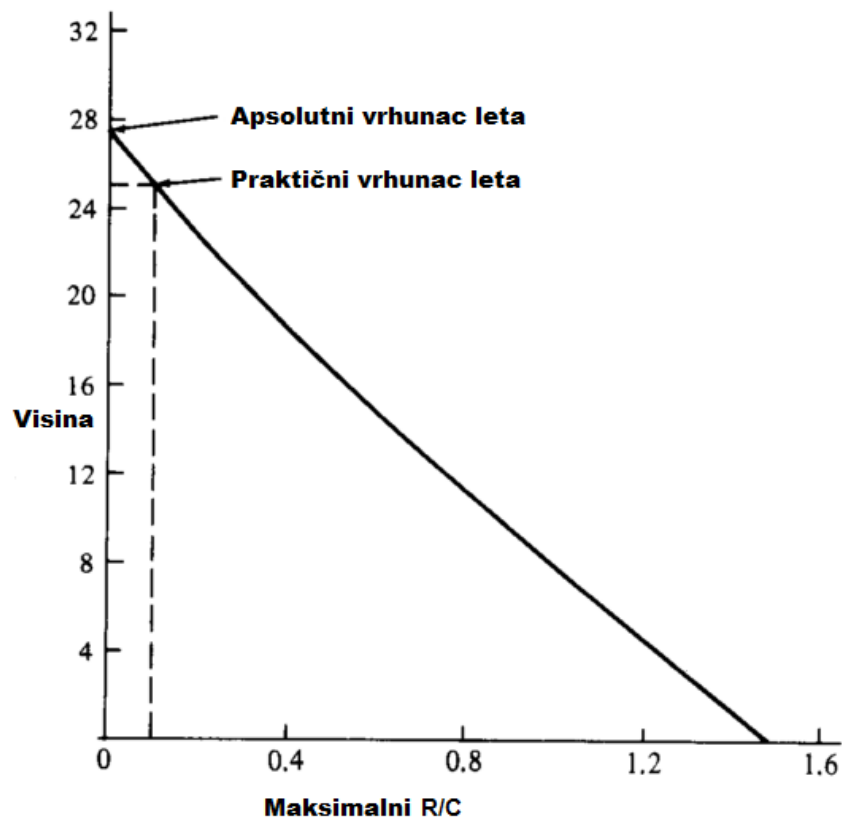
2.4 Apsolutni i praktični vrhunac leta

Kao što je već poznato, s porastom visine, smanjuje se raspoloživa snaga te je višak snage manji odnosno maksimalni „rate of climb“ je manji. U jednom trenutku na određenoj visini zrakoplov nema više viška snage, koju koristi za penjanje, pa tu visinu nazivamo apsolutni vrhunac leta. Apsolutni vrhunac leta je visina pri kojoj „rate of climb“ je jednak nuli. Na slici 2. je apsolutni vrhunac leta prikazan kao mjesto gdje krivulja raspoložive snage tangira krivulju potrebne snage.



Slika 2. Odnos potrebne i raspoložive snage na vrhuncu leta

Postoji još i praktični vrhunac leta. Praktični vrhunac leta je određen tako da je R/C jednak 0,5 m/s, kao što je prikazano na slici 3. [2]



Slika 3. Praktični i apsolutni vrhunac leta

3. Karakteristike zrakoplova značajne za izračun preformansi

3.1 Osnovne karakteristike zrakoplova Beechcraft Queen Air

Osnovne karakteristike zrakoplova:

- posada: jedan ili dva pilota
- kapacitet: 9 putnika
- dužina: 10,82 m
- raspon krila: 15,32 m
- visina: 4,33 m
- površina krila: 27,3 m
- aspektni odnos krila: 7,5
- masa praznog zrakoplova: 2,393 kg
- maksimalna masa u polijetanju: 3,992 kg
- maksimalna brzina leta: 400 km/h (na 3,500 m)
- brzina krstarenja: 294 km/h, 45% snage (na 4,570 m)
- dolet: 2 441 km, 45% snage na visini 4,570 m s 45 min rezervom
- praktični vrhunac leta: 8 170 m
- pogonska grupa: 2 × Lycoming IGSO-540 A1D motora, hlađena zrakom, 380 konjskih snaga (285 kW) svaki motor. [3]

3.2 Masa zrakoplova

Masa zrakoplova je jako značajan faktor kada su u pitanju performanse zrakoplova. Svakom zrakoplovu, prije nego što krene u uporabu, određuje se njegova masa odnosno zrakoplov ide na vaganje. Vaganjem zrakoplova se određuje nekoliko različitih masa zrakoplova poput „Basic Empty Mass“, masa zrakoplova bez goriva, suha operativna masa i ostale. Vaganje je jako važno jer se na taj način određuje centar mase zrakoplova. Centar mase zrakoplova utječe na njegovu stabilnost i upravljivost odnosno ovisno o položaju centra mase zrakoplov će biti stabilniji ili upravljiviji.

Isto tako masa zrakoplova utječe i na ostale eksploatacijske parametre. Primjerice u polijetanju, veća masa ima za posljedicu da zrakoplov slabije ubrzava što se da zaključiti iz drugog Newtonovog zakona gibanja koji glasi:

$$F = m \cdot a \quad (3.1)$$

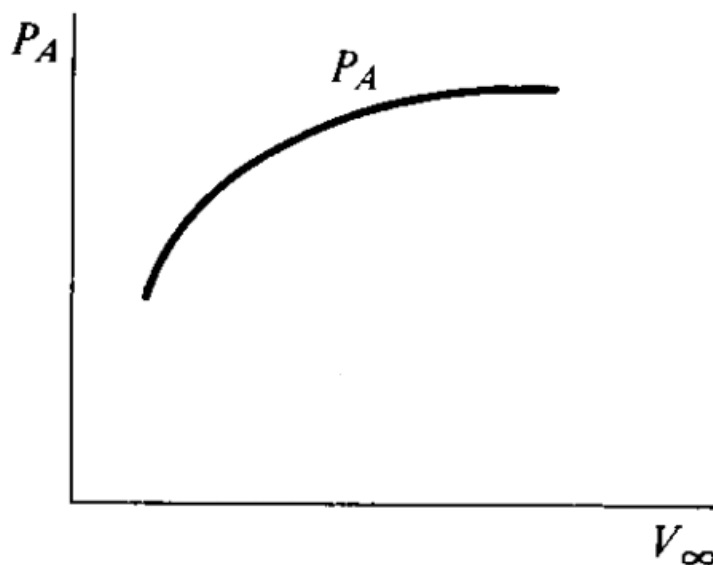
Ne samo da utječe na ubrzanje zrakoplova već i na trenje koje kotači stvaraju na podlogu te kao rezultat dobivamo da je potrebna veća duljina staze za polijetanje.

Povećana masa također povećava otpor zrakoplova što dovodi do povećane potrošnje goriva i kao krajnji rezultat i veće troškove eksploatacije zrakoplova. Zbog veće mase, u horizontalnom letu, potrebna je veća sila uzgona da bi te dvije sile bile jednake i da bi se zadovoljio uvjet horizontalnog leta pa je tako zbog većeg uzgona veći i inducirani otpor zrakoplova pa je potrebna veća vučna ili potisna sila da savlada silu otpora i da bi sve sile bile u ravnoteži.

Kao i u predhodnim fazama leta, masa zrakoplova utječe i na slijetanje. Povećana masa ima za posljedicu veću brzinu gubitka uzgona V_S (Stalling speed). Tako da zrakoplov prilikom prilaza za slijetanje mora spuštati većom brzinom pa je zato potrebna veća duljina za slijetanje jer zrakoplov ima veću silu inercije.

3.3 Pogonska grupa zrakoplova

Pogonska grupa ima izravan utjecaj na performanse zrakoplova. Zato postoje dvije glavne grupe motora, a to su: mlazni motori i klipni motori. Konkretno u ovom poglavlju razmatrati će se pogonska grupa zrakoplova Beechcraft Queen Air. Radi se o pogonskoj grupi koja se sastoji od dva klipna motora. Takvi motori se najčešće koriste u generalnom zrakoplovstvu. Zrakoplov je pogonjen s propelerom te stvara vučnu silu potrebnu za gibanje zrakoplova. Po pitanju performansi vrlo je važna količina vučne sile koju može prizvesti, posebice tijekom polijetanja i penjanja. Količina te vučne sile nije stalno ista, jer je pogonska grupa izložena vanjskim atmosferskim utjecajima pa se stoga ovisno o njima vučna sila mijenja, ali to će biti opisano u idućem poglavlju. No, ne utječu samo atmosferski utjecaji na vrijednost vučne sile nego i brzina pri kojoj zrakoplov leti. Utjecaj brzine na raspoloživu snagu motora, za klipne motore prikazana je na slici 4.

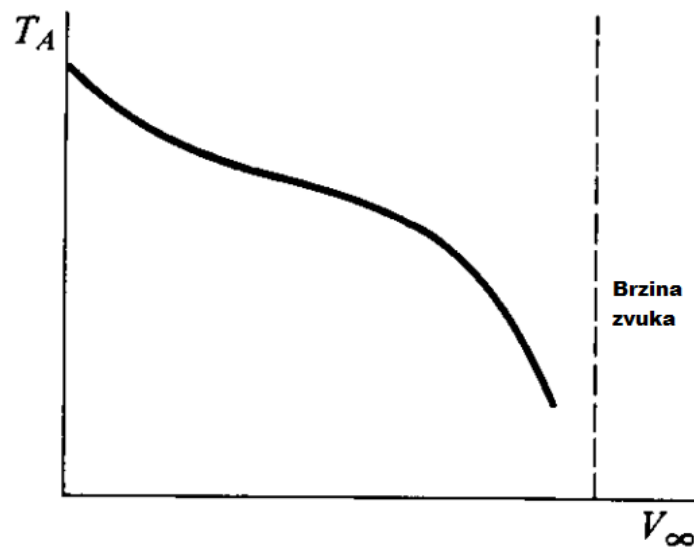


Slika 4. Utjecaj brzine na raspoloživu snagu klipnog motora s propelerom

Na slici 5. je prikazana ovisnost raspoložive (Power Available, P_A) snage o brzini leta (V_∞). Ta snaga se dalje prenosi pomoću vratila na propeler te se stoga ne iskorištava sva raspoloživa snaga motora da bi se zrakoplov gibao, već se jedan dio snage gubi u prijenosu od motora do propelera. Tako je raspoloživa snaga zadana formulom:

$$P_A = \eta P \quad (3.2)$$

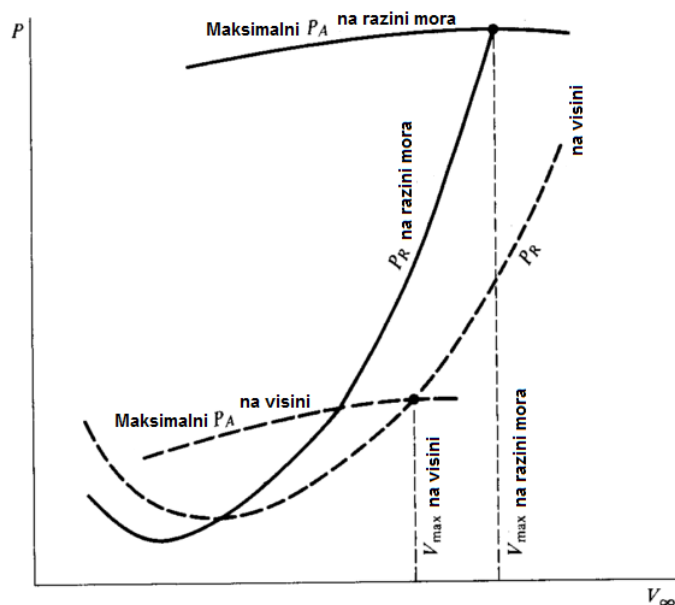
Nadalje, raspoloživi potisak je potisak kojeg stvara kombinacija motora zajedno s propelerom te se on mijenja u ovisnosti o brzini leta. Potisak pri brzini $V_\infty = 0$ je najveći (statički potisak) te je manji s porastom brzine. Pri brzini približno jednakoj brzini zvuka taj potisak naglo opada kako je prikazano na slici 5.



Slika 5. Utjecaj brzine na raspoloživi potisak klipnog motora s propelerom

3.4 Utjecaj visine leta

Poznato je da se s promjenom visine mijenjaju meteorološki parametri poput temperature, tlaka i gustoće zraka. S porastom visine se smanjuje temperatura (u određenim slojevima atmosfere), gustoća i tlak zraka. Upravo ti faktori utječu na performanse zrakoplova na način da se potrebna snaga motora povećava porastom visine kao što je prikazano na slici 6.



Slika 6. Utjecaj visine leta na potrebnu snagu P_R

Vidljivo je da povećanjem visine, ne samo da se povećava i potrebna snaga P_R već da raspoloživa snaga P_A opada. Na određenoj visini potrebna i raspoloživa snaga se izjednačavaju te tada zrakoplov leti najvećom brzinom V_{max} te možemo zaključiti da je V_{max} različit za svaku visinu leta.

$$P_A = P_R \quad (3.3)$$

Na grafu se to može vidjeti kao sjecište krivulja raspoložive i potrebne snage. Zbog toga što je na većim visinama gustoća zraka manja, zrakoplov ostvaruje veću brzinu za istu vrijednost otpora kojeg bi imao na manjoj visini s manjom brzinom te se zbog toga V_{max} povećava porastom brzine.

3.5 Utjecaj stanja uzletno-sletne staze

Stanje uzletno-sletne staze jedan je od najvažnijih čimbenika tijekom polijetanja i slijetanja. Za utvrđivanje stanja uzletno-sletne staze sa stajališta karakteristika kočenja se mjeri koeficijent trenja. To se obavlja povremeno, a osobito onda kada postoje razlozi, npr. voda, snijeg ili led na stazi, i prenosi se pilotima. Kontaminati poput kiše, snijega, bljuzgavice itd. mijenjaju taj koeficijent pa shodno tomu se mjenja i duljina polijetanja ili slijetanja. Tako primjerice za uzletno-sletnu stazu koja je prekrivena bljuzgavicom, zrakoplovu je potrebna veća duljina za polijetanje. Također se pojavljuje mogućnost pojave hidroplaninga usljed kojeg dolazi do naglog smanjenja trenja uzrokovanog nakupinom vode između kotača zrakoplova i piste. [4]

Na performanse zrakoplova u polijetanju također utječe i nagib uzletno-sletne staze. Nagib može imati pozitivan i negativan utjecaj. Prilikom polijetanja, gledajući u smjeru polijetanja, ako je staza nagnuta prema dolje, zrakoplov će ostvariti puno veću akceleraciju tijekom zaleta te će zrakoplovu trebati manja duljina za polijetanje jer komponenta sile gravitacije mu ide u korist. A ako je staza nagnuta prema gore, komponenta sile gravitacije stvara dodatan otpor tijekom zaleta pa je zrakoplovu potrebna veća duljina za polijetanje.

Nadalje, postoji još faktora koji utječu na koeficijent trenja poput nakupine gume u zoni dodira. Posebno je opasno kad je kombinacija nakupine kiše i ostataka gume, tada se koeficijent trenja višestruko smanjuje.

4. Izračun performansi zrakoplova u horizontalnom letu

Horizontalnim letom smatra se pravocrtno kretanje zrakoplova bez promjene visine i bez nagiba. U jednolikom horizontalnom letu na zrakoplov djeluju sila težine, vučna sila ili sila potiska, uzgon i otpor. [5]

Da se izračuna potrebna vučna sila za horizontalni let, razmatrati će se zrakoplov pri brzini $V = 350 \text{ km/h}$ te s koeficijentom otpora $C_{D,0} = 0.03$. Sila potiska F_{TR} u horizontalnom letu jednaka je sili otpora F_D pa se može zapisati:

$$F_{TR} = F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A = \frac{1}{2} \rho V^2 A (C_{D0} + C_{Di}) \quad (4.1)$$

$$F_{TR} = \frac{1}{2} \rho V^2 A \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \right) \quad (4.2)$$

Isto tako u horizontalnom letu vrijedi $F_L = F_G$, nadalje $\frac{1}{2} \rho V^2 C_L A = F_G$ te dobiva se izraz:

$$F_{TR} = \frac{1}{2} C_{D0} \rho A \cdot V^2 + \frac{2 F_G^2}{\pi e A R \rho A} \frac{1}{V^2} \quad (4.3)$$

Ako se u izraz uvrsti vrijednosti na razini mora dobijemo:

$$F_{TR} = \frac{1}{2} \cdot 0.03 \cdot 1.225 \cdot 27.3 \cdot 350^2 + \frac{2 \cdot 38\,220^2}{\pi \cdot 0.9 \cdot 7.5 \cdot 1.225 \cdot 27.3} \frac{1}{350^2}$$
$$F_{TR} = 61\,484.2 \text{ N}$$

Navedeni izraz možemo zapisati tako da brzinu ostavimo kao variablu:

$$F_{TR} = 0.5016 V^2 + 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V^2} \quad (4.4)$$

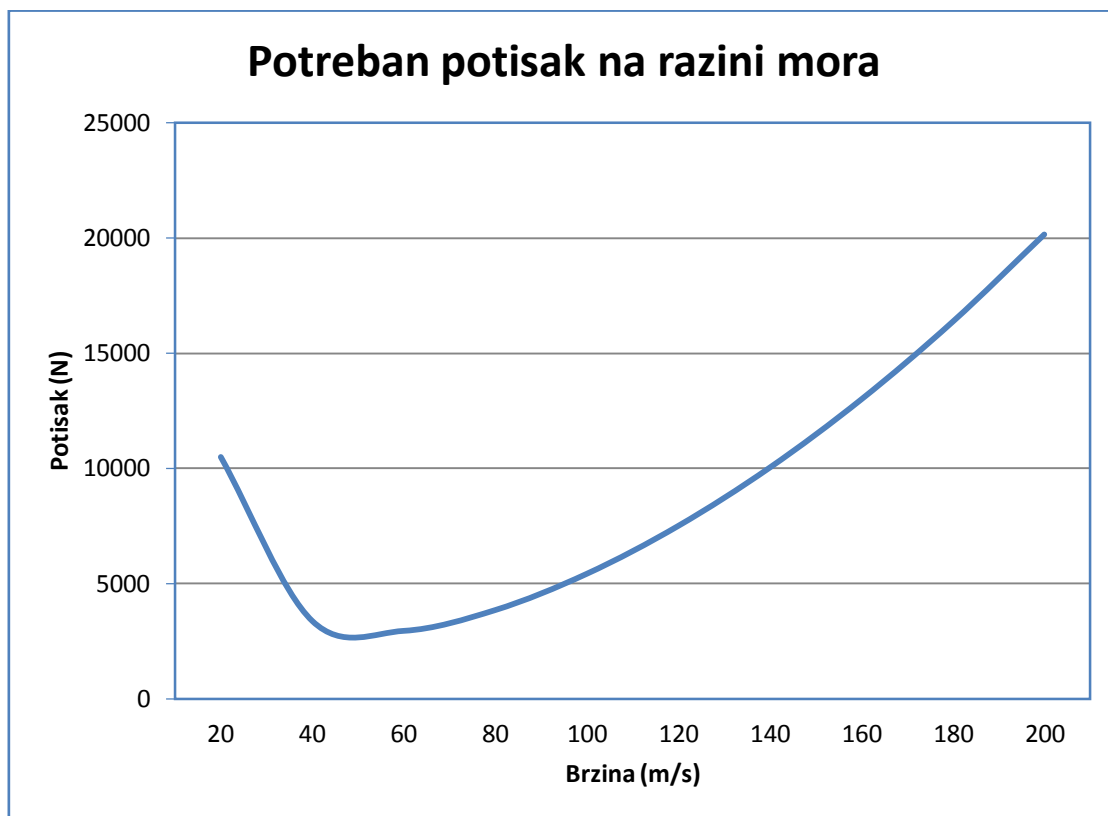
$$F_{TRmin} = \frac{dF_{TR}}{dV} = 0 \rightarrow 1.0032 V - 8.24 \cdot 10^6 \frac{1}{V^3} = 0 \cdot V^3$$

$$1.0032 V^4 = 8.24 \cdot 10^6$$

$$V^4 = \frac{8.24 \cdot 10^6}{1.0032}$$

$$V_{F_{TRmin}} = 53.53 \text{ km/h} \rightarrow F_{TRmin} = 2875.1 \text{ N}$$

Ovisnost potrebnog potiska i brzine prikazan je na grafikonu 1.



Grafikon 1. Potreban potisak s porastom brzine

Potrebnu snagu možemo dobiti na način:

$$P_R = F_{TR} \cdot V \quad (4.5)$$

$$P_R = 61491.8 \cdot 350 = 21\,522.13 \text{ kW}$$

Ako je zapišemo u obliku:

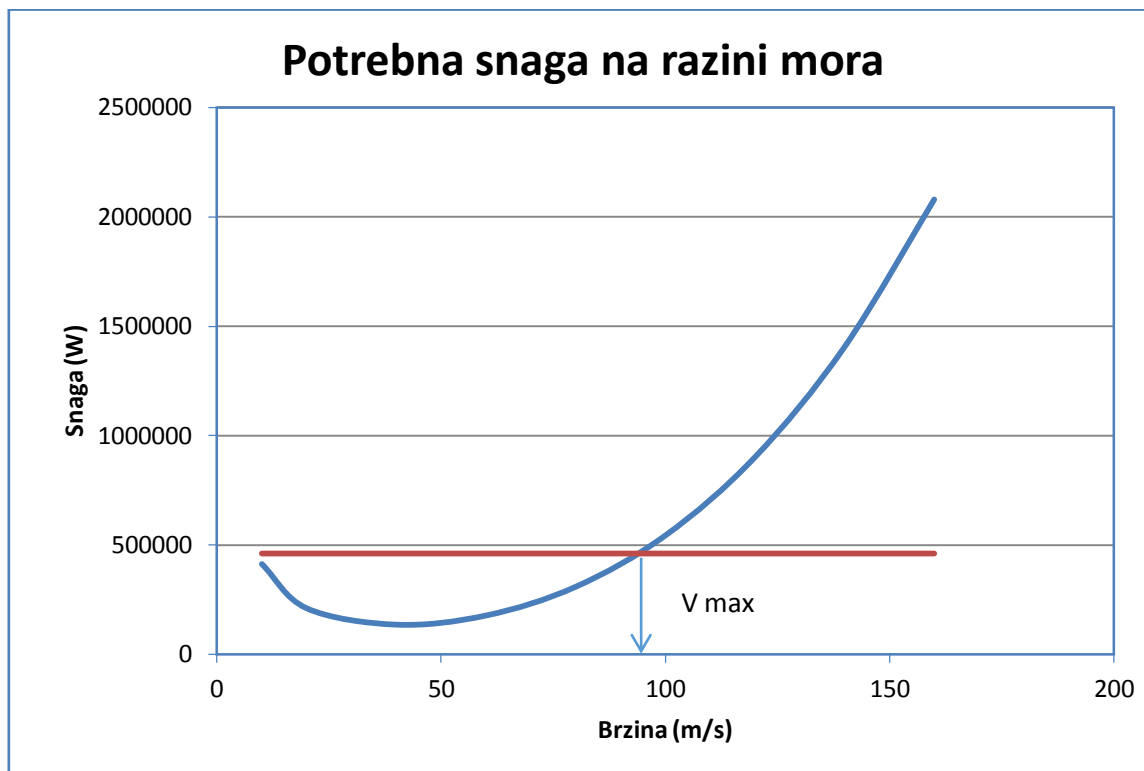
$$P_R = 0.5016 V^3 + 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V} \quad (4.6)$$

$$P_{Rmin} = \frac{dP_R}{dV} = 0 \rightarrow 1.5048 V^2 - 8.24 \cdot 10^6 \frac{1}{V^2} = 0 \quad / \cdot V^2$$

$$V^4 = \frac{8.24 \cdot 10^6}{1.5048}$$

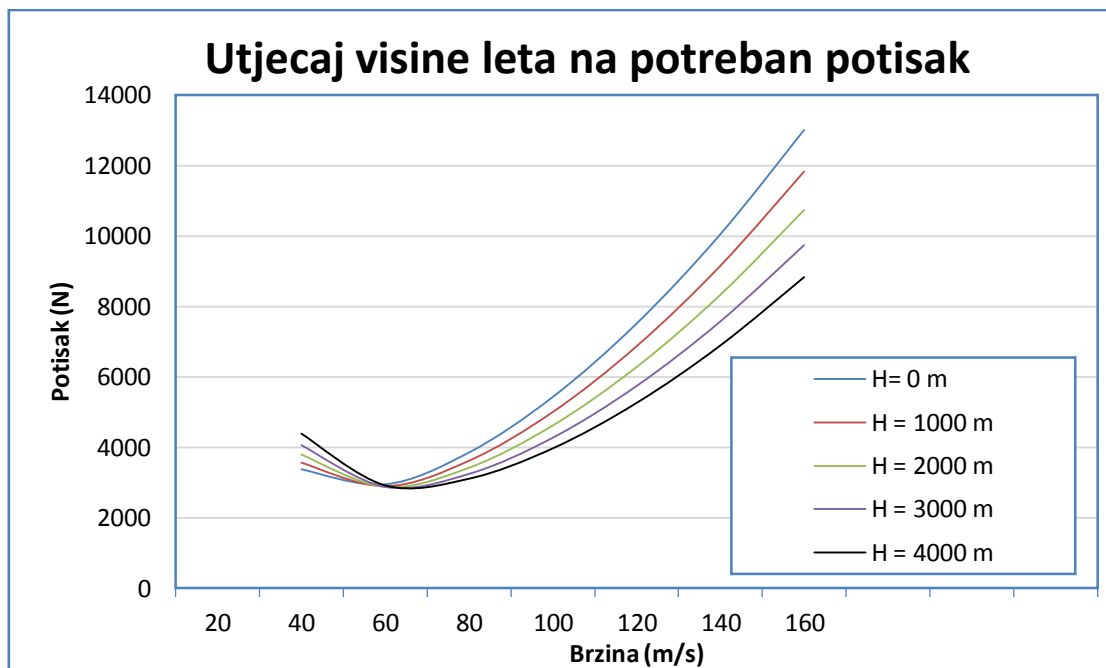
$$V_{P_{Rmin}} = 48.37 \text{ km/h} \rightarrow P_{Rmin} = 0.5016 \cdot 48.37^3 + 4.12 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{48.37} = 143.6 \text{ kW}$$

Potrebna snaga s porastom brzine grafički je prikazan na grafikonu 2.



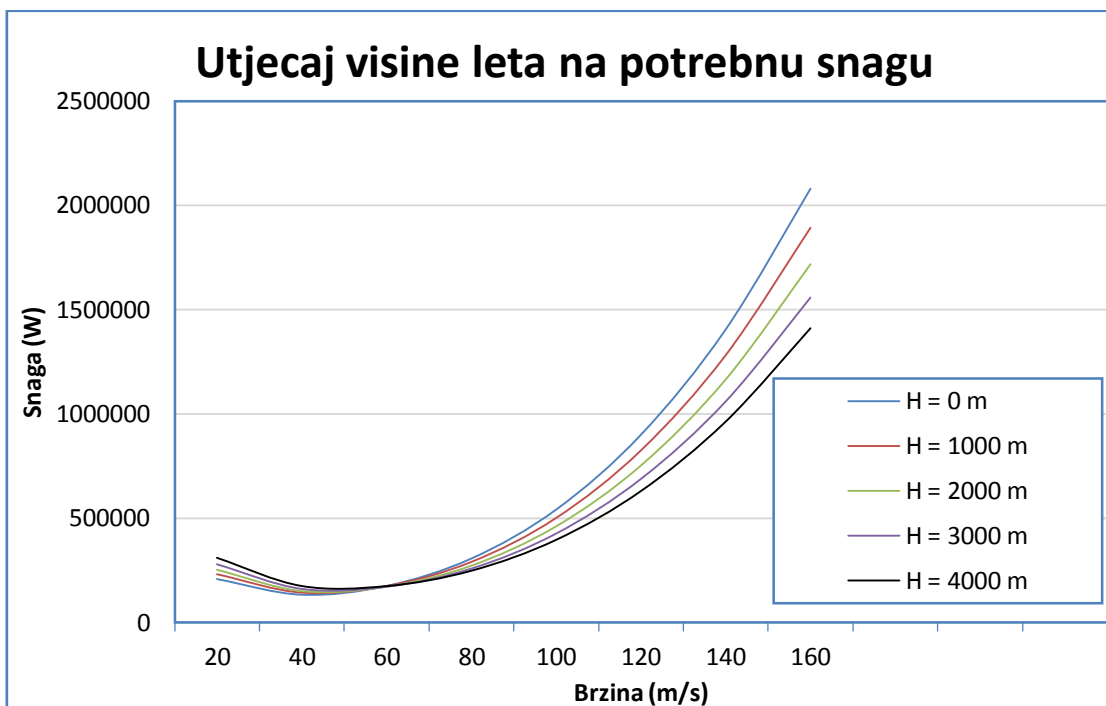
Grafikon 2. Potrebna snaga s porastom brzine

Potisak, kao i snaga, se ne mijenjaju samo promjenom brzine. Na njih utječu razni vanjski čimbenici kao što su gustoća zraka, temperatura, tlak itd. Odnosno, može se reći da ovise o stanju atmosfere pa se tako promjenom visine mijenja potrebna snaga za let. Uvrstivši u formulu za potreban potisak različite vrijednosti gustoće zraka s porastom visine, dobili smo graf koji nam pokazuje promjenu potrebnog potiska s povećanjem visine, grafikon 3.



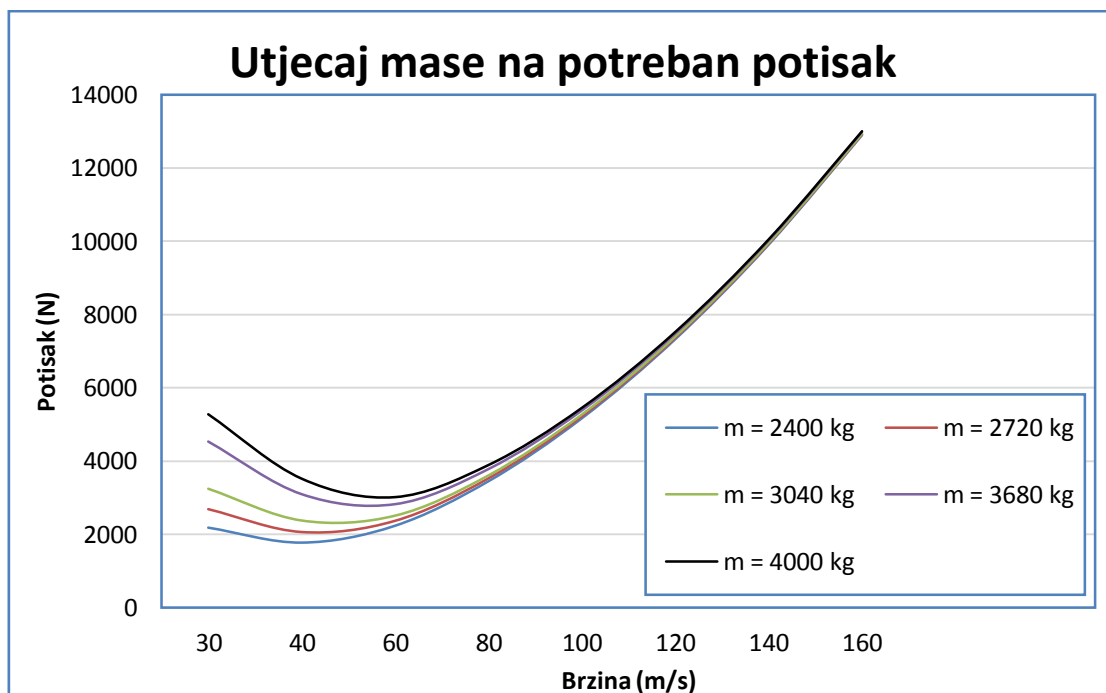
Grafikon 3. Utjecaj visine na silu potiska

Isto tako ako u formulu za potrebnu snagu uvrstimo vrijednosti gustoće zraka za različite visine leta, dobiti ćemo graf koji nam pokazuje promjenu potrebne snage povećanjem visine. (Grafikon 4.)

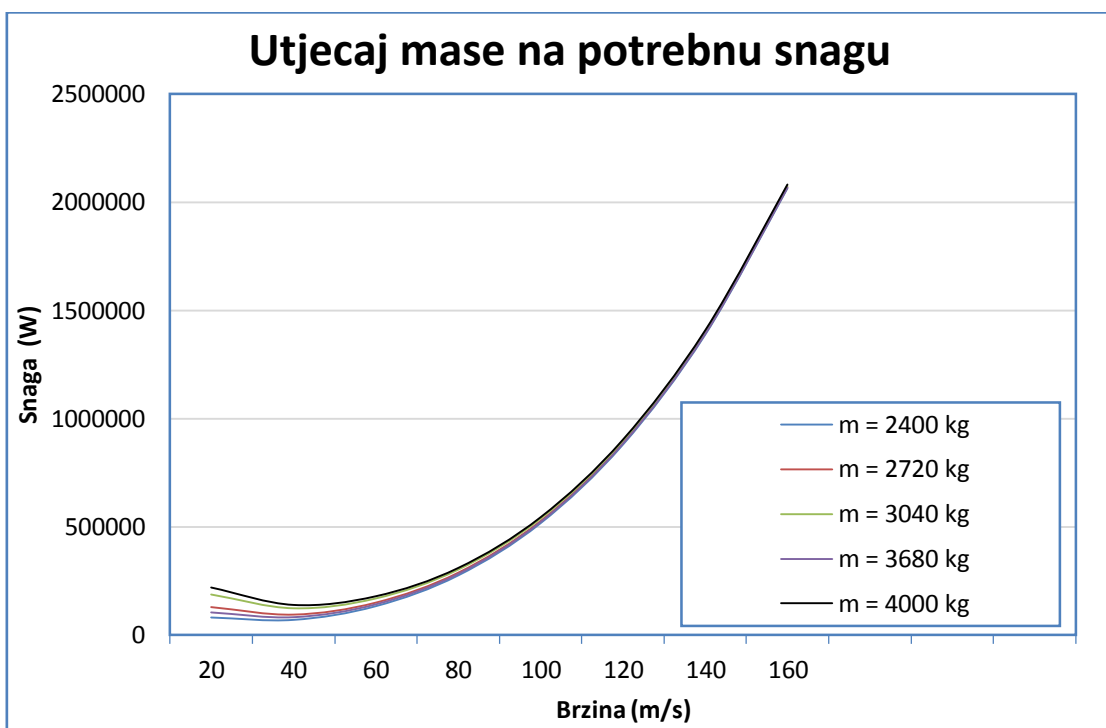


Grafikon 4. Utjecaj visine leta na potrebnu snagu

Kao što smo već u prethodnim poglavljima spomenuli, masa ima veliki utjecaj na performanse zrakoplova. (Grafikon 5. i 6.)



Grafikon 5. Utjecaj mase na silu potiska



Grafikon 6. Utjecaj mase na potrebnu snagu motora

Da bi odredili brzinu i potrebnu snagu za najbolji dolet uvjet je slijedeći:

$$f_{max} = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max} \rightarrow \left(\frac{C_L}{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R}} \right)' = \frac{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} - C_L \cdot \frac{2C_L}{\pi e A R}}{\left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \right)^2} = 0 \quad (4.7)$$

$$C_{D0} - \frac{C_L^2}{\pi e A R} = 0 \rightarrow C_L = \sqrt{C_{D0} \pi e A R} = \sqrt{0.03 \cdot \pi \cdot 0.9 \cdot 7.5} = 0.7976$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} = 2C_{D0} \rightarrow C_D = 2 \cdot 0.03 = 0.06$$

Iz jednadžbe $F_L = F_G$ koja vrijedi za horizontalni let, može se dobiti:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 C_L A = mg \rightarrow V = \sqrt{\frac{2mg}{C_L \rho A}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 38\,220}{0.7976 \cdot 1.225 \cdot 27.3}} = 53.5 \text{ km/h}$$

$$P_R = F_D \cdot V = C_D \frac{1}{2} \rho V^3 A = 0.06 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 53.5^3 \cdot 27.3 = 153\,632 \text{ W}$$

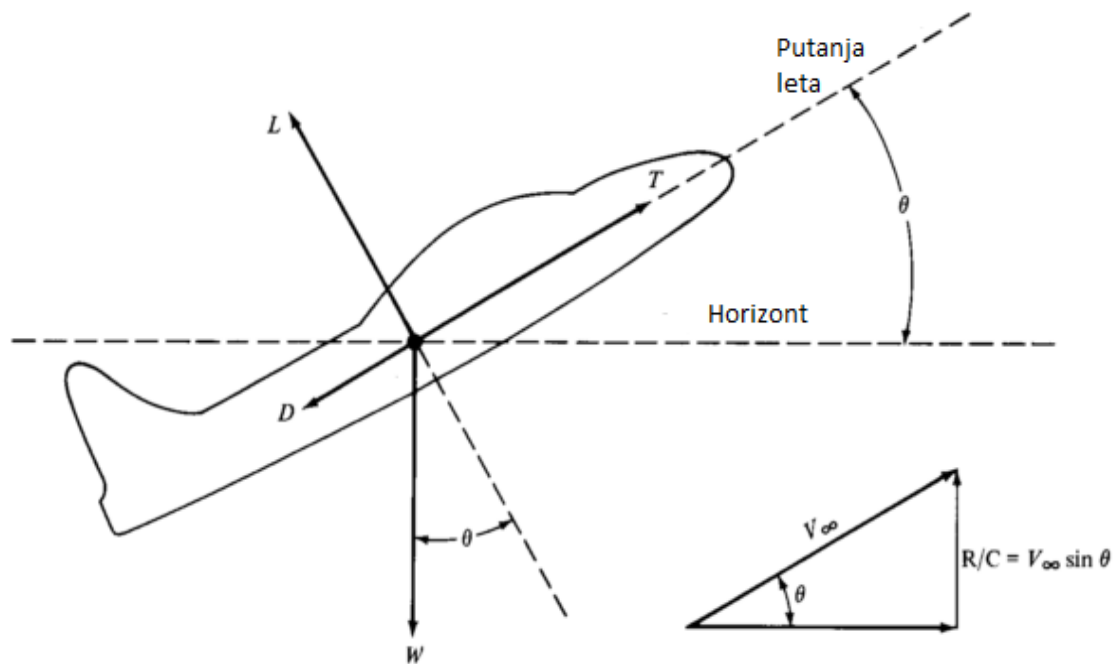
$$F_{TR} = \frac{P_R}{V} = \frac{153632}{53.5} = 2\,871.7 \text{ N}$$

Dakle, da bi zrakoplov ostvario najbolji dolet potrebno je letjeti s brzinom $V = 53.5 \text{ km/h}$, potrebna mu je snaga od $P_R = 153 \text{ kW}$ te potisak od $F_{TR} = 2\,871.7 \text{ N}$.

5. Izračun performansi zrakoplova u penjanju

Penjanje je faza leta s ciljem da zrakoplov poveća visinu. Sa slike 7. možemo vidjeti raspored sila koje djeluju na zrakoplov. Vidimo da je sila uzgona manja od sile težine te da bi se ostvarilo penjanje potreban nam je višak potiska.

$$\frac{R}{C} = \frac{\Delta P}{F_G} = \frac{P_A - P_R}{F_G} \quad (5.1)$$



Slika 7. Sile koje djeluju na zrakoplov u penjanju

$$P_A = \mu \cdot P_{mot} = 0.81 \cdot (2 \cdot 285\,000) = 461\,700\,W$$

$$P_R = 0.5016 V^3 + 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V} \quad (5.2)$$

Kao što je već prije izračunato P_A i P_R , dalje slijedi:

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{F_G} = \frac{461\,700 - 0.5016 V^3 - 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V}}{38\,220}$$

$$\frac{d(R/C)}{dV} = -1.5048 V^2 + 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V^2} = 0$$

$$1.5048V^4 = 4.12 \cdot 10^6$$

$$V_{(R/C)_{max}} = 40.7 \text{ m/s}$$

$$(R/C)_{max} = \frac{461\,700 - 0.5016 \cdot 40.7^3 - 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{40.7}}{38\,220}$$

$$(R/C)_{max} = 7.4 \text{ m/s}$$

Da bi izračunali maksimalni kut penjanja θ_{max} , potrebno je prvo izračunati brzinu za najveći kut penjanja, na način:

$$R/C = \frac{461\,700 - 0.5016 V^3 - 4.12 \cdot 10^6 \frac{1}{V}}{38\,220} = 12.08 - 1.31 \cdot 10^{-5} V^3 - 145.9 \frac{1}{V}$$

$$\frac{R/C}{V} = \frac{12.08}{V} - 1.31 \cdot 10^{-5} V^2 - 145.9 \frac{1}{V^2}$$

$$\frac{d\left(\frac{R/C}{V}\right)}{dV} = -\frac{12.08}{V^2} - 2.62 \cdot 10^{-5} V + \frac{291.8}{V^3} = 0$$

$$2.62 \cdot 10^{-5} V^4 + 12.08 V - 291.8 = 0$$

$$V^4 = 11.137 \cdot 10^6 - 4.611 \cdot 10^5$$

$$V = \sqrt[4]{11.137 \cdot 10^6 - 4.611 \cdot 10^5 \cdot V}$$

<i>i</i>	<i>V_i</i>	<i>V_{i+1}</i>
1	20	37.2
2	22	31.57
3	22.5	29.55
4	23	27.01
5	23.3	25.04
6	23.5	23.4

$$V_{\theta_{max}} = 23.5 \text{ m/s}$$

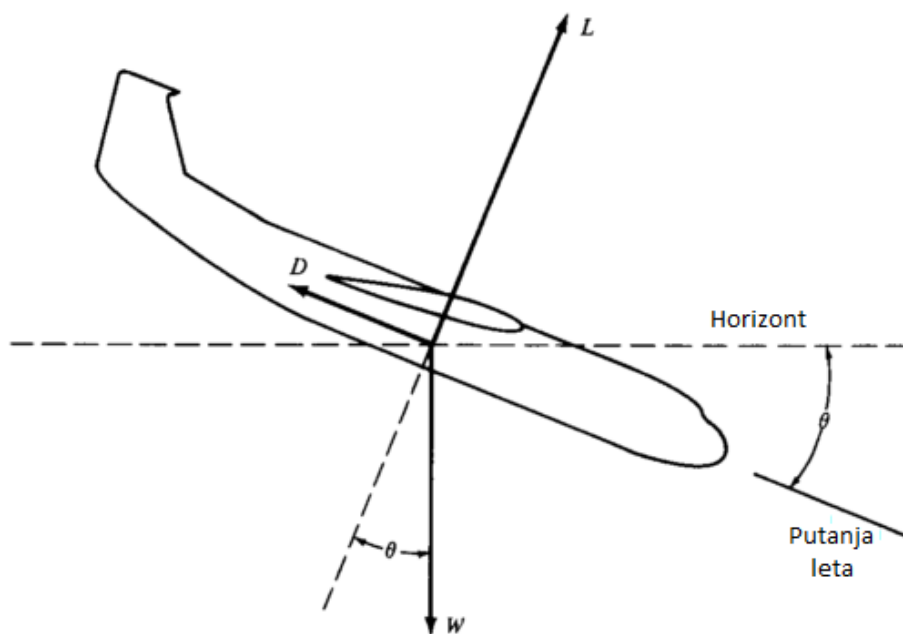
Nakon definirane brzine za maksimalni kut penjanja $V_{\theta_{max}} = 23.5 \text{ m/s}$, može se odrediti maksimalnu brzinu uzdizanja te, maksimalni kut penjanja.

$$\left(\frac{R}{C}\right)_{\theta_{max}} = 12.08 - 1.31 \cdot 10^{-5} \cdot 23.5^3 - 145.9 \cdot \frac{1}{23.5} = 5.71 \text{ m/s}$$

$$\theta_{max} = \sin^{-1} \left(\frac{5.71}{23.5} \right) = 14.06^\circ$$

6. Izračun performansi zrakoplova u spuštanju

U ovom poglavlju ćemo računski razmatrati spuštanje zrakoplova i kao takvo promatrat će se spuštanje bez pogonske sile, polazeći od toga da pilot prilikom spuštanja oduzima snagu motora na „idle“. Na slici 8. su prikazane sile koje djeluju na zrakoplov u spuštanju. Brzina spuštanja ili „*Rate of Descent*“ uvelike ovisi o otporu zrakoplova. Npr, prilikom spuštanja za slijetanje zrakoplov izvlači zakrilca s ciljem da se poveća otpor, ujedno i uzgon, ali i „*Rate of Descent*“. Postoji nekoliko vrsta spuštanja, što ovisi o kutu pri kojem zrakoplov spušta, pa tako razlikujemo normalno spuštanje, brzo spuštanje te poniranje.



Slika 8. Sile koje djeluju na zrakoplov u spuštanju

Krenuti ćemo od formule za izračun brzine propadanja, koja glasi:

$$\frac{R}{D} = \frac{C_D}{(C_D^2 + C_L^2)^{3/2}} \sqrt{\frac{2F_G}{\rho A}} \quad (6.1)$$

Zbog toga što je $C_L^2 \gg C_D^2 \rightarrow C_D^2 + C_L^2 \sim C_L^2$ možemo zapisati:

$$\frac{R}{D} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2F_G}{\rho A}} \rightarrow \left(\frac{R}{D}\right)_{min} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right)_{min} \sqrt{\frac{2F_G}{\rho A}} \quad (6.2)$$

$$\left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right)_{min} \rightarrow \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right)_{min} = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{0.03 \cdot 0.047 C_L^2}{C_L^{3/2}}\right)_{min} = 0$$

$$\frac{0.08 C_L C_L^{3/2} - \frac{3}{2} C_L^{1/2} (0.02 + 0.04 C_L^2)}{C_L^3} = 0$$

$$0.094 C_L^{5/2} - 0.045 C_L^{1/2} - 0.0705 C_L^{5/2} = 0 \quad / \div 0.08 C_L^{5/2}$$

$$0.0235 C_L^2 = 0.045$$

$$C_L^2 = 1.915$$

$$C_L = 1.38$$

$$C_D = 0.03 + 0.47 \cdot 1.38^2 = 0.1195$$

$$(R/D)_{min} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right)_{min} \sqrt{\frac{2F_G}{\rho A}} = (R/D)_{min} = \left(\frac{0.1195}{1.38^{3/2}}\right)_{min} \sqrt{\frac{2 \cdot 38\,220}{1.225 \cdot 27.3}} = 3.52 \text{ m/s}$$

7. Izračun performansi zrakoplova u polijetanju

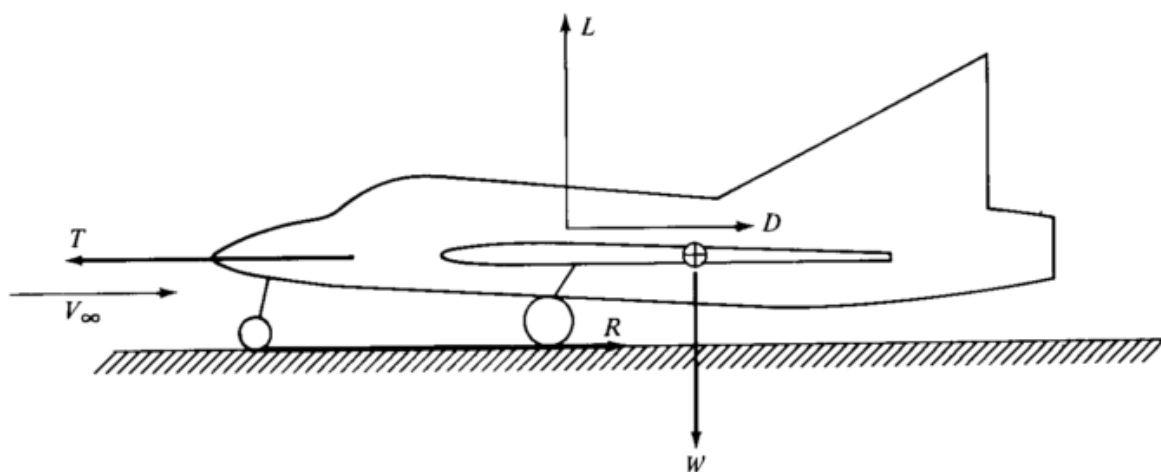
Polijetanje je jedna od najosjetljivijih i opasnijih faza leta. Kao što je već poznato, zrakoplov je dizajniran za let na način da stvara što manji otpor i dovoljnu silu uzgona. Problem nastaje zbog toga što takva konfiguracija zrakoplova nije optimalna za polijetanje, a ni za slijetanje te je potrebno mijenjati konfiguraciju zrakoplova u ovom slučaju tijekom polijetanja.

Za polijetanje potrebno je, naravno, imati izvučeno podvozje zrakoplova te isto tako izvučena zakrilca. Zakrilca se izvlače s ciljem da se postigne maksimalni koeficijent uzgona C_{Lmax} tako da duljina zalet zrakoplova bude što manja. Pored svega toga, u neposrednoj blizini piste tijekom polijetanja javlja se utjecaj blizine tla (piste) koji mijenja aerodinamiku zrakoplova.

Tijekom polijetanja na zrakoplov djeluju određene sile. Da bi zrakoplov uzletio potrebno je da se izjednače sila uzgona i sila težine.

$$F_L = F_G \quad (7.1)$$

Sile koje djeluju na zrakoplov možemo vidjeti na slici 9. su prikazane sile koje djeluju na zrakoplov u polijetanju.



Slika 9. Sile na zrakoplov u polijetanju

Kao što je već spomenuto, na polijetanje utječe i blizina piste, tako da prije samog proračuna za duljinu polijetanja, potrebno je izračunati brzinu sloma uzgona V_{stall} i utjecaj blizine piste za što će se koristiti podatak o udaljenosti krila od piste, što za ovaj avion iznosi $h = 1.78 \text{ m}$, kao i raspon kila koji iznosi $b = 15.32 \text{ m}$. S obzirom da će se razmatrati betonirana pista koeficijent trenja je $\mu = 0.02$.

$$\phi = \frac{\left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2}{1 + \left(16 \cdot \frac{h}{b}\right)^2} = \frac{\left(16 \cdot \frac{1.78}{15.32}\right)^2}{1 + \left(16 \cdot \frac{1.78}{15.32}\right)^2} = 0.7755$$

$$V_{LO} = 1.2V_{stall} = 1.2 \sqrt{\frac{2mg}{\rho AC_{L_{max}}}} = 1.2 \sqrt{\frac{2 \cdot 38\,220}{1.225 \cdot 27.3 \cdot 1.86}} = 42.07 \text{ m/s}$$

$$V_{sr} = 0.7 \cdot V_{LO} = 0.7 \cdot 42.07 = 29.45 \text{ m/s}$$

$$F_T = \frac{P_A}{V_{sr}} = \frac{\mu \cdot P_{mot}}{V_{sr}} = \frac{0.81 \cdot (2 \cdot 285\,000)}{29.45} = 15\,677.4 \text{ N}$$

$$F_D = \left(C_{D0} + \phi \frac{C_{L_{max}}^2}{\pi e AR}\right) \frac{1}{2} \rho V_{sr}^2 A = \left(0.03 + 0.7755 \cdot \frac{1.86^2}{\pi \cdot 0.7 \cdot 7.5}\right) \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 42.07^2 \cdot 27.3$$

$$F_D = 5\,701.9 \text{ N}$$

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V_{sr}^2 A = 1.86 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 42.07^2 \cdot 27.3 = 55\,046.1 \text{ N}$$

$$S_{LO} = \frac{1.44 \cdot F_G^2}{g \rho A C_{L_{max}} \{F_T - [F_D + \mu(F_G - F_L)]_{sr}\}}$$

$$S_{LO} = \frac{1.44 \cdot 38\,220^2}{9.81 \cdot 1.225 \cdot 27.3 \cdot 1.86 \{15\,677.4 - [5\,701.9 + 0.02(38\,220 - 55\,046.1)]_{sr}\}}$$

$$S_{LO} = 334.6 \text{ m}$$

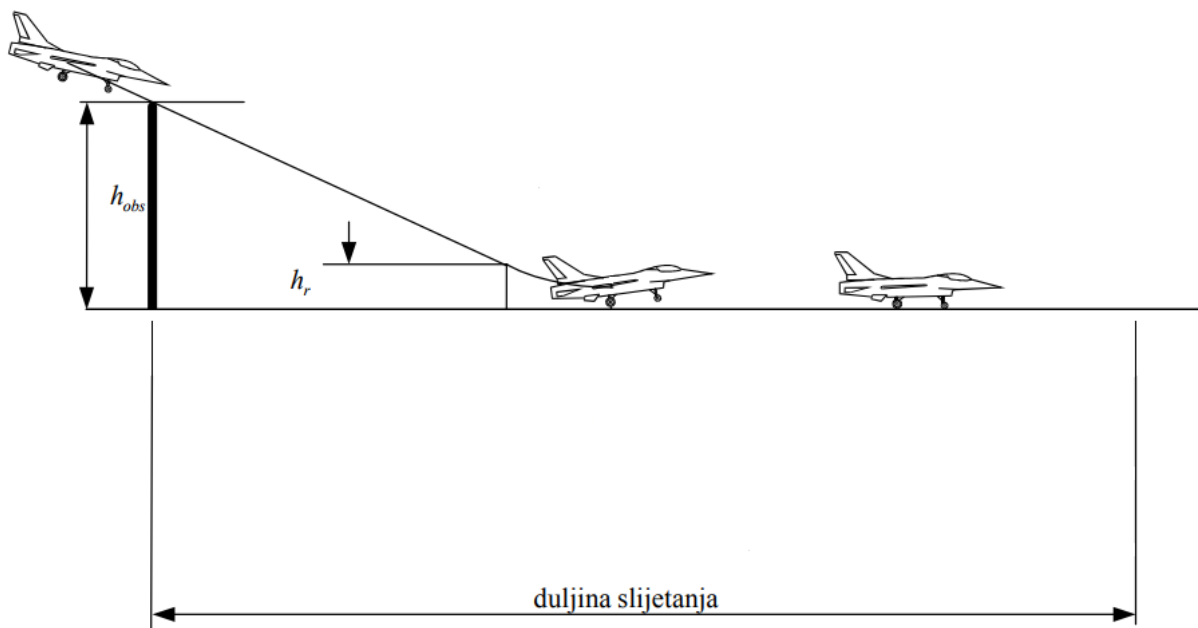
U tablici 1. je prikazano kako masa utječe na potrebnu duljinu za slijetanje.

Tablica 1. Utjecaj mase na potrebnu duljinu polijetanja

Masa [kg]	Potrebna duljina polijetanja [m]
2400	123.34
2720	159.36
3040	200.26
3680	297.02
4000	353.06

8. Izračun performansi zrakoplova u slijetanju

Slijetanje je jedna od najzahtjevnijih faza leta, upravo zato jer zrakoplov leti na malim brzinama. Brzina pri kojoj zrakoplov prilazi na slijetanje po propisima iznosi $1.3 \cdot V_{stall}$. Da bi se zrakoplov što prije zaustavio, nakon dodira s pistom pilot koristi aerodinamičke kočnice, zatim ako zrakoplov ima tu mogućnost koristi „*Thrust reverser*“ pa tek onda mehaničko kočenje s kotačima. Duljina zaustavljanja ovisi o više faktora, kao npr. nadmorska visina aerodroma, masa zrakoplova, vrsta piste itd. Faze slijetanja možemo vidjeti na slici 10.



Slika 10. Faze slijetanja zrakoplova

Prilikom slijetanja, zbog konfiguracije zrakoplova, odnosno točnije zbog izvučenih zakrilaca $C_{L_{max}}$ je veći nego u polijetanju. Stoga, za proračune u slijetanju koristiti će se $C_{L_{max}} = 2,4$ kako bi izračunali duljinu za slijetanje.

$$V_{TD} = 1.3V_{stall} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho AC_{L_{max}}}} = 1.3 \sqrt{\frac{2 \cdot 38\,220}{1.225 \cdot 27.3 \cdot 2.4}} = 40.1 \text{ m/s}$$

$$V_{sr} = 0.7 \cdot V_{LO} = 0.7 \cdot 40.1 = 28.07 \text{ m/s}$$

Kako ovaj zrakoplov nema spoilere na krilu koji bi poništili uzgon u trenutku dodira kotača s pistom, u proračun je također potrebno uvrstiti utjecaj sile uzgona tijekom zaustavljanja kao i koeficijent kočenja koji iznosi $\mu = 0.4$.

$$F_D = \left(C_{D0} + \phi \frac{C_{L_{max}}^2}{\pi e A R} \right) \frac{1}{2} \rho V_{sr}^2 A = \left(0.03 + 0.7755 \cdot \frac{2.4^2}{\pi \cdot 0.7 \cdot 7.5} \right) \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 28.07^2 \cdot 27.3$$

$$F_D = 4\,855.2 \text{ N}$$

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V_{sr}^2 A = 2.4 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 28.07^2 \cdot 27.3 = 31\,620 \text{ N}$$

$$S_L = \frac{S^2 \cdot F_G^2}{g \rho A C_{L_{max}} [F_D + \mu(F_G - F_L)]_{sr}}$$

$$S_{Lo} = \frac{1.3^2 \cdot 38\,220^2}{9.81 \cdot 1.225 \cdot 27.3 \cdot 2.4 [4\,855.2 + 0.4(38\,220 - 31\,620)]_{sr}} = 418.3 \text{ m}$$

9. Izračun performansi zrakoplova u zaokretu

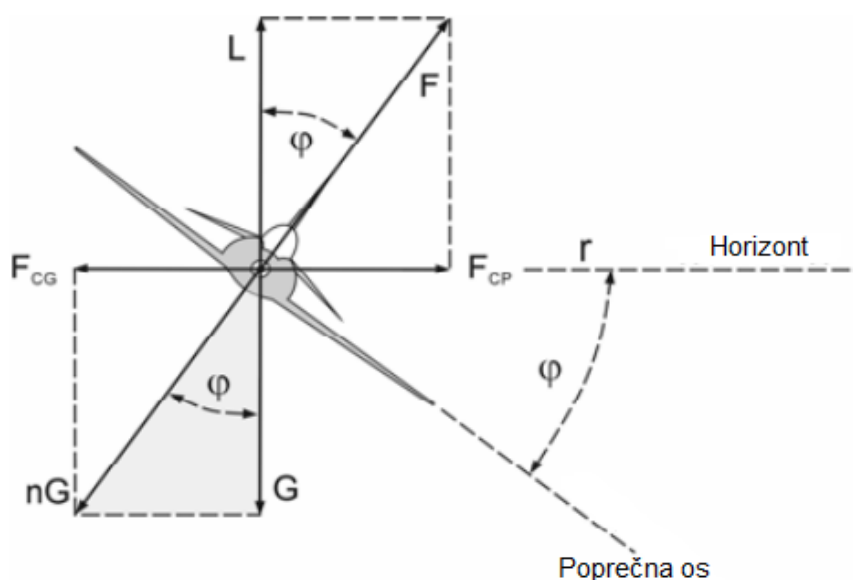
Zaokret je manevar zrakoplovom po kružnoj putanji kojem je cilj promjena pravca leta. Zbog potrebnog povećanja sile uzgona u horizontalnom zaokretu je potrebna i veća brzina odnosno veći napadni kut u odnosu na horizontalni let. Ukoliko se izvodi zaokret bez promjene napadnog kuta tada je potrebna vučna sila/potisak

$$F_T = F_D \quad (9.1)$$

Bitan parametar za izračun performansi zrakoplova tijekom zaokreta, uz radijus i kutno skretanje, je faktor opterećenja. Broj koji daje odnos ukupne sile uzgona u zaokretu i težine zrakoplova naziva se koeficijent opterećenja. Koeficijent opterećenja kazuje koliko puta treba povećati ukupan uzgon da bi zrakoplov u zaokretu zadržao visinu leta. Koeficijent opterećenja moguće je izračunati formule

$$n = \frac{1}{\cos \beta} \quad (9.2)$$

što pokazuje da koeficijent opterećenja u pravilnom zaokretu ovisi isključivo o nagibu zrakoplova β . Sile u zaokretu prikazane su na slici 11.



Slika 11. Sile na zrakoplov u letu

Za minimalni radius zaokreta potrebno je izvesti zaokret s maksimalnim faktorom opterećenja. Maksimalni faktor opterećenja za ovaj zrakoplov iznosi 3,8.

$$R_{min} = \frac{V_{\infty}^2}{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}} \quad (9.3)$$

Maksimalna kutna brzina zakretanja može se izračunati pomoću izraza

$$\omega_{max} = \frac{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}}{V_{\infty}} \quad (9.4)$$

Potrebno vrijeme za izvođenje zaokreta računa se pomoću izraza

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \omega = \frac{\theta}{t} \rightarrow t = \frac{\theta}{\omega} = \frac{2\pi}{\omega} \quad (9.5)$$

Izračun minimalnog radiusa zaokreta, maksimalne kutne brzine zakretanja i potrebnog vremena zaokreta prikazani su u tablici 2.

Tablica 2. Prikaz performansi zrakoplova u zaokretu

Brzina zrakoplova V_{∞} [m/s]	40	50	60	70	80	90	100	110
Minimalni radijus zaokreta R_{min} [m]	44.49	69.52	100.11	136.26	177.97	225.25	278.08	336.48
Maksimalna kutna brzina zakretanja ω_{max} [s ⁻¹]	0.899	0.719	0.599	0.514	0.449	0.399	0.3596	0.3269
Potrebno vrijeme zaokreta t [s]	7.06	8.73	10.65	12.32	14.28	16.11	17.47	19.22

9. Zaključak

Cilj ovog završnog rada je bio izračunati i prikazati performanse zrakoplova Beechcraft Queen Air kroz sve faze leta te prikazati faktore koji utječu na njih. Riječ je o zrakoplovu koji je proizveden 60-ih godina prošlog stoljeća, ali koji i dan danas zaslužuje svoje mjesto na tržištu upravo zato što ovaj zrakoplov odlikuju sigurnost i optimalne performanse za svoju namjenu.

Masa je jedan od najvažniji čimbenika, a osim mase prikazani su i vanjski utjecaji poput stanja atmosfere. Ono najvažnije, je da zrakoplov mora ispunjavati svoju namjenu u potpunosti untoč svim utjecajima na njegove performanse.

Literatura

- [1] Kesić, P.: *Osnove aerodinmike*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2002.
- [2] John D. Anderson, Jr.: *Introduction to flight*, University of Maryland, 1989.
- [3] Beechcraft Queen Air https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Queen_Air ,
(pristupljeno: kolovoz, 2017.)
- [4] Pavlin S.: *Aerodromi1*, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2006. John D. Anderson, Jr.: *Introduction to flight*, Universiti of Maryland, 1989.
- [5] Kalajžić M.: *Teorija leta zrakoplov*, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.

Popis slika

Slika 1. Polara zrakoplova	5
Slika 2. Odnos potrebne i raspoložive snage na vrhuncu leta	6
Slika 3. Praktični i apsolutni vrhunac leta.....	6
Slika 4. Utjecaj brzine na raspoloživu snagu klipnog motora s propelerom	9
Slika 5. Utjecaj brzine na raspoloživi potisak klipnog motora s propelerom.....	10
Slika 6. Utjecaj visine leta na potrebnu snagu P_R	10
Slika 7. Sile koje djeluju na zrakoplov u penjanju	18
Slika 9. Sile na zrakoplov u polijetanju.....	23
Slika 10. Faze slijetanja zrakoplova.....	26

Popis grafikona

Grafikon 1. Potreban potisak s porastom brzine	13
Grafikon 2. Potrebna snaga s porastom brzine	14
Grafikon 3. Utjecaj visine na silu potiska	15
Grafikon 4. Utjecaj visine leta na potrebnu snagu	15
Grafikon 5. Utjecaj mase na silu potiska.....	16
Grafikon 6. Utjecaj mase na potrebnu snagu motora	16

Popis tablica

Tablica 1. Utjecaj mase na potrebnu duljinu polijetanja	25
Tablica 2. Prikaz performansi zrakoplova u zaokretu	29



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 objavu završnog rada pod naslovom Izračun performansi lakog dvomotornog zrakoplova s propelerskim pogonom, na mrežnim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U zagrebu 5.9.2017.
