

Izračun performansi odabranih transportnih zrakoplova koristeći model BADA

Šimig, Duje

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:185762>

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

Duje Šimig

IZRAČUN PERFORMANSI ODABRANIH TRANSPORTNIH ZRAKOPLOVA
KORISTEĆI BADA MODEL

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 27. travnja 2021.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6294

Pristupnik: **Duje Šimig (0135252167)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Izračun performansi odabranih transportnih zrakoplova koristeći model BADA**

Opis zadatka:

Model performansi zrakoplova BADA, koristi se za simulacije zračnog prometa. Zadatak rada jepomoću raspoloživih podataka za karakteristike pogonskog sustava, mase i polare tipičnih transportnih zrakoplova, izračunati performanse za osnovni profil leta na odabranoj ruti. Podatke usporediti s podacima dostupnim iz literature. Obrazložiti rezultate i dati zaključke

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVRŠNI RAD

IZRAČUN PERFORMANSI ODABRANIH TRANSPORTNIH ZRAKOPLOVA
KORISTEĆI BADA MODEL

TRANSPORT AIRCRAFT PERFORMANCE CALCULATION USING BADA MODEL

Mentor: doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Duje Šimig
JMBAG: 0135252167

Zagreb, rujan 2021.

SAŽETAK:

Rad obrađuje temu performansi odabranog transportnog zrakoplova u standardnim atmosferskim uvjetima. Performanse zrakoplova promatraju se kroz tri režima: penjanje, krstarenje tj. horizontalni let i spuštanje. Cilj rada je proračun performansi zrakoplova A320 pomoću BADA modela te usporedba s performansama iz programa PEP (*Performance Engineering Program*) proizvođača u navedenim režimima leta. Analiza performansi napravljena je za dvomotorni mlazni transportni zrakoplov *Airbus A320* koji se koristi na manjim i srednjim udaljenostima. Rezultati izračuna pomoću BADA modela daju rezultate s manjim odstupanjima od vrijednostima iz PEP-a. Navedene razlike pripisuju se različitim polarama otpora u PEP i BADA modelu.

KLJUČNE RIJEČI: performanse; BADA model; režimi leta; PEP Airbus

SUMMARY:

The paper deals with the topic of the performance of a selected transport aircraft in standard atmospheric conditions. The performance of the aircraft will be observed through three modes: ascent, cruise, ie horizontal flight, and descent. The aim of this paper is to calculate the performance of the A320 aircraft using the BADA model and to compare it with the performance from the Performance Engineering Program (PEP) of the manufacturer in the stated flight modes. Performance analysis was made for the twin-engine jet transport aircraft *Airbus A320* used at short and medium distances. The calculations from the BADA model show certain deviations from the results of PEP. These differences are mostly due to different drag polar use in PEP and BADA model.

KEYWORDS: permormance; BADA model; flight regimes; PEP Airbus

Sadržaj

1. Uvod	1
2. Općenito o BADA modelu zrakoplova	2
2.1. BADA model atmosfere	2
2.2. Model ukupne energije	4
2.2.1. Izračun brzine penjanja/spuštanja – upravljanje snagom i brzinom	5
2.2.2. Izračun brzine zrakoplova – upravljanje brzinom penjanja/spuštanja i snagom.....	5
2.3. Model zrakoplova	6
2.3.1. Tip zrakoplova.....	6
2.3.2. Masa	6
2.3.3. Envelopa leta	7
2.3.4. Aerodinamičke veličine	7
2.3.5. Potisak motora	8
2.3.6. Smanjena snaga za uzlijetanje	9
2.3.7. Potrošnja.....	9
2.3.8. Kretanje po manevarskoj površini	10
3. Izračun performansi transportnog zrakoplova A320	11
3.1. Horizontalni let.....	11
3.2. Penjanje	15
3.2.1. Izračun maksimalne brzine penjanja	16
3.2.2. Izračun maksimalnog kuta penjanja	16
4. Izračun performansi zrakoplova A320 prema BADA modelu.....	17
4.1. Profil leta zrakoplova A320	17
4.2. Penjanje	17
4.3. Krstarenje	22
4.4. Spuštanje	23

5. Validacija dobivenih podataka s dostupnim podacima iz literature	27
5.1. Usporedba rezultata u penjanju.....	27
5.2. Usporedba rezultata u krstarenju.....	29
5.3. Usporedba rezultata u spuštanju	29
6. Zaključak	32
Literatura	33
Popis kratica	34
Popis slika	35
Popis tablica	36

1. Uvod

Za proračun, analizu i razumijevanje rezultata performansi zrakoplova potrebno je poznavanje osnovnih principa aerodinamike i mehanike leta, kao i promjenjive prirode Zemljine atmosfere u kojoj se let odvija. Na zrakoplov djeluju četiri sile: sila teža, sila otpora, sila potiska i sila uzgona. Sila teža tj. težina zrakoplova ovisi isključivo o njegovoj masi, uzgon i otpor ovise o brzini leta, stanju zraka, odgovarajućim koeficijentima i karakteristikama odgovarajućih površina zrakoplova, a potisak o mogućnostima pogonskih sustava. Sve letne karakteristike zrakoplova ovise o veličini navedenih sila i njihovom međusobnom odnosu, pa su i ostali rezultati izračuna u ovom radu direktno povezani s njihovim veličinama.

Rad se bavi analizom letnih karakteristika transportnog zrakoplova Airbus A320 kroz režime penjanja, krstarenja i spuštanja u standardnim uvjetima atmosfere za nominalnu masu zrakoplova koje je definirana u BADA modelu. U skladu s navedenim, napravljen je profil leta zrakoplova A320 prema BADA modelu te je proizvoljno odabrana visina krstarenja do koje se zrakoplov penje, na kojoj krstari i s koje se spušta. BADA je model zrakoplova za analizu performansi velikog broja zrakoplova kojeg je razvio EUROCONTROL. Model se uglavnom koristi za potrebe simulacija trajektorija leta zrakoplova za potrebe uvođenja novih procedura i alata u kontroli leta. EUROCONTROL-ov model BADA (engl. *Base of Aircraft Data*) obuhvaća specifične podatke za svaki od režima te ih zbog jednostavnijeg izračuna prikazuje u obliku koeficijenata.

Uvodno poglavlje sadrži kratak opis osnovnih zakonitosti koje su potrebne za shvaćanje tematike te karakteristični režimi u kojima se zrakoplov nalazi. Drugo poglavlje promatra općenito razlog nastanka BADA modela te zakonitosti po kojima model funkcionira. U trećem poglavlju napravljen je izračun performansi zrakoplova A320 kada se zrakoplov promatra u idealnim uvjetima sa stalnom stvarnom brzinom, te se računaju podaci za ekstreme performansi u pojedinim režimima. U četvrtom poglavlju nalaze se performanse zrakoplova u zadanim režimima izračunate u skladu s priručnikom za korištenje kojeg pruža BADA model. U petom poglavlju su uspoređeni i analizirani izračuni sa službenim podacima iz BADA modela i *Performance Engineering Program* (PEP).

2. Općenito o BADA modelu zrakoplova

U svrhu dodatnih istraživanja te simulacije, za sve kontrolore i ostale pružatelje usluga kontroliranja zračnog prostora potreban je model koji simulira sve stvarne operacije te performanse zrakoplova. EUROCONTROL, uz pomoć proizvođača te operatora zrakoplova, razvija BADA model performansi zrakoplova. BADA (engl. *Base of Aircraft Data*) model pruža navedene podatke u obliku koeficijenata koji opisuju opće, operativne te konfiguracijske karakteristike zrakoplova kao i one koji su potrebni za izračun potrošnje goriva, potiska te sile otpora. Model također sadrži i one koeficijente koji će specificirati režime poput nominalnog penjanja, krstarenja i brzina vezanih za režim spuštanja. BADA 3 model pruža podatke za određeni broj zrakoplova, a podaci su dizajnirani za upotrebu u algoritmima simulacije i predviđanja trajektorije (putanje) leta u domeni upravljanja zračnim prometom. Svi podaci sačuvani su u EUROCONTROL-ovom eksperimentalnom centru koji je smješten u Brétigny-sur-Orge, u Francuskoj. U ovom poglavlju definira se model atmosfere, model ukupne energije zrakoplova kao temelj BADA performansi zrakoplova te aerodinamički i pogonski model.

2.1. BADA model atmosfere

Ova sekcija definira karakteristike atmosfere (tlak, temperatura, gustoća i brzina zvuka) kao funkciju visine, te karakteristike su potrebne za izračun performansi i karakteristika zrakoplova. Osim karakteristika stanja atmosfere, pretvorbe kalibrirane brzine (engl. *calibrated air speed* – CAS) u stvarnu brzinu (engl. *true air speed* – TAS) i Machov broj također će ovisiti o visini. BADA model za definiranje karakteristika atmosfere također koristi model međunarodne standardne atmosfere (engl. *International Standard Atmosphere* – ISA). Tlak, temperatura, gustoća zraka te brzina zvuka u modelu međunarodne standardne atmosfere će se označavati s indeksom 0, a njihove vrijednosti će iznositi:

Standardna atmosferska temperatura na razini mora: $T_0 = 288.15$ [°K]

Standardan atmosferski tlak na razini mora: $p_0 = 101325$ [Pa]

Standardna atmosferska gustoća na razini mora: $\rho_0 = 1.225$ [kg/m³]

Standardna brzina zvuka na razini mora: $a_0 = 340.294$ [m/s]

Kod stanje nestandardne atmosfere vrijedi da je barem jedan ili oba od navedenih parametara različit od nule:

- 1) ΔT – temperaturna razlika na srednjoj razini mora. Predstavlja razliku u temperaturi

između promatrane nestandardne atmosfere na razini mora i standardne.

- 2) Δp – razlika u tlaku na srednjoj razini mora. Predstavlja razliku promatrane vrijednosti tlaka u nestandardnoj atmosferi od vrijednosti standardne.

Konstante koje međusobno povezuju veličine stanja zraka, a koriste se u ovom modelu su:

Adijabatska konstanta za zrak: $\kappa = 1.4$

Opća plinska konstanta za zrak: $R = 287.053$ [J/kgK]

Gravitacijsko ubrzanje: $g_0 = 9.80665$ [m/s²]

Gradijent promjene temperature po visini u troposferi: $\beta = -0.0065$ [°K/m]

S pomoću prethodno definiranih faktora, temperatura, gustoća zraka, kalibrirana, stvarna te brzina zvuka u uvjetima nestandardne atmosfere definiraju se sljedećim izrazima:

- 1) Temperatura zraka: $T = T_0 + \Delta T + (\beta \cdot h)$ (1)

- 2) Tlak zraka: $p = p_0 \left(\frac{T - \Delta T}{T_0} \right)^{-\frac{g}{\beta R}}$ (2)

- 3) Gustoća zraka: $\rho = p / R \cdot T$ (3)

- 4) Brzina zvuka: $a = \sqrt{\kappa R T}$ (4)

5) Konverzija između kalibrirane brzine (CAS) i stvarne brzine (TAS):

$$TAS = \left[\frac{2p}{\mu \rho} \left\{ \left(1 + \frac{p_0}{p} \left[\left(1 + \frac{\mu \rho_0}{2 p_0} \cdot CAS^2 \right)^{\frac{1}{\mu}} - 1 \right] \right)^{\mu} - 1 \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

$$CAS = \left[\frac{2p}{\mu \rho} \left\{ \left(1 + \frac{p_0}{p} \left[\left(1 + \frac{\mu \rho_0}{2 p_0} \cdot TAS^2 \right)^{\frac{1}{\mu}} - 1 \right] \right)^{\mu} - 1 \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

Pri čemu je faktor μ jednak:

$$\mu = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \quad (7)$$

Machov broj: $Ma = TAS/\sqrt{\kappa RT}$ (8)

2.2. Model ukupne energije

Model ukupne energije (engl. *Total Energy Model* - *TEM*) izjednačava brzinu rada, kojeg čine sile koje djeluju na zrakoplov, s promjenom potencijalne i kinetičke energije prema izrazu:

$$(T_{HR} - D) \cdot TAS = m \cdot g \frac{dh}{dt} + m \cdot TAS \frac{dTAS}{dt} \quad (9)$$

Simboli su definirani kao:

T_{HR}	– sila potiska u horizontalnoj ravnini	[N]
D	– sila otpora zrakoplova	[N]
TAS	– stvarna brzina zrakoplova	[m/s]
m	– masa zrakoplova	[kg]
g	– gravitacijsko ubrzanje Zemlje	[m/s ²]
h	– visina leta	[m]
d/dt	– derivacija vremena	[s ⁻¹].

Ako se izostavi moguća upotreba zakrilca, pretkrilca, spojlera te drugih uređaja za povećanje ili smanjenje uzgona zrakoplova, postoje dva nezavisna načina kontroliranja zrakoplova u smislu da mu promijenimo vertikalnu putanju leta. Ta dva načina su smanjenje ili povećanje snage potiska zrakoplova (komandom za snagu) i otklon elevatora. Korištenjem barem jednog od prethodno navedenih načina izazvat će promjenu bilo koje dvije od tri varijable: potiska/snage motora, brzine leta i brzine penjanja/spuštanja zrakoplova. Varijablu, koja nedostaje, računa se pomoću jednadžbe modela ukupne energije. Prema tome, u nastavku su prikazani izrazi za izračun potrebne varijable pomoću navedene jednadžbe.

2.2.1. Izračun brzine penjanja/spuštanja – upravljanje snagom i brzinom

Izračun brzine penjanja/spuštanja zrakoplova ako pretpostavimo da su brzina i potisak/snaga kontrolirani neovisno, tada će se jednažba za model ukupne energije koristiti za izračunavanje preostale nepoznanice, što je u ovom slučaju ROC/ROD tj. brzina spuštanja i penjanja zrakoplova. Ovo je poprilično čest slučaj za režime promjene visine zrakoplova u kojima je komanda snage motora postavljena u fiksnu poziciju (kao što je „*max climb*“ u slučaju penjanja ili „*idle*“ u slučaju spuštanja) a brzina je održavana na nekoj određenoj vrijednosti kalibrirane brzine ili Mach-ovog broja. Izraz, uz dodatne korekcije za temperaturu, može se zapisati kao:

$$ROCD = \frac{dh}{dt} = \frac{T - \Delta T}{T} \frac{(T_{HR} - D) \cdot TAS}{m \cdot g_0} \left[1 + \left(\frac{TAS}{g_0} \right) \left(\frac{dTAS}{dh} \right) \right]^{-1} \quad (10)$$

Posljednji član u izrazu može se izraziti pomoću tzv. *Energy Share Factor*-a (ESF) kao funkcije Mach-ovog broja prema izrazu:

$$f\{M\} = \left[1 + \left(\frac{TAS}{g_0} \right) \cdot \left(\frac{dTAS}{dh} \right) \right]^{-1} \quad (11)$$

Energy Share Factor definira koliko raspoložive snage koja je utrošena za penjanje u odnosu na ubrzanje za vrijeme određenog režima letenja. ESF je moguće izračunati kada zrakoplov leti s konstantnom kalibriranom brzinom ili Machovim brojem. U slučaju kada ni jedna vrijednost brzine nije konstantna, ESF će tada predstavljati tempo promjene brzine zrakoplova, tj. njegovo ubrzanje.

2.2.2. Izračun brzine zrakoplova – upravljanje brzinom penjanja/spuštanja i snagom

Pod pretpostavkom da se vertikalnom brzinom te potiskom zrakoplova upravlja zasebno također je, iz jednažbe modela ukupne energije, moguće izračunati brzinu zrakoplova. Tako za letove u troposferi, u kojima se održava stalni Machov broj, ESF je moguće izračunati izrazom:

$$f(M) = \left[1 + \frac{\kappa R \beta}{2g_0} \cdot M^2 \frac{T - \Delta T}{T} \right]^{-1} \quad (12)$$

U slučaju da brzina leta nije konstantna, BADA model koristi ESF u iznosu od 0,3 za slučajeve ubrzanja u penjanju i usporavanja u spuštanju, te ESF u iznosu od 1,7 za slučajeve usporavanja u penjanju i ubrzanja u spuštanju.

- 1) Izračun snage/potiska – upravljanje brzinom penjanja/spuštanja i brzinom zrakoplova

Poznavajući vertikalnu i napredujuću brzinu zrakoplova, potisak/snagu moguće je izračunati iz jednadžbe modela ukupne energije. Potisak ili snaga u tom slučaju moraju biti unutar granica raspoloživog za vertikalnu i napredujuću brzinu koja se održava.

2.3. Model zrakoplova

Model zrakoplova dijeli se na 8 sekcija koje ga definiraju, a one su tip zrakoplova, masa, envelope leta, aerodinamičke veličine, potisak motora, smanjena snaga, potrošnja goriva i kretanje po površini.

2.3.1. Tip zrakoplova

Tip zrakoplova će definirati tri vrijednosti. To su broj motora na zrakoplovu (n), tip motora i *wake* kategorija turbulencije zrakoplova. Tipovi zrakoplovnih motora mogu biti *Jet*, *Turboprop* i *Piston*. *Wake* kategorije zrakoplova svrstavaju se pod četiri vrijednosti, J za *jumbo*, H za *heavy*, M za *medium* i L za *light*.

2.3.2. Masa

Masa zrakoplova u tonama definira se pomoću četiri vrijednosti:

1. $n_{\min}$ – minimalna masa
2. $n_{\max}$ – maksimalna masa
3. n_{ref} – referentna masa
4. n_{pyld} – maksimalna masa iskoristivog tereta

Operativne brzine zrakoplova biti će u direktnoj vezi sa masom zrakoplova prema izrazu:

$$V = V_{\text{ref}} \cdot \sqrt{\frac{m}{m_{\text{ref}}}} \quad (13)$$

Primjer brzine koja se može izračunati ovim izrazom je brzina sloma uzgona (V_{stall}).

2.3.3. Envelopa leta

Envelopa leta predstavlja mogućnosti zrakoplova u pogledu njegovih performansi i dizajna te, s obzirom na njih, maksimalne vrijednosti brzina ostvarivih u određenim režimima leta i raspon opterećenja na zrakoplovu u istim. Od veličina predstavljenih envelopom, one koje će se u ovom radu analizirati su:

V_{MO} - maksimalna operativna kalibrirana brzina [kt]

M_{MO} – maksimalni operativni Machov broj

h_{MO} – maksimalna operativna visina (operativni plafon leta) [ft]

h_{max} – maksimalna visina (apsolutni plafon leta) [ft].

Maksimalne brzine zrakoplova postižu se kada zrakoplov sav svoj višak snage tj. potiska iskoristi za ubrzanje i održavanje konačne brzine na određenoj stalnoj visini u zadanim uvjetima. Maksimalna visina ostvaruje se na način kada bi isti taj višak snage iskoristio za penjanje i održavanje konačne visine u zadanim uvjetima. Maksimalna operativna visina leta tj. operativni plafon leta je visina na kojoj zrakoplov još uvijek može ostvariti vertikalnu brzinu u iznosu od 100 ft/min.

2.3.4. Aerodinamičke veličine

Aerodinamičke veličine koje se analiziraju su otpor zrakoplova te njegov koeficijent preko polare otpora zrakoplova. Polara otpora zrakoplova je krivulja koja prikazuje odnos uzgona i otpora s njihovim koeficijentima. Ukupan otpor zrakoplova sastoji se od inducirano i parazitnog otpora. Inducirani otpor nastaje kao posljedica nastanka uzgona, većinom na krilima zrakoplova. Parazitni otpor čini zbroj više komponenti kao što su otpor oblika, trenja, interferencije te otpor stlačivosti koji se stvara pri velikim brzinama.

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot T A S^2 \cdot S \quad (14)$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (15)$$

$$K = C_{D2} = \frac{1}{\pi e A R} \quad (16)$$

$$C_L = \frac{2mg}{\rho \cdot T A S^2 \cdot S} \quad (17)$$

Pri čemu su:

C_D – koeficijent otpora,

C_{D0} – koeficijent parazitnog otpora,

KC_L – koeficijent induciranog otpora,

C_L – koeficijent uzgona,

e - Oswaldov koeficijent efikasnosti,

AR – aspektni odnos,

S – površina krila.

2.3.5. Potisak motora

BADA model pruža koeficijente koji omogućuju izračun sljedećih vrijednosti potiska:

- a) Potisak za najbolje performanse penjanja tj. potisak zrakoplova pri polijetanju u standardnim ISA uvjetima računa se u njutnima preko sljedećih izraza:

Jet:

$$(Thr_{max climb})_{ISA} = C_{Tc,1} \cdot \left(1 - \frac{H_p}{C_{Tc,2}} + C_{Tc,3} \cdot H_p^2 \right) \quad (18)$$

Turboprop:

$$(Thr_{max climb})_{ISA} = \frac{C_{Tc,1}}{V_{TAS}} \cdot \left(1 - \frac{H_p}{C_{Tc,2}} \right) + C_{Tc,3} \quad (19)$$

Piston:

$$(Thr_{max climb})_{ISA} = C_{Tc,1} \cdot \left(1 - \frac{H_p}{C_{Tc,2}} \right) + \frac{C_{Tc,3}}{V_{TAS}} \quad (20)$$

Potisak se korigira s obzirom na devijacije temperature od standardne atmosfere prema izrazu:

$$Thr_{max climb} = (Thr_{max climb})_{ISA} \cdot (1 - C_{Tc,5} \cdot \Delta T_{eff}) \quad (21)$$

Pri čemu je:

$$\Delta T_{eff} = \Delta T - C_{Tc,4}$$

$$0.0 \leq \Delta T_{eff} \cdot C_{Tc,5} \leq 0.4$$

$$C_{Tc,5} \geq 0.0$$

b) Potisak za najbolje performanse pri krstarenju

$$(Thr_{cruise})_{MAX} = C_{Tcr} \cdot Thr_{max climb} \quad (22)$$

Pri čemu je C_{Tcr} koeficijent za potisak u krstarenju definiran u podacima zrakoplova BADA modela.

c) Potisak za normalno krstarenje je definiran kad se sila potiska izjednačava sa silom otpora, međutim potisak je na svakom zrakoplovu u određenom trenutku ograničen a izrazi za izračun nalaze se u četvrtom poglavlju rada.

2.3.6. Smanjena snaga za uzlijetanje

Smanjena snaga je prvenstveno analizirana u modelu u režimima penjanja zbog velikog broja zrakoplova koji u stvarnim situacijama koriste manji potisak od maksimalnog za penjanje da bi produžili život motora te zbog manjih troškova. Faktor korekcije smanjene snage definirat će se kao:

$$C_{pow,red} = 1 - C_{red} \cdot \frac{m_{max} - m_{act}}{m_{max} - m_{min}} \quad (23)$$

pri čemu je C_{red} koeficijent zadan za sve zrakoplove ovisno o vrsti motora.

U BADA modelu, režimi penjanja u kojima se koristi „*max climb*“ potisak, su režimi opisani u samim operativnim priručnicima zrakoplova, dok će režimi penjanja sa smanjenom snagom dati realniji profil leta.

2.3.7. Potrošnja

Za mlazne i *turboprop* zrakoplove, specifična potrošnja goriva bit će definira se kao funkcija stvarne brzine leta V_{TAS} prema izrazu:

$$Jet: \eta = C_{f1} \cdot \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}}\right) \quad (24)$$

$$Turboprop: \eta = C_{f1} \cdot \left(1 - \frac{V_{TAS}}{C_{f2}}\right) \cdot \left(\frac{V_{TAS}}{1000}\right) \quad (25)$$

dok nominalna potrošnja goriva iznosi:

$$jet/turboprop: f_{nom} = \eta \cdot Thr \quad (26)$$

Za klipne motore nominalna potrošnja goriva je konstanta $f_{nom} = C_{f1}$ pri čemu su C_f koeficijenti potrošnje goriva koji su zadani u BADA modelu.

2.3.8. Kretanje po manevarskoj površini

Za simulaciju kretanja po manevarskim površinama koriste se četiri veličine:

1. TOL – duljina zaleta s maksimalnom dopuštenom masom pri polijetanju na suhoj podlozi, u ISA uvjetima bez vjetra,
2. LDL- duljina zaustavljanja s maksimalnom dopuštenom masom pri slijetanju na suhoj podlozi, u ISA uvjetima bez vjetra,
3. raspon krila zrakoplova i
4. dužina zrakoplova.

3. Izračun performansi transportnog zrakoplova A320

Airbus A320 je dvomotorni mlazni zrakoplov uskog trupa koji se koristi na srednjim udaljenostima. Raspon operativnih masa zrakoplova je od 39 000 kg do 77 000 kg. Standardne brzine zrakoplova u krstarenju iznose Mach = 0.78 tj. kalibriranom brzinom 310 kts. Operativni plafon leta zrakoplova je 41 000 ft.

U Tablici 1. su prikazani podaci transportnog zrakoplova A320 koji će se koristiti u izračunu performansi. U izračunima se pretpostavlja da se zrakoplov giba konstatnom aerodinamičkom brzinom.

Tablica 1. Podaci transportnog zrakoplova A320

Nominalna masa zrakoplova - m (kg)	površina krila – A (m ²)	C_{D0}	k ili C_{D2}
64 000	122.6	0.026659	0.0387

Izvor: [2]

3.1. Horizontalni let

Za izračun performansi koristi se polara otpora koja je dana u obliku

$$C_D = C_{D0} + C_{D2} \cdot (C_L)^2 \quad (27)$$

gdje je C_D ukupni koeficijent otpora, C_{D0} koeficijent parazitnog otpora, C_{D2} odnosno k predstavlja koeficijent induciranog otpora, a C_L koeficijent uzgona. Koeficijent uzgona, pod pretpostavkom da je napadni kut jednak nuli, može se odrediti prema izrazu:

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (28)$$

Pri čemu je:

m – masa [kg],

g – ubrzanje zemljine sile teže [ms⁻²],

ρ – gustoća zraka kroz koji se zrakoplov giba [kgm⁻³],

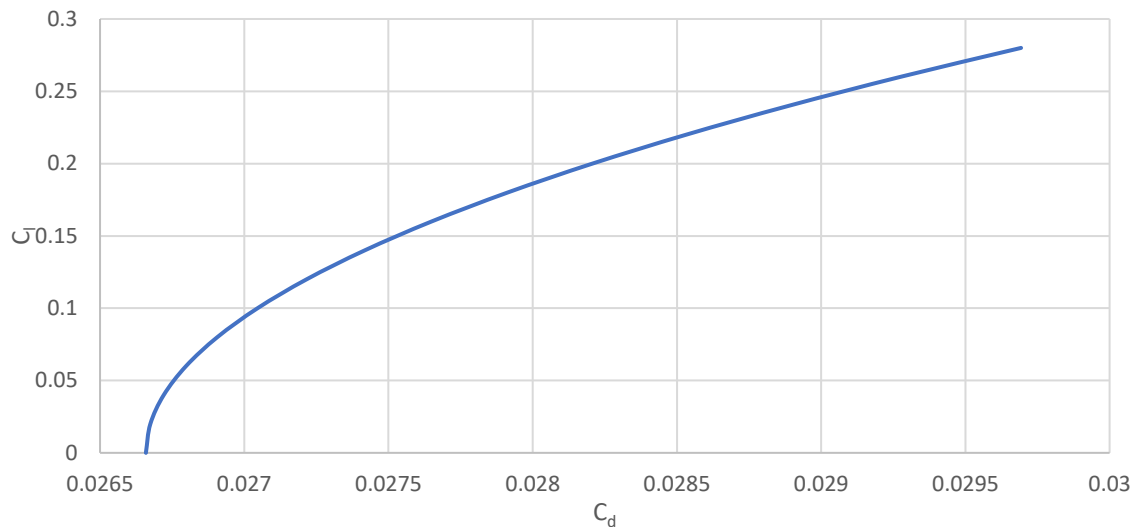
V – brzina zrakoplova u odnosu na zrak [ms⁻¹],

S – površina krila [m²],

$\emptyset$ - kut nagiba zrakoplova [°].

Prema tome, s podacima danim u BADA modelu, polara otpora transportnog zrakoplova A320 je:

$$C_D = 0.026659 + 0.0387 \cdot C_L^2$$



Slika 1. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za čistu konfiguraciju zrakoplova A320

Iz prethodnih izraza izračunava se ukupna sila otpora koja djeluje na zrakoplov prema izrazu:

$$D = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}{2} \quad (29)$$

Za izračun potrebne sile potiska zrakoplova pretpostavlja se da je potrebna sila potiska jednaka ukupnoj sili otpora koja djeluje na zrakoplov tj. $F_{TR} = D$. Iz toga slijedi:

$$F_{TR} = F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A = \frac{1}{2} \rho V^2 A (C_{D0} + k \cdot C_L^2) \quad (30)$$

Nakon uvrštavanja izraza (28) u jednadžbu (30) slijedi:

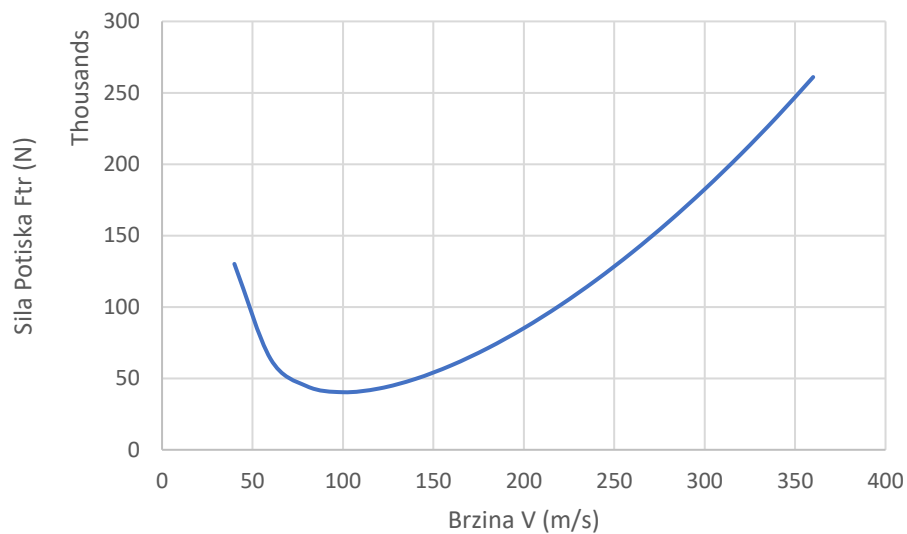
$$F_{TR} = \frac{1}{2} C_{D0} \rho A \cdot V^2 + k \cdot \frac{2 \cdot F_G^2}{\rho A V^2} \quad (31)$$

Za potrebe računanja, odabrana je nominalna masa zrakoplova A320 u iznosu od 64 000 kilograma. Performanse se računaju ovisno o režimu na visinama od razine mora do odabrane visine krstarenja.

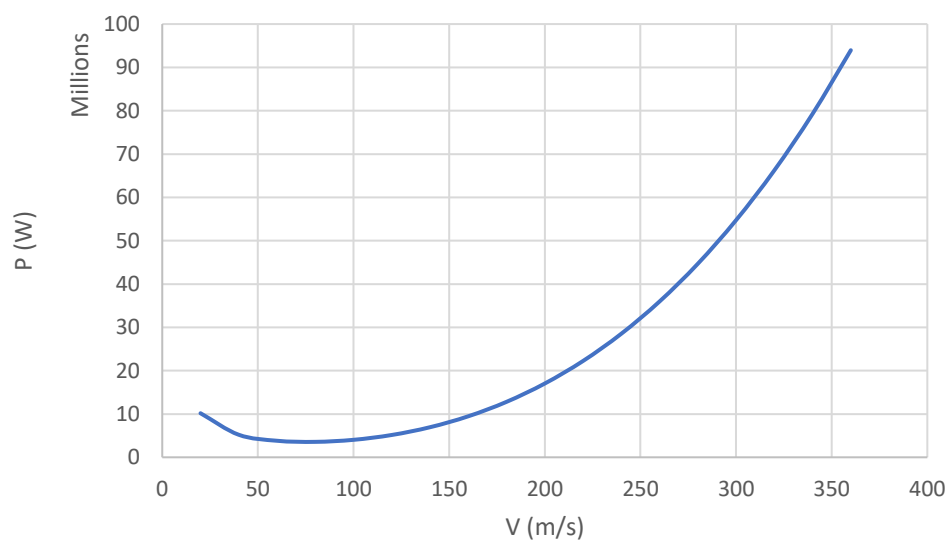
Model raspoloživog potiska, također je određen u BADA modelu s prethodno navedenim izrazima, a za zrakoplov A320 raspoloživi potisak na srednjoj razini mora je $T_{HR} = 142310 \text{ N}$.

Izračun potrebnog potiska tj. otpora s pretpostavkom standardnih ISA uvjeta na razini mora za zrakoplov A320, kada se upotrijebe poznati podaci:

$$FTR = 2.00189 \cdot V^2 + 203.148 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V^2}$$



Slika 2. Ovisnost sile otpora o brzini na razini mora u standardnim atmosferskim uvjetima



Slika 3. Potrebna snaga u ovisnosti o brzini na razini mora u standardnim atmosferskim uvjetima

Izračun potrebne snage pri jednakim uvjetima dobiva se množenjem prethodnog izraza s brzinom zrakoplova, stoga je:

$$Pr = 2.00189 \cdot V^3 + 203.148 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V}$$

Za izračun brzine zrakoplova u uvjetima za minimalni otpor odgovara minimalnom potrebnom potisku pa se derivacija po brzini prethodnih izraza izjednačava s nulom pa je najmanja potrebna sila potiska ISA/SL: $F_{trmin} = dF_{tr}/dV = 0$ (32)

stoga je:

$$4.00189 \cdot V - 406.296 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V^3} = 0$$

Brzina zrakoplova u uvjetima za minimalnu potrebnu silu iznosi $V_{Ftrmin} = 100.38$ m/s. Kada se brzina V_{Ftrmin} uvrsti u dobiveni izraz, može se izračunati minimalna potrebna sila u takvim određenim uvjetima. U ovom slučaju $F_{trmin} = 40\,332.6$ N u ISA/SL uvjetima.

Za izračun brzine i podataka za uvjete najbolje istrajnosti leta postupak je isti, ali se računa prema izrazu za potrebnu snagu, stoga je najmanja potrebna snaga jednaka sljedećem izrazu:

$$Prmin = dPr/dV = 0 \quad (33)$$

Za ISA/SL u ovom slučaju je: $6.00567 \cdot V^2 - 203.148 \cdot 10^6/V^2 = 0$

Računa se brzina zrakoplova u uvjetima najbolje istrajnosti pri ISA/SL u iznosu od $V_{Prmin} = 76.249$ m/s te se nakon uvrštavanja u dobiveni izraz dobije da je potrebna snaga na razini mora u ISA uvjetima $Prmin = 3551.7$ kW.

Maksimalna brzina zrakoplova je direktno povezana s potrebnom tj. dostupnom snagom zrakoplova, pa time ovisi i o uvjetima u kojima se zrakoplov nalazi. U nastavku je prikazan izračun maksimalne brzine zrakoplova na razini mora u standardnim ISA uvjetima.

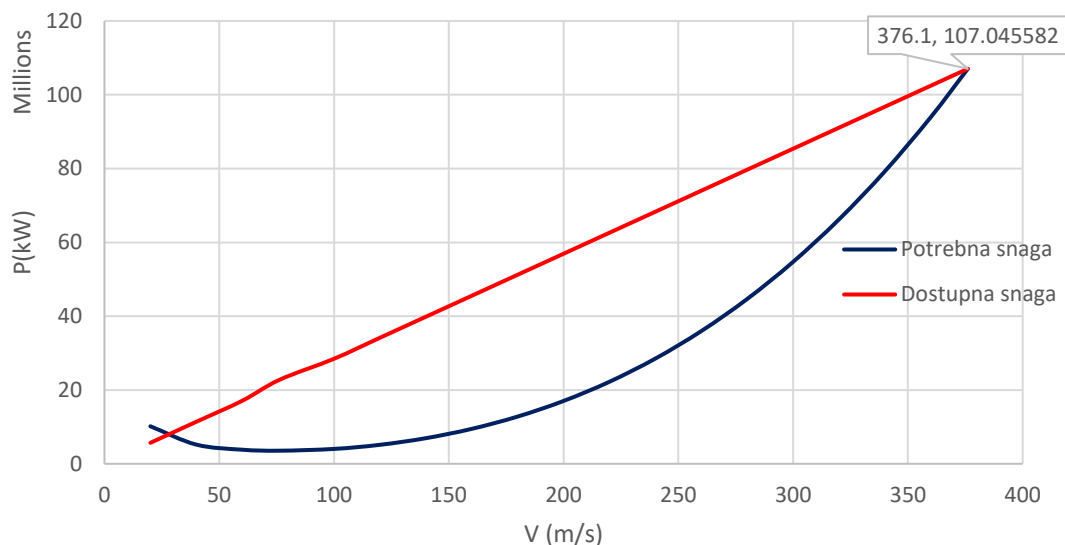
$$Pr = Pa \quad (34)$$

S obzirom da je poznat potisak motora na razini mora ($T_{HR} = 142310$ N) te izraz za potrebnu snagu ($Pr = 2.00189 \cdot V^3 + 203.148 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V}$), uvrštavanjem u izraz pod brojem 34, dobije se

$$284620 \cdot V = 2.00189 \cdot V^3 + 203.148 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V}$$

Stoga će maksimalna brzina zrakoplova na razini mora u standardnim ISA uvjetima biti $V_{max} = 376.1$ m/s.

Iznos maksimalne brzine u ovom slučaju je puno veći nego što je u stvarnosti zbog toga što se promatra gibanje zrakoplova u idealnim uvjetima i valni otpor koji se javlja kod leta iznad kritičnog Machovog broja nije uzet u obzir. Izračunata maksimalna brzina izražena u Machovom broju iznosi $M_{max}=1.1$ dok je stvarna maksimalna brzina iz operativnog priručnika zrakoplova A320 jednaka $M = 0.82$.



Slika 4. Dostupna i potrebna snaga u ovisnosti o brzini na ISA/SL

3.2. Penjanje

Za izračun performansi zrakoplova A320 u režimu penjanja koriste se prethodno navedeni izrazi i vrijednosti. Tako će izračun za vertikalnu brzinu zrakoplova tj. brzinu penjanja (engl. *Rate of Climb* - RoC) biti u obliku:

$$RoC = \frac{Pa - Pr}{Fg} \quad (35)$$

Kut penjanja s kojim zrakoplov penje dan je izrazom

$$\sin \theta = \frac{RoC}{V} \quad tj. \quad \theta = \arcsin\left(\frac{RoC}{V}\right) \quad (36)$$

gdje je θ – kut penjanja.

U penjanju postoje dvije vrste graničnih režima, režim za izračuni za režime maksimalne brzine penjanja (engl. *best Rate of Climb*) i maksimalnog kuta penjanja.

3.2.1. Izračun maksimalne brzine penjanja

Izraz za izračun vertikalne brzine zrakoplova u penjanju derivira se po brzini i izjednačava se s nulom pa za uvjete iz prethodnih izračuna, horizontalna brzina zrakoplova u tom režimu računat će se kao

$$\frac{d(RoC)}{dV} = 284620 - 6.00567 \cdot V^2 + 203.148 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{V^2} = 0$$

stoga će horizontalna brzina zrakoplova u režimu maksimalne brzine penjanja biti $V = 219.3$ m/s. Kada se izračunata horizontalna brzina uvrsti u izraz za izračun ROC dobiva se maksimalna vertikalna brzina zrakoplova, pa za ove uvjete ona iznosi $RoC_{(max)} = 64$ m/s.

3.2.2. Izračun maksimalnog kuta penjanja

Izraz za izračun kuta penjanja se derivira po brzini te izjednačava s nulom. Za uvjete koji su korišteni prethodno, horizontalna brzina zrakoplova u ovom režimu je

$$\frac{d(\frac{ROC}{V})}{dV} = -6.376 \cdot 10^{-6} \cdot V + 647.132 \cdot \frac{1}{V^3} = 0$$

$$V_{\theta_{max}} = 100.371 \text{ m/s}$$

Izračunata horizontalna brzina uvrštava se u izraz za izračun kuta penjanja pa će u ovim uvjetima podaci za režim maksimalnog kuta penjanja iznositi $RoC = 39.05$ m/s te maksimalni kut penjanja: $\theta_{max} = 22^\circ 53''$. Rezultati iz ovog poglavlja usporedit će se s rezultatima za performanse dobivene primjenom energetske metode pomoću BADA modela.

4. Izračun performansi zrakoplova A320 prema BADA modelu

4.1. Profil leta zrakoplova A320

Za računanje performansi leta zrakoplova korištena je nominalna masa, dok su u BADA modelu zadane tri mase - minimalna operativna masa u iznosu od 39 000 kilograma, maksimalna operativna u iznosu od 77 000 kilograma i nominalna zadana masa koja po BADA modelu iznosi 64 000 kilograma. Svi proračuni u penjanju i spuštanju su napravljeni za svakih 500 ft visine u ISA/SL uvjetima. Odabran je profil zrakoplova za krstarenje na FL350 odnosno visini od 35 000 ft, a u režimu penjanja, zrakoplov penje od visine 0 ft tj., u spuštanju, zrakoplov spušta do visine 0 ft. Podaci zrakoplova A320 koji su zadani u dokumentu *Operations Performance File* (OPF) nalaze se u Tablici 2. Prikaz podataka iz OPF za zrakoplov A320.

Tablica 2. Prikaz podataka iz OPF za zrakoplov A320

Pogonski sustav	2 x V2500 A1
Maksimalna masa	77 000 kg
Maksimalna operativna brzina	350 kts
Operativni plafon leta	41 000 ft
Maksimalna visina sa maksimalnom masom	33 295 ft

Izvor: [2]

4.2. Penjanje

U BADA modelu profil leta za penjanje zrakoplova zadan je na način da zrakoplov penje stalnom kalibriranom brzinom tj. Machovim brojem u ovisnosti o visini. Kalibrirana brzina zrakoplova s obzirom na visinu mijenja se na sljedeći način:

$$0 \text{ ft do } 1499 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{TO} + Vd_{CL1}$$

$$1500 \text{ ft do } 2999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{TO} + Vd_{CL2}$$

$$3000 \text{ ft do } 3999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{TO} + Vd_{CL3}$$

$$4000 \text{ ft do } 4999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{TO} + Vd_{CL4}$$

$$5000 \text{ ft do } 5999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{TO} + Vd_{CL5}$$

$$6000 \text{ ft do } 9999 \text{ ft} - \min(V_{cl,1}, 250\text{kts})$$

10000 ft do prijelazne visine (engl. *transition altitude*) – $V_{cl,2}$

iznad prijelazne visine – M_{cl}

U prethodnom profilu C_{Vmin} je koeficijent za minimalnu brzinu koji je definiran u BADA modelu i iznosi 1,3. V_{stall} je brzina sloma uzgona koja je u BADA modelu definirana za svaku konfiguraciju zrakoplova, a V_{dCL} je inkrement koji se dodaje za prethodni profil leta te njegov iznos u čvorovima prema visini u penjanju je $V_{dCL1} = 5\text{kts}$, $V_{dCL2} = 10\text{ kts}$, $V_{dCL3} = 30\text{kts}$, $V_{dCL4} = 60\text{kts}$, $V_{dCL5} = 80\text{kts}$. $V_{cl,1}$, $V_{cl,2}$ i M_{cl} su standardne kalibrirane brzine odnosno Machov broj koje su definirane u BADA modelu zrakoplova za sve mase u penjanju prema sljedećoj tablici.

Tablica 3. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu penjanja

$V_{cl,1}$	$V_{cl,2}$	M_{cl}
310 kts	310 kts	0.78

Izvor: [2]

U režimu penjanja, zrakoplov mijenja tri konfiguracije.

Prva konfiguracija je definirana kao konfiguracija u polijetanju (engl. *take off*) kojom zrakoplov penje do visine 400 ft. Koeficijent otpora tj. polara otpora zrakoplova za navedenu konfiguraciju je zadana u obliku:

$$C_d = 0.033 + 0.041 \cdot C_L^2$$

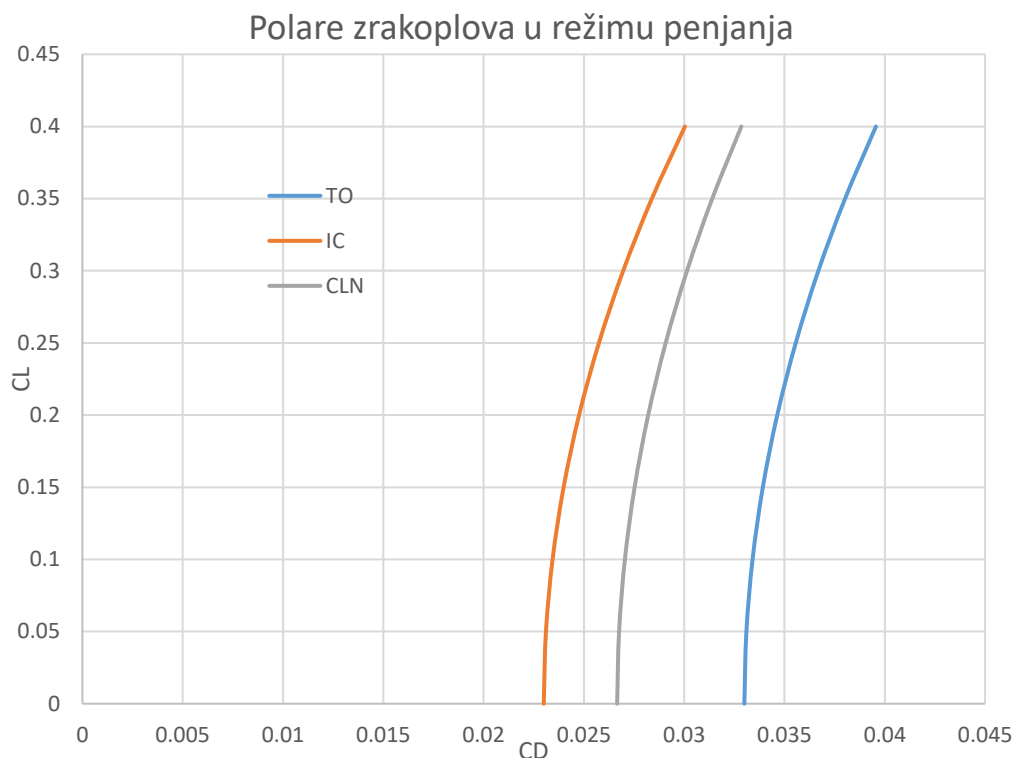
Kada zrakoplov postigne visinu od 400 ft, mijenja konfiguraciju u onu za početno penjanje (engl. *initial climb*). S *initial climb* konfiguracijom penje do visine 2000 ft. Polara otpora za ovakvu konfiguraciju definirana je u BADA modelu prema izrazu:

$$C_D = 0.023 + 0.044 \cdot C_L^2$$

Nakon što je zrakoplov postigao visinu od 2000 ft nastavlja penjati trećom, čistom (engl. *clean*) konfiguracijom kalibriranim brzinama koje su prethodno obrazložene.

$$\text{Polara otpora je: } C_D = 0.026659 + 0.0387 \cdot C_L^2.$$

Prethodno navedene polare zrakoplova za pojedine konfiguracije mogu se grafički prikazati (Slika 5.).



Slika 5. Polare zrakoplova za režim penjanja zrakoplova A320 prema BADA

Kako je već prethodno definirano, zrakoplov penje konstantnim kalibriranim brzinama a za izračun ostalih potrebnih vrijednosti potrebna je stvarna brzina leta koja se računa iz jednadžbe (5). Od prijelazne visine (engl. *transition altitude*) zrakoplov dalje penje konstantnim Machovim brojem. Za izračun prijelazne visine koristi se izraz:

$$H_{p,trans} = \frac{T_0}{\beta_{T,<}} \cdot \left[\left(\frac{p_{trans}}{p_0} \right)^{-\frac{\beta_{T,<R}}{g_0}} - 1 \right] \quad (37)$$

gdje je:

$$p_{trans} = p_0 \cdot \frac{\left[1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2} \right) \left(\frac{V_{CAS}}{a_0} \right)^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1}{\left[1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1} \quad (38)$$

Prijelazna visina, u režimu penjanja za *Airbus A320* iznosi $H_{p,trans} = 28\,019$ ft. Prema gore navedenim izrazima, računaju se sve ostale veličine dane u tablici 4.

Tablica 4. Prikaz podataka zrakoplova A320 u penjanju za nominalnu masu u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima

H	Konfig	M/ Vcas (kts)	Vtas	ESF	F _D	Max climb T _{HR}		RoC	f	θ
(ft)			(kts)		(N)	(N)	Tr-Fd	ft/min	(kg/min)	deg
0	TO	150.73	151	0.97	50669	142310	91641	2165.8	113.5	8.16
399	TO	150.73	152	0.97	50673	141213	90540	2151.5	112.7	8.06
400	IC	150.73	152	0.97	48776	141210	92433	2196.5	112.7	8.23
500	IC	158.4	160	0.97	46234	140935	94702	2360.8	112.8	8.40
1000	IC	158.4	161	0.97	46240	139564	93325	2342.0	111.7	8.27
1499	IC	158.4	162	0.97	46246	138200	91955	2323.8	110.6	8.15
1500	IC	163.4	167	0.97	44885	138198	93312	2426.7	110.8	8.25
1999	IC	163.4	168	0.97	44891	136838	91946	2408.0	109.8	8.13
2000	CLN	192.65	198	0.95	40347	136835	96488	2938.3	110.8	8.42
2500	CLN	192.65	200	0.95	40347	135476	95129	2915.4	109.8	8.29
2999	CLN	192.65	201	0.95	40348	134124	93777	2893.8	108.7	8.17
3000	CLN	212.65	222	0.94	40912	134122	93209	3139.8	109.5	8.03
3500	CLN	212.65	224	0.94	40909	132771	91862	3113.6	108.4	7.90
3999	CLN	212.65	225	0.94	40905	131427	90522	3089.1	107.4	7.78
4000	CLN	242.65	257	0.92	44140	131425	87285	3336.0	108.4	7.37
4500	CLN	242.65	259	0.92	44127	130082	85955	3304.5	107.4	7.25
4999	CLN	242.65	261	0.92	44114	128746	84632	3275.2	106.4	7.13
5000	CLN	262.65	282	0.91	47485	128744	81258	3356.1	107.1	6.75
5500	CLN	262.65	284	0.91	47464	127409	79945	3320.4	106.0	6.63
5999	CLN	262.65	286	0.91	47443	126082	78639	3287.5	105.0	6.52
6000	CLN	250	272	0.91	45221	126079	80858	3243.0	104.5	6.75
6500	CLN	250	274	0.91	45204	124753	79548	3208.8	103.5	6.63
7000	CLN	250	276	0.91	45188	123430	78243	3174.3	102.5	6.51
7500	CLN	250	278	0.91	45171	122112	76941	3139.4	101.4	6.40
8000	CLN	250	280	0.91	45153	120798	75644	3104.2	100.4	6.28
8500	CLN	250	282	0.91	45136	119488	74352	3068.6	99.4	6.16
9000	CLN	250	284	0.90	45118	118182	73064	3032.7	98.4	6.04
9500	CLN	250	287	0.90	45100	116880	71780	2996.4	97.3	5.93
9999	CLN	250	289	0.90	45081	115584	70503	2962.7	96.3	5.82
10000	CLN	310	357	0.86	57938	115582	57644	2854.5	98.4	4.53
10500	CLN	310	359	0.86	57879	114288	56408	2806.9	97.3	4.43
11000	CLN	310	362	0.86	57820	112998	55178	2759.0	96.3	4.32
11500	CLN	310	364	0.85	57760	111712	53952	2710.7	95.3	4.21
12000	CLN	310	367	0.85	57699	110430	52731	2662.1	94.3	4.11
12500	CLN	310	370	0.85	57636	109152	51516	2613.3	93.2	4.00
13000	CLN	310	372	0.85	57573	107878	50306	2564.0	92.2	3.90
13500	CLN	310	375	0.85	57508	106609	49101	2514.5	91.2	3.80
13999	CLN	310	378	0.84	57442	105346	47904	2466.5	90.2	3.70
14000	CLN	310	378	0.84	57442	105343	47901	2464.7	90.2	3.69
14500	CLN	310	381	0.84	57375	104081	46707	2414.5	89.2	3.59
15000	CLN	310	383	0.84	57306	102824	45517	2364.0	88.2	3.49
15500	CLN	310	386	0.84	57237	101570	44334	2313.3	87.2	3.39

16000	CLN	310	389	0.84	57166	100321	43155	2262.2	86.2	3.29
16500	CLN	310	392	0.83	57094	99075	41982	2210.8	85.2	3.19
17000	CLN	310	395	0.83	57020	97834	40814	2159.2	84.2	3.10
17500	CLN	310	398	0.83	56946	96597	39651	2107.2	83.2	3.00
18000	CLN	310	401	0.83	56869	95363	38494	2055.0	82.2	2.90
18500	CLN	310	404	0.82	56792	94134	37342	2002.5	81.2	2.81
19000	CLN	310	407	0.82	56713	92909	36196	1949.7	80.3	2.71
19500	CLN	310	410	0.82	56633	91687	35055	1896.6	79.3	2.62
20000	CLN	310	413	0.82	56551	90470	33919	1843.3	78.3	2.53
20500	CLN	310	416	0.81	56468	89257	32789	1789.7	77.3	2.44
21000	CLN	310	419	0.81	56383	88048	31665	1735.9	76.3	2.34
21500	CLN	310	422	0.81	56297	86843	30546	1681.8	75.4	2.25
22000	CLN	310	425	0.81	56209	85642	29433	1627.5	74.4	2.17
22500	CLN	310	428	0.80	56120	84445	28325	1572.9	73.4	2.08
23000	CLN	310	432	0.80	56029	83252	27223	1518.1	72.5	1.99
23500	CLN	310	435	0.80	55937	82063	26126	1463.1	71.5	1.90
24000	CLN	310	438	0.80	55843	80878	25035	1407.9	70.5	1.82
24500	CLN	310	442	0.79	55748	79698	23950	1352.5	69.6	1.73
25000	CLN	310	445	0.79	55651	78521	22870	1296.8	68.6	1.65
25500	CLN	310	448	0.79	55552	77348	21797	1241.0	67.6	1.57
26000	CLN	310	452	0.78	55451	76180	20728	1185.0	66.7	1.48
26500	CLN	310	455	0.78	55349	75015	19666	1128.8	65.7	1.40
27000	CLN	310	459	0.78	55245	73854	18609	1072.4	64.8	1.32
27500	CLN	310	462	0.78	55139	72698	17558	1015.8	63.8	1.24
28000	CLN	310	466	0.77	55032	71545	16513	961.0	62.9	1.17
28019	CLN	0.78	464	1.09	54680	71502	16822	1369.2	62.8	1.67
28500	CLN	0.78	463	1.09	53896	70397	16501	1340.4	61.8	1.64
29000	CLN	0.78	462	1.09	53105	69252	16148	1308.9	60.8	1.60
29500	CLN	0.78	461	1.09	52337	68112	15775	1276.0	59.8	1.57
30000	CLN	0.78	460	1.09	51593	66976	15383	1241.6	58.8	1.53
30500	CLN	0.78	459	1.09	50872	65843	14971	1205.7	57.8	1.49
31000	CLN	0.78	458	1.09	50175	64715	14540	1168.4	56.8	1.44
31500	CLN	0.78	457	1.09	49501	63591	14090	1129.8	55.8	1.40
32000	CLN	0.78	456	1.09	48851	62471	13620	1089.7	54.8	1.35
32500	CLN	0.78	455	1.09	48224	61355	13131	1048.2	53.8	1.30
33000	CLN	0.78	454	1.09	47621	60243	12622	1005.4	52.8	1.25
33500	CLN	0.78	453	1.09	47041	59135	12094	961.2	51.8	1.20
34000	CLN	0.78	452	1.09	46484	58031	11547	915.6	50.8	1.15
34500	CLN	0.78	451	1.09	45951	56931	10980	868.7	49.8	1.09
34999	CLN	0.78	450	1.09	45442	55837	10395	820.6	48.9	1.03
35000	CLN	0.78	450	1.09	45441	55835	10394	820.5	48.9	1.03

4.3. Krstarenje

U režimu krstarenja zrakoplov ima čistu konfiguraciju (engl. *clean configuration*). S obzirom na visinu krstarenja definirane su brzine prema visinama na sljedeći način:

0 ft do 2999 ft – $\min(V_{cr1}, 170 \text{ kts})$

3000 ft do 5999 ft – $\min(V_{cr1}, 220 \text{ kts})$

6000 ft do 13999 ft – $\min(V_{cr1}, 250 \text{ kts})$

14000ft do prijelazne visine – V_{cr2}

iznad prijelazne visine– M_{cr}

Brzine V_{cr1} , V_{cr2} i M_{cr} predstavljaju standardne kalibrirane brzine za režim krstarenja koje se nalaze u bazi podataka BADA modela za zrakoplov A320, te su definirane za sve mase zrakoplova u Tablici 5.

Tablica 5. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu krstarenja

V_{cr1}	V_{cr2}	M_{cr}
250 kts	310 kts	0.78

Izvor: [2]

Odabire se krstarenje na visini 35000 ft prema prethodnom definiranom profilu zrakoplov leti s konstantnim Machovim brojem.

Potisak koji djeluje na zrakoplov u ovom režimu definiran je jednačbom (22) gdje je C_{Tcr} koeficijent maksimalnog potiska u krstarenju koji za sve zrakoplove iznosi 0.95. Ostale veličine mogu se također izračunati pomoću prethodno navedenih izraza. Rezultati su prikazani u sljedećoj tablici.

Tablica 6. Prikaz podataka zrakoplova A320 u krstarenju za nominalnu masu i čistu konfiguraciju u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima

H	M	V _{tas}	ESF	F _D	Thr _{Max} climb	Thr _{cr}	η	f(cruise)
ft		kts		N	N	N	(g/min kN	kg/min
35000	0.78	449.6	1.08	45441	55835	53043	0.874	44.7

4.4. Spuštanje

Kao i u režimu penjanja, BADA definira profil leta za režim spuštanja na način da zrakoplov spušta konstantnom kalibriranom brzinom tj. Machovim brojem u ovisnosti o visini. Kalibrirana brzina zrakoplova s obzirom na visinu mijenja se na sljedeći način:

$$0 \text{ ft do } 999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{LD} + Vd_{DES1}$$

$$1000 \text{ ft do } 1499 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{LD} + Vd_{DES2}$$

$$1500 \text{ ft do } 1999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{LD} + Vd_{DES3}$$

$$2000 \text{ ft do } 2999 \text{ ft} - C_{Vmin} \cdot (V_{stall})_{LD} + Vd_{DES4}$$

$$3000 \text{ ft do } 5999 \text{ ft} - \min(V_{des1}, 220 \text{ kts})$$

$$6000 \text{ ft do } 9999 \text{ ft} - \min(V_{des1}, 250 \text{ kts})$$

$$10000 \text{ ft do prijelazne visine} - V_{des2}$$

$$\text{Iznad prijelazne visine} - M_{des}$$

Iz prethodno navedenog Vd_{DES} su inkrementi definirani u BADI izraženi u čvorovima te iznose $Vd_{DES1}=5 \text{ kts}$, $Vd_{DES2}=10 \text{ kts}$, $Vd_{DES3}=20 \text{ kts}$ i $Vd_{DES4}=50 \text{ kts}$. V_{des1} , V_{des2} i M_{des} su standardne definirane kalibrirane brzine odnosno Machov broj koji su definirani u BADA modelu prema sljedećoj tablici.

Tablica 7. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu spuštanja

V_{des1}	V_{des2}	M_{des}
300 kts	300 kts	0.79

Izvor: [2]

Konfiguracija zrakoplova u režimu spuštanja je definirana prema visinama. Kada se zrakoplov spušta sa visine 35 000 ft, sve do visine od 8 000 ft zrakoplov ima čistu konfiguraciju. Na visini 8000 ft sve do 3000 ft zrakoplov je u konfiguraciji za prilaz (engl. *approach*) čija je polara otpora prema BADA modelu dana:

$$C_D = 0.038 + 0.0419 \cdot C_L^2$$

Na visini 3 000 ft zrakoplov je u konfiguraciji za slijetanje (s izvučenim podvozjem) pa je njegova polara otpora:

$$C_D = 0.134 + 0.0371 \cdot C_L^2$$

U režimu spuštanja, za prethodno navedene konfiguracije, polare otpora možemo grafički prikazati (Slika 6).



Slika 6. Polare zrakoplova u režimu spuštanja

Potisak zrakoplova u režimu spuštanja se računa prema izrazima:

Ako je $H_p > H_{p,des}$: $Thr_{des,high} = C_{Tdes,high} \cdot Thr_{max climb}$

Ako je $H_p \leq H_{p,des}$:

Konfiguracija za krstarenje: $Thr_{des,low} = C_{Tdes,low} \cdot Thr_{max climb}$

Konfiguracija za prilaz: $Thr_{des,app} = C_{Tdes,app} \cdot Thr_{max climb}$

Konfiguracija za slijetanje: $Thr_{des,ld} = C_{Tdes,ld} \cdot Thr_{max climb}$

Gdje su C_{Tdes} koeficijenti potiska zrakoplova u spuštanju zadani u podacima BADA modela, dok je $H_{p,des}$ prijelazna visina u režimu spuštanja također definirana te iznosi 29 831 ft.

Iz prethodnih izraza za zrakoplov A320 mogu se izračunati performanse u spuštanju dane u tablici 8.

Tablica 8. Prikaz podataka zrakoplova A320 u spuštanju za nominalnu masu u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima

H	Konfig	M or Vcas (kts)	Vtas	ESF	F _D	Descent		RoD	f(DES)	θ
(ft)			(kts)		(N)	Thr desc	Tr-Fd	ft/min	(kg/min)	deg
35000	CLN	0.79	455.3708	1.09	45989	7595	-38394	3077	5.6	3.83
34500	CLN	0.79	456.4005	1.09	46527	7744	-38782	3115	5.7	3.86
34000	CLN	0.79	457.4278	1.09	47088	7894	-39194	3155	5.7	3.91
33500	CLN	0.79	458.4528	1.09	47673	8044	-39629	3197	5.8	3.95
33000	CLN	0.79	459.4755	1.09	48281	8195	-40087	3241	5.8	3.99
32500	CLN	0.79	460.4959	1.09	48914	8346	-40567	3288	5.8	4.04
32000	CLN	0.79	461.5141	1.09	49569	8498	-41071	3336	5.9	4.09
31500	CLN	0.79	462.5301	1.09	50249	8650	-41598	3386	5.9	4.15
31000	CLN	0.79	463.5438	1.09	50952	8803	-42149	3438	6.0	4.20
30500	CLN	0.79	464.5553	1.09	51679	8957	-42722	3493	6.0	4.26
30000	CLN	0.79	465.5646	1.09	52429	9111	-43319	3549	6.1	4.32
29831	CLN	300	464.7265	0.77	52517	7306	-45211	2619	6.1	3.19
29500	CLN	300	462.3587	0.77	52583	7388	-45195	2612	6.1	3.20
29000	CLN	300	458.8083	0.78	52681	7512	-45169	2600	6.2	3.21
28500	CLN	300	455.2893	0.78	52777	7636	-45141	2588	6.2	3.22
28019	CLN	300	451.9336	0.78	52868	7756	-45113	2574	6.3	3.22
28000	CLN	300	451.8016	0.78	52872	7761	-45112	2576	6.3	3.23
27500	CLN	300	448.3451	0.79	52965	7886	-45080	2564	6.3	3.24
27000	CLN	300	444.9194	0.79	53057	8011	-45046	2551	6.4	3.25
26500	CLN	300	441.5245	0.79	53147	8137	-45010	2539	6.4	3.25
26000	CLN	300	438.1602	0.79	53236	8263	-44972	2526	6.5	3.26
25500	CLN	300	434.8262	0.80	53323	8390	-44933	2513	6.5	3.27
25000	CLN	300	431.5224	0.80	53408	8517	-44891	2500	6.6	3.28
24500	CLN	300	428.2486	0.80	53493	8645	-44848	2487	6.6	3.29
24000	CLN	300	425.0044	0.81	53575	8773	-44802	2474	6.7	3.30
23500	CLN	300	421.7899	0.81	53657	8901	-44755	2461	6.7	3.30
23000	CLN	300	418.6047	0.81	53736	9030	-44706	2447	6.8	3.31
22500	CLN	300	415.4486	0.81	53815	9160	-44655	2434	6.8	3.32
22000	CLN	300	412.3214	0.82	53892	9290	-44603	2420	6.8	3.32
21500	CLN	300	409.2229	0.82	53968	9420	-44548	2406	6.9	3.33
21000	CLN	300	406.1529	0.82	54042	9551	-44492	2392	6.9	3.33
20500	CLN	300	403.1112	0.82	54116	9682	-44434	2378	7.0	3.34
20000	CLN	300	400.0975	0.83	54187	9813	-44374	2364	7.0	3.35
19500	CLN	300	397.1117	0.83	54258	9945	-44313	2350	7.1	3.35
19000	CLN	300	394.1534	0.83	54327	10078	-44250	2336	7.1	3.36
18500	CLN	300	391.2226	0.83	54396	10211	-44185	2322	7.2	3.36
18000	CLN	300	388.3189	0.83	54462	10344	-44118	2308	7.2	3.36
17500	CLN	300	385.4422	0.84	54528	10478	-44050	2293	7.3	3.37
17000	CLN	300	382.5921	0.84	54593	10612	-43981	2279	7.3	3.37
16500	CLN	300	379.7686	0.84	54656	10747	-43909	2265	7.4	3.38
16000	CLN	300	376.9714	0.84	54718	10882	-43837	2250	7.4	3.38

15500	CLN	300	374.2002	0.85	54779	11017	-43762	2236	7.5	3.38
15000	CLN	300	371.4548	0.85	54839	11153	-43686	2221	7.5	3.38
14500	CLN	300	368.735	0.85	54898	11290	-43609	2206	7.6	3.39
14000	CLN	300	366.0406	0.85	54956	11427	-43530	2192	7.6	3.39
13500	CLN	300	363.3713	0.85	55013	11564	-43449	2177	7.7	3.39
13000	CLN	300	360.727	0.86	55069	11702	-43367	2162	7.7	3.39
12500	CLN	300	358.1074	0.86	55124	11840	-43284	2148	7.8	3.39
12000	CLN	300	355.5122	0.86	55177	11978	-43199	2133	7.8	3.40
11500	CLN	300	352.9413	0.86	55230	12117	-43113	2118	7.8	3.40
11000	CLN	300	350.3944	0.86	55282	12257	-43025	2103	7.9	3.40
10500	CLN	300	347.8713	0.87	55333	12397	-42936	2088	7.9	3.40
10000	CLN	300	345.3718	0.87	55383	12537	-42846	2071	8.0	3.39
9999	CLN	250	288.6981	0.90	45081	12537	-32544	1368	8.0	2.68
9500	CLN	250	286.5799	0.90	45100	12678	-32422	1355	8.0	2.68
9000	CLN	250	284.4786	0.91	45118	12819	-32299	1342	8.1	2.67
8500	CLN	250	282.3981	0.91	45136	12961	-32175	1329	8.1	2.66
8000	CLN	250	280.3381	0.91	45153	13103	-32051	1316	8.2	2.66
7999	APP	250	280.334	0.91	60095	13103	-46991	1930	10.9	3.90
7500	APP	250	278.2986	0.91	60123	19231	-40891	1670	16.0	3.40
7000	APP	250	276.2791	0.91	60151	19439	-40711	1653	16.1	3.39
6500	APP	250	274.2796	0.91	60178	19647	-40530	1636	16.3	3.38
6000	APP	250	272.2998	0.91	60204	19856	-40348	1618	16.5	3.36
5999	APP	220	239.8388	0.93	53584	19857	-33727	1215	16.3	2.87
5500	APP	220	238.0956	0.93	53595	20066	-33530	1201	16.5	2.85
5000	APP	220	236.3665	0.93	53607	20276	-33331	1186	16.6	2.84
4500	APP	220	234.6548	0.93	53618	20487	-33132	1172	16.8	2.83
4000	APP	220	232.9603	0.94	53629	20698	-32931	1158	17.0	2.81
3500	APP	220	231.2828	0.94	53640	20910	-32730	1144	17.1	2.80
3000	APP	220	229.6221	0.94	53651	21123	-32528	1129	17.3	2.78
2999	LDG	181.7	189.7247	0.96	110047	53068	-56979	1667	42.9	4.98
2500	LDG	181.7	188.3532	0.96	110071	53603	-56469	1642	43.3	4.94
2000	LDG	181.7	186.9931	0.96	110095	54140	-55955	1616	43.7	4.89
1999	LDG	151.7	156.1475	0.97	93206	54141	-39065	954	43.3	3.46
1500	LDG	151.7	155.0174	0.01	93213	54679	-38534	7	43.7	0.02
1499	LDG	141.7	144.8025	0.97	90081	54680	-35401	805	43.5	3.15
1000	LDG	141.7	143.7555	0.02	90085	55220	-34865	12	44.0	0.05
999	LDG	136.7	138.6826	0.98	89110	55221	-33889	740	43.9	3.02
500	LDG	136.7	137.6821	0.98	89112	55762	-33349	723	44.3	2.97
0	LDG	136.7	136.69	0.98	89114	56306	-32807.5	707	44.7	2.93

5. Validacija dobivenih podataka s dostupnim podacima iz literature

Performanse izračunate u prethodnom poglavlju prema BADA modelu, uspoređuju se s podacima iz PEP Airbus programa. Podaci koji se analiziraju vezani su za već navedena tri režima leta te nominalnu masu zrakoplova u iznosu od 64 000 kilograma, pod pretpostavkom da se sve odvija u ISA uvjetima. Treći izvor podataka koji se uspoređuje je iz PEP-a (*Performance Engineering Program*) zbog provjere odstupanja rezultata te zbog podataka koji nisu povezani s BADA modelom i takvim načinom računanja.

5.1. Usporedba rezultata u penjanju

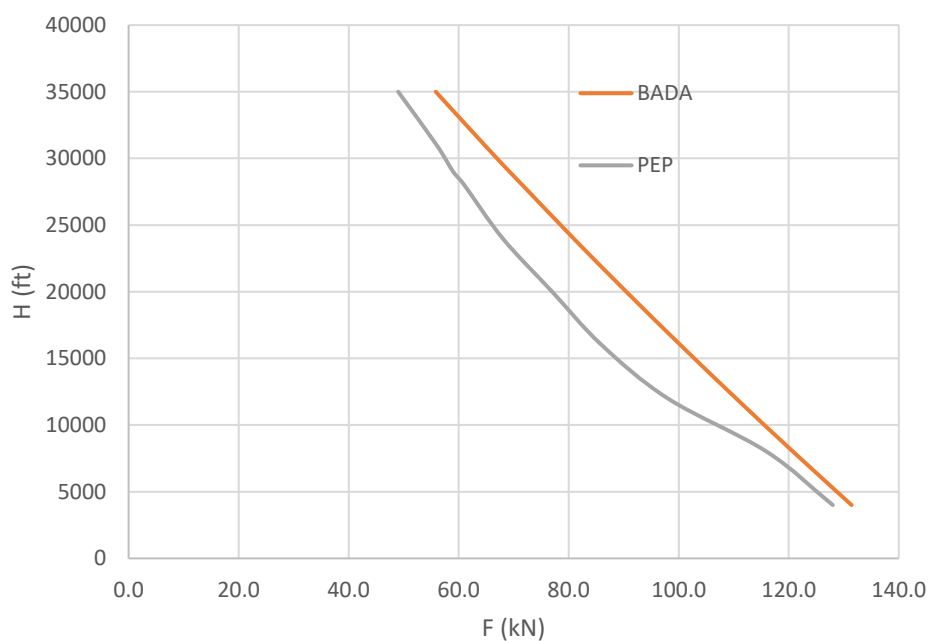
Radi jednostavnosti, uspoređuju se podaci iz penjanja pri čistoj konfiguraciji zrakoplova, masi od 64 000 kg i ISA uvjetima bez vjetera. Radi preglednosti rezultata, tablica 9. sadrži podatke za odabrane visine, a u ovom režimu analiziraju se sile otpora, potisak te brzina penjanja zrakoplova.

Tablica 9. Usporedba rezultata u penjanju sa podacima iz PEP-a

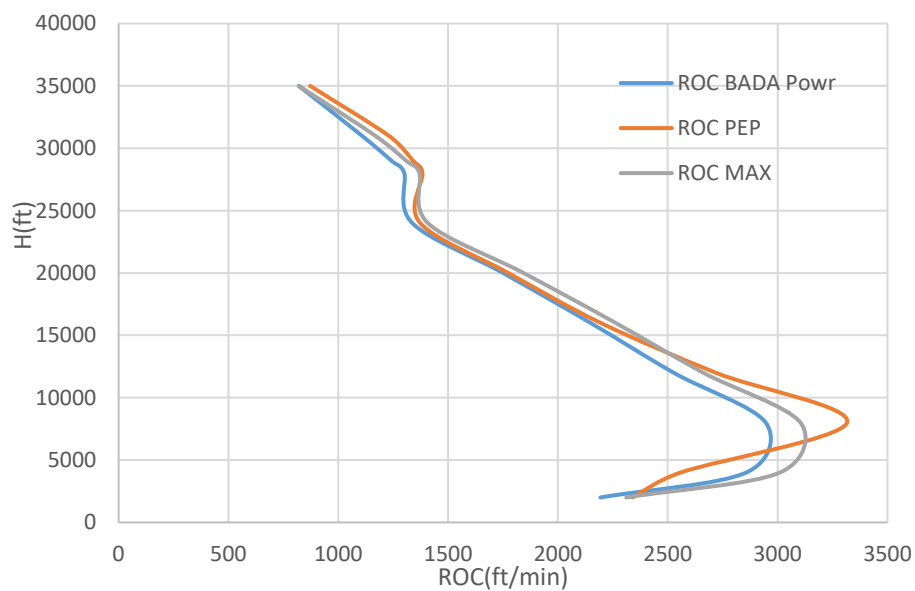
H	F _D	F _D (BADA)	F _D (PEP)	Thr _{mc}	Thr (BADA)	Thr PEP	ROC Powr	ROC BADA	ROC (PEP)	Δ
(ft)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	ft/min	(ft/min)	ft/min	%
2000	44.5	44.5	35.1	136.8	136.8	134	2192	2193	2339	-6%
4000	40.5	40.5	33.3	131.4	131.4	130	2856	2857	2558	12%
8000	45.2	45.2	34.5	120.8	120.8	116	2945	2946	3316	-11%
12000	57.7	57.7	44.0	110.4	110.4	98	2526	2527	2719	-7%
16000	57.2	57.2	44.2	100.3	100.3	86	2146	2148	2194	-2%
20000	56.6	56.6	44.1	90.5	90.5	77	1749	1750	1774	-1%
24000	55.8	55.8	44.0	80.9	80.9	68	1336	1337	1373	-3%
28019	54.7	54.7	43.8	71.5	71.5	61	1299	1300	1383	-6%
29000	53.1	53.1	42.6	69.3	69.3	59	1242	1242	1340	-7%
31000	50.2	50.2	40.4	64.7	64.7	56	1108	1108	1230	-10%
35000	45.4	45.4	37.5	55.8	55.8	49	778	820	872	-6%

U Tablici 9. prikazane su prethodno izračunate veličine sila otpora, potiska i vertikalne brzine. Osim izračunatih veličina prikazane su i objavljene vrijednosti BADA modela, te vrijednosti istih veličina iz PEP-a. Podaci izvučeni iz PEP-a za promatrane sile znatno se razlikuju od rezultata sila koje daje BADA model. U nekim slučajevima sa razlikom i do 12 kN, međutim imaju jednaku tendenciju pada tj. rasta s promjenom visine. Vertikalna brzina penjanja, izračunata u prethodnom poglavlju, razlikuje se s

brzinom iz BADA modela zbog toga što su rezultati u BADA dokumentu izračunati za smanjenu snagu koja je definirana u potpoglavlju 2.3.6.



Slika 7. Ovisnost sile potiska u ovisnosti o visini zrakoplova



Slika 8. Ovisnost brzine penjanja o visini zrakoplova

Koeficijent smanjene snage za zrakoplov A320 je 0.94868 pa time vertikalna brzina smanjene snage je 5,3% manja od one pri maksimalnom potisku za penjanje. Odstupanje rezultata PEP-a od izračunatih rezultata iz prethodnog poglavlja, koji su vezani za vertikalnu brzinu penjanja zrakoplova, može se vidjeti u zadnjem stupcu tablice izraženo s Δ . Prosječno odstupanje iznosi 8%. Do ovih razlika dolazi iz razloga što PEP daje manju silu otpora zbog drukčije polare otpora. Osim iznosa sila otpora i potiska koji odstupaju od podataka BADA modela, na visini od 2000 ft u PEP-u je napravljen izračun za kalibriranu brzinu 180 kts umjesto brzine 155 kts koju koristi BADA model. U nastavku se mogu vidjeti grafovi s kojima se prati promjena brzine penjanja, te promjena sile potiska zrakoplova u ovisnosti o visini na kojoj se zrakoplov nalazi.

5.2. Usporedba rezultata u krstarenju

Za režim krstarenja pretpostavlja se da zrakoplov ima čistu konfiguraciju. Zrakoplov leti konstantnim Machovim brojem u ISA uvjetima na visini od 35 000 ft. Podaci koji se analiziraju su stvarna brzina zrakoplova u odnosu na zrak, potrošnja goriva te veličine sila potiska tj. otpora u krstarenju.

Tablica 10. Usporedba veličina sila, stvarne brzine te potrošnje goriva sa podacima iz PEP-a na visini 35000 ft pri $Ma = 0.78$

V _{tas}	V(BADA)	V(PEP)	F _D	F _{D(PEP)}	Thr _{cr}	Thr _{PEP}	f _{cr}	f _{BADA}	f _{PEP}
(kts)	(kts)	(kts)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(kg/min)	(kg/min)	(kg/min)
449.6	450	449.6	45.4	37.6	45.4	37.8	38.3	38.3	39.4

Iz tablice 10. se može zaključiti da veličine sila otpora i potiska za ovakvu postavku analize nisu dali jednake rezultate kao BADA model, već slično kao u prethodnom slučaju razlikuju se 7 800 kN. Što se tiče stvarne brzine zrakoplova na odabranoj visini, iz sva tri izvora zadano je da iznosi 450 kts. Prethodno izračunata potrošnja goriva za ovaj za ovaj režim odgovara podacima iz BADA modela. Potrošnja goriva koju daje PEP, je veća za 1,1 kg/min što je 2,87% u odnosu na potrošnju goriva BADA modela.

5.3. Usporedba rezultata u spuštanju

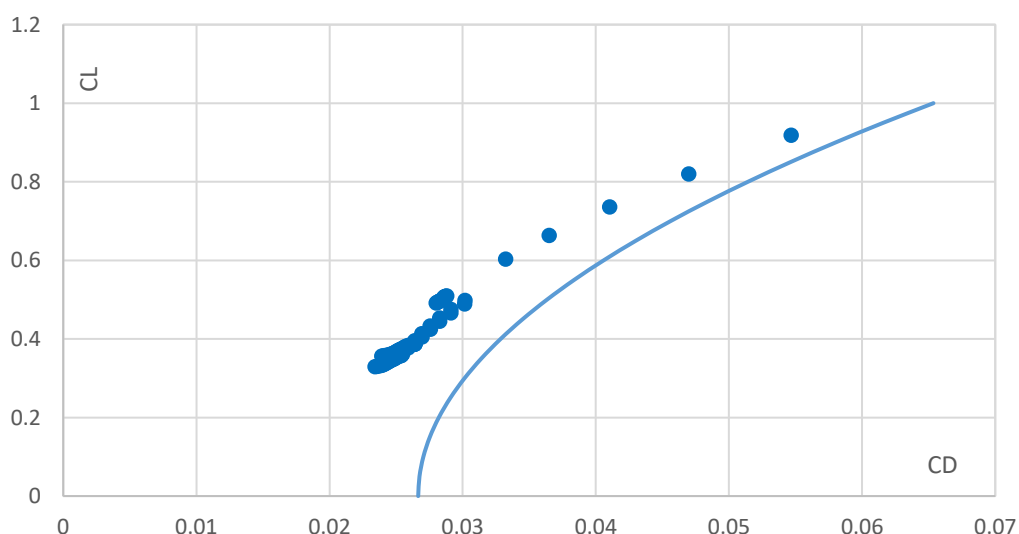
U režimu spuštanja, kao i u penjanju, analiziraju se i uspoređuju podaci vertikalne brzine te sile otpora i potiska. Odabrane su visine pri kojima zrakoplov ima čistu

konfiguraciju. Kao i u prethodnim usporedbama rezultati su prikazani za nominalnu masu zrakoplova u ISA uvjetima. Radi lakše analize i usporedbe prikazani su rezultati samo na odabranim visinama kao u poglavlju 6.1.

Tablica 11. Usporedba rezultata brzine spuštanja i potrošnje goriva s podacima iz PEP-a

H	F _D	FD (BADA)	FD (PEP)	Thr (BADA)	Thr	Thr (PEP)	ROD	ROD (BADA)	ROD (PEP)
(ft)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(kN)	(ft/min)	(ft/min)	(ft/min)
35000	46.0	46.0	37.4	7.6	7.6	-2.0	3077	3077	3254
31000	51.0	51.0	45.4	8.8	8.8	-3.8	3438	3438	3695
29000	52.7	52.7	47.9	7.5	7.5	-4.5	2600	2598	2695
28000	52.9	52.9	48.1	7.8	7.8	-4.7	2576	2574	2678
24000	53.6	53.6	49.1	8.8	8.8	-5.4	2474	2472	2636
20000	54.2	54.2	50.0	9.8	9.8	-1.3	2364	2363	2332
16000	54.7	54.7	33.8	10.9	10.9	1.2	2250	2248	2127
12000	55.2	55.2	34.2	12.0	12.0	-1.5	2133	2131	2160
8000	45.2	45.2	36.2	13.1	13.1	-3.1	1316	1316	1580

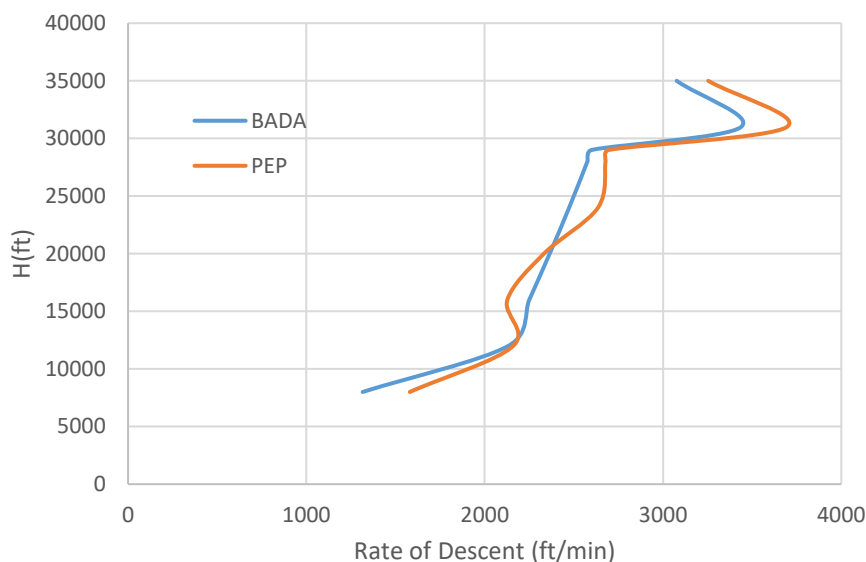
Iz tablice se može zaključiti da izračunati podaci za brzinu spuštanja zrakoplova su jednaki podacima dobivenim iz BADA za zrakoplov A320. PEP daje negativne vrijednosti sile potiska. PEP ovakvim negativnim vrijednostima kompenzira razliku iznosa sile otpora do vrijednosti otpora iz BADA, te u daljnjem izračunu za vertikalnu brzinu može dati realan podatak koji ima minimalno odstupanje u odnosu na BADA vrijednosti.



Slika 9. Polara BADA modela i koeficijenti uzgona i otpora MEP-a

Vertikalna brzina iz PEP-a odstupa na način da je kroz cijeli promatrani profil veća za prosječno 200 ft/min tj. oko 5 %. Do ovakvog odstupanja dolazi vjerojatno zbog razlike polara zrakoplova PEP i BADA modela. Bitno je istaknuti da BADA 3 model koji je korišten za izračun podataka daje samo jednu polaru zrakoplova, iako polara tj. koeficijenti u stvarnosti su u funkciji Machovog broja. Slika 9. prikazuje usporedbu polare otpora za čistu konfiguraciju zrakoplova prema BADA modelu i podacima iz PEP-a.

Unatoč činjenici da je sila potiska iz PEP-a negativna tijekom spuštanja, a sila otpora znatno manja, vertikalni profil iz BADA i PEP-a je vrlo sličan. Odnos vertikalnih brzina zrakoplova BADA modela i PEP-a u odnosu na visinu vidljiv je u grafu.



Slika 10. Ovisnost brzine spuštanja o visini zrakoplova

6. Zaključak

Ogromnim porastom svih oblika prometa, simulacije i svi oblici predviđanja prometa postaju sve potrebni. Zrakoplovstvo je jedna od najbrže rastućih grana prometa. Precizne simulacije potrebne su za što učinkovitije planiranje i upravljanje kako bi se troškovi sveli na minimum, vrijeme maksimalno iskoristilo i najvažnije da bi cijela grana zrakoplovnog prometa ostvarila potrebnu sigurnost.

BADA model jedan je od načina da operativni dio zrakoplovne industrije predvidi ponašanje i putanju zrakoplova, te kao alat simulacije posluži svima koji su dio zrakoplovne industrije na bilo kakav način. BADA model bilježi preko 1000 korisnika diljem svijeta, koji uključuju fakultete, zrakoplovne kompanije, pružatelje usluga zračnog prometa itd. Budući da bilježi rastući trend te sve više korisnika, baza podataka modela postaje sve veća, a samim tim model postaje sve manje ograničen.

Najveća prednost BADA modela je njezina jednostavnost. Međutim, ovaj rad je izračunima pokazao odstupanja podataka koji ne odgovaraju stvarnosti te potrebu za točnijim i detaljnijim izračunom performansi zrakoplova. Izračunate podatke BADA modela, kao i podatke PEP-a, potrebno je dodatno analizirati te usporediti s drugim masama i visinama u budućim analizama. Također se može ispitati točnost podataka performansi zrakoplova u drugim uvjetima atmosfere koristeći BADU i PEP.

Literatura

- [1] European Organisation for the Safety of Air Navigation EUROCONTROL. User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.8.; 2010. Preuzeto sa: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/library/007_BADA_User_Manual.pdf [Pristupljeno: kolovoz, 2021.]
- [2] EUROCONTROL experimental centre. Aircraft performance summary tables for the base of aircraft data (BADA) revision 3.0., 1998. Preuzeto sa: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/library/015_BADA_Aircraft_Performance_Summary_Tables.pdf [Pristupljeno: kolovoz, 2021.]
- [3] Kesić, P. Osnove aerodinamike. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2003.
- [4] Anderson, John D. Jr. Fundamental of aerodynamics, McGraw-Hill, Boston, 2001.
- [5] Rendulić, Z. Aerodinamika i mehanika leta za profesionalne pilote. Jet Manga d.o.o.; Tuhelj, 2006.
- [6] European Organisation for the Safety of Air Navigation EUROCONTROL, Base of aircraft data, Preuzeto sa: <https://www.eurocontrol.int/model/bada> [Pristupljeno: kolovoz 2021.]
- [7] Gudmundsson, S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Elsevier inc., 2013.
- [8] Anderson, John D. Jr. Aircraft performance and design. McGraw-Hill, 1999.

Popis kratica

CAS – Calibrated air speed

TAS – True air speed

ISA – International Standard Atmosphere

BADA – Base of Aircraft Data

PEP - Performance Engineering Program

TOL – Take Off Length

LDL – Landing Length

DES – Descent

CLN – Clean

RoC – Rate of Climb

RoD – Rate of Descent

TO – Take Off

IC – Initial Climb

APP – Approach

LDG - Landing

Popis slika

Slika 1. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za čistu konfiguraciju zrakoplova A320.....	12
Slika 2. Ovisnost sile otpora o brzini na razini mora u standardnim atmosferskim uvjetima	13
Slika 3. Potrebna snaga u ovisnosti o brzini na razini mora u standardnim atmosferskim uvjetima	13
Slika 4. Dostupna i potrebna snaga u ovisnosti o brzini na ISA/SL	15
Slika 5. Polare zrakoplova za režim penjanja zrakoplova A320 prema BADA	19
Slika 6. Polare zrakoplova u režimu spuštanja.....	24
Slika 7. Ovisnost sile potiska u ovisnosti o visini zrakoplova.....	28
Slika 8. Ovisnost brzine penjanja o visini zrakoplova	28
Slika 9. Polara BADA modela i koeficijenti uzgona i otpora MEP-a	30
Slika 10. Ovisnost brzine spuštanja o visini zrakoplova	31

Popis tablica

Tablica 1. Podaci transportnog zrakoplova A320.....	11
Tablica 2. Prikaz podataka iz OPF za zrakoplov A320	17
Tablica 3. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu penjanja	18
Tablica 4. Prikaz podataka zrakoplova A320 u penjanju za nominalnu masu u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima	20
Tablica 5. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu krstarenja	22
Tablica 6. Prikaz podataka zrakoplova A320 u krstarenju za nominalnu masu i čistu konfiguraciju u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima..	22
Tablica 7. Standardne kalibrirane brzine i Machov broj u režimu spuštanja	23
Tablica 8. Prikaz podataka zrakoplova A320 u spuštanju za nominalnu masu u iznosu od 64 000 kilograma u standardnim atmosferskim uvjetima	25
Tablica 9. Usporedba rezultata u penjanju sa podacima iz PEP-a	27
Tablica 10. Usporedba veličina sila, stvarne brzine te potrošnje goriva sa podacima iz PEP-a na visini 35000 ft pri $Ma = 0.78$	29
Tablica 11. Usporedba rezultata brzine spuštanja i potrošnje goriva s podacima iz PEP-a	30



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenju literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

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

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada

pod naslovom **Izračun performansi odabranih transportnih zrakoplova koristeći**

BADA model

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

U Zagrebu, _____ 9/6/2021 _____

Student/ica:

(potpis)