

Modeliranje utjecaja otkaza motora za BADA model performansi leta

Mage, Petar

Master's thesis / Diplomski rad

2020

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:119:424784>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-15**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Petar Mage

MODELIRANJE UTJECAJA OTKAZA MOTORA ZA BADA MODEL
PERFORMANSI LETA

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, 2020.

Zagreb, 13. ožujka 2020.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Upravljanje i vođenje zrakoplova**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 5537

Pristupnik: **Petar Mage (0135240549)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Modeliranje utjecaja otkaza motora za BADA model performansi leta**

Opis zadatka:

Za potrebe simulacije u ATM-u nužno je koristiti model leta zrakoplova koji bi točno predviđao trajektoriju leta u različitim fazama i uvjetima. BADA 3 model performansi leta zrakoplova omogućuje modeliranje točnog ponašanja zrakoplova kroz nominalni dio envelope leta, ali ne i recimo otkaza motora na ruti. Tijekom otkaza motora na ruti, zrakoplov je prisiljen spustiti se na razinu leta koja omogućuje krstarenje s jednim motorom. Također, tijekom takvog leta, mijenja se i otpor zrakoplova zbog dodatnog otpora motora izvan funkcije te nesimetričnosti leta zrakoplova uslijed zakretanja upravljačkih površina radi kompenzacije momenta skretanja. U radu je potrebno razraditi metodologiju modeliranja utjecaja otkaza motora za BADA model performansi leta koristeći podatke dostupne iz operativnog priručnika zrakoplova ili literature proizvođača. Primijeniti razrađenu metodologiju na primjeru zrakoplova DASH 8 Q400. Usporediti podatke za trajektoriju leta zrakoplova tijekom procedure snižavanja visine s otkazom motora za BADA 3 i dobiveni model.

Mentor:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

DIPLOMSKI RAD

MODELIRANJE UTJECAJA OTKAZA MOTORA ZA BADA MODEL
PERFORMANSI LETA

MODELING THE EFFECT OF ONE ENGINE INOPERATIVE FOR BADA
FLIGHT PERFORMANCE MODEL

Mentor: doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Petar Mage

JMBAG: 0135240549

Zagreb, rujan 2020.

Sažetak

Rad obrađuje temu utjecaja otkaza jednog motora na performanse višemotornih zrakoplova za vrijeme krstarenja. Cilj je analizirati i usporediti promjenu performansi zrakoplova u letu nakon otkaza motora te predočiti utjecaj pojedinih faktora na promjenu ukupnog otpora zrakoplova kao i njegove putanje leta. Kao jedno od rješenja rada navode se i pojednostavljene korekcije čije je principe moguće primijeniti na dosadašnji model performansi zrakoplova za eventualno unapređenje fleksibilnosti modela.

BADA model performansi zrakoplova predstavlja bazu podataka relevantnih za analizu performansi određenog broja zrakoplova kojeg je razvila organizacija EUROCONTROL (*European Organisation for the Safety of Air Navigation*). Model se koristi uglavnom za potrebe simulacija trajektorija zrakoplova u zračnom prostoru pri kojim je ponašanje zrakoplova vrlo realistično dokle god se zrakoplov nalazi u uobičajenim fazama leta, no ne i pri otkazu motora. Let s otkazom motora je specifičan i odudara od normalnih operacija zrakoplova u smislu operativnih ograničenja koje utječu na operativnu efikasnost ali i na samu sigurnost.

Korekcija modela napravljena je na primjeru zrakoplova Bombardier Dash 8-Q400, dvomotornog turbo-propelerskog putničkog zrakoplova koji se koristi na manjim udaljenostima. Svi podaci potrebni za izračune crpljeni su iz službene dokumentacije zrakoplova kao što su operativni priručnici, te oni već postojeći iz BADA modela. U početku rada opisani su osnovni principi letenja čije je shvaćanje neophodno za razradu problematike kao i specifičnosti višemotornog (u ovom slučaju propelerskog) letenja. Kao rezultati iznesene su nove vrijednosti pojedinih indikatora performansi u obliku grafova i tablica relevantnih podataka za let s otkazom motora.

KLJUČNE RIJEČI: let uz otkaz motora, performanse pri otkazu motora, BADA model performansi zrakoplova, putanja zrakoplova, profil leta zrakoplova.

Summary

The paper elaborates one engine inoperative flight on multi engine airplanes during cruise. The aim is to analyze and compare changes in aircraft performance after an engine failure in flight, and to show the effects of various factors on total drag of aircraft, as well as the change in flight trajectory. Simplified corrections are also displayed as one result of the paper, which could be applied to the current aircraft performance model eventually for enhanced flexibility.

BADA aircraft performance model was made by EUROCONTROL (European Organization for the Safety of Air Navigation) and represents a base of data relevant for aircraft performance. The model is mostly used for simulating aircraft trajectories in airspace where the behavior of aircraft is fairly realistic as long as it flies ordinary regimes, but not so realistic when it comes to engine failures. Flying with an inoperative engine is specific and differs from ordinary operations in terms of operational limits that effect operational efficiency and safety itself.

The correction is made using Bombardier Dash 8-Q400 as an example, this is a twin engine turboprop passenger airplane used for regional transport. All the necessary data for calculations were taken from official documents such as aircraft operating manuals and aircraft flight manual, as well as BADA performance model. In the introduction part basic flight mechanic and multiengine flight are elaborated as it is necessary for understanding further calculations. Results are given in form of graphs and tables consisting of relevant data, as well as new values of certain performance factors.

KEY WORDS: one engine inoperative flight, one engine inoperative flight performance, BADA performance model, aircraft trajectory, aircraft flight profile.

Sadržaj

Sažetak	3
Summary	4
1. Uvod	1
1.1. Performanse zrakoplova	1
1.2. Režimi leta	2
2. Let zrakoplova uz otkaz motora	4
2.1. Višemotorno letenje i karakteristike propelerskih pogona	4
2.2. Let uz otkaz motora	6
2.3. Regulator	8
3. BADA model performansi zrakoplova	9
3.1. BADA model atmosfere	9
3.2. Model ukupne energije	11
3.3. Envelopa leta i aerodinamičke veličine	13
4. Metodologija modeliranja utjecaja otkaza motora	16
4.1. Modeliranje utjecaja otkaza motora na primjeru zrakoplova Dash 8-Q400	16
4.1.1. Režimi penjanja	18
4.1.2. Režimi krstarenja	19
5. Rezultati i validacija rezultata	21
5.1. Rezultati u krstarenju	21
5.2. Rezultati u penjanju	25
5.3. Ostali rezultati	31
6. Zaključak	32
7. Dodaci	33
Literatura	44
Popis slika	45
Popis tablica	46

1. Uvod

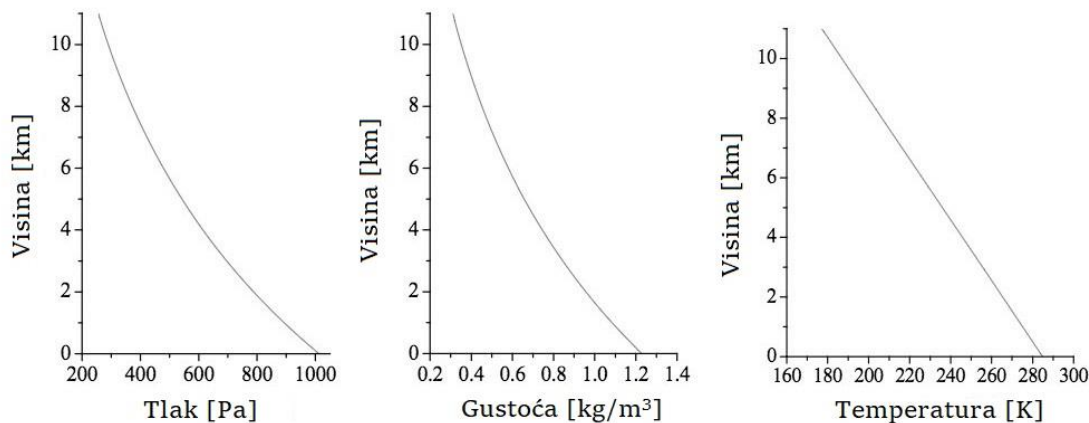
Proučavanje performansi zrakoplova zahtjeva poznavanje osnovnih principa aerodinamike i mehanike leta, kao i promjenjive prirode Zemljine atmosfere u kojoj se let odvija. Rad se bavi analizom i usporedbom letnih karakteristika u krstarenju i penjanju kroz dva različita scenarija, prvi od kojih predstavlja svakodnevne normalne uvjete leta, i drugi koji promatra let uz otkaz motora. Eurocontrol-ov model performansi BADA (eng. *Base of Aircraft Data*) obuhvaća teoretske karakteristike i specifične podatke o performansama zrakoplova uglavnom za nominalne uvjete leta. Otkazi motora ne spadaju u nominalne uvjete pa je ideja rada nadopunjavanje BADA modela za operacije zrakoplova uz otkaz motora. Usporedbom rezultata već postojećeg (sadržan u BADA modelu) i novog scenarija prikazat će se razlike i korekcije koje je moguće primijeniti na već postojeće podatke. Uvodno poglavlje tako sadrži kratak opis fundamentalnih zakonitosti letenja koje su neophodne za shvaćanje tematike, kao i uobičajene operativne zadaće kroz koje zrakoplovi prolaze za vrijeme leta u vidu karakterističnih režima.

1.1. Performanse zrakoplova

Da bi se zrakoplov održao u zraku potrebno je da na njega djeluje određeni uzgon koji bi djelovao suprotno od smjera djelovanja sile teže. Kako bi zrakoplov postigao potreban uzgon mora se gibati određenom brzinom u horizontalnoj ravnini, što omogućuje njegov pogonski sustav generiranjem potisne ili vučne sile. Kao što težina djeluje u suprotnom smjeru od sile uzgona (ili vertikalne komponente sile uzgona u određenim slučajevima), tako i otpor djeluje u smjeru suprotnom od smjera gibanja zrakoplova odnosno njegove potisne ili vučne sile. Dakle, leteći zrakom na zrakoplov djeluju četiri sile: potisak, otpor, uzgon i težina. 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 jednog zrakoplova (maksimalna visina leta, maksimalna brzina leta, maksimalna brzina penjanja...) ovise o veličinama i međusobnom odnosu prethodno navedenih četiriju sila koje je moguće generirati za vrijeme leta. Kada je riječ o performansama, one tako predstavljaju sposobnost zrakoplova da leti određenim režimima, obavi određene zadaće ili manevre s obzirom na letne karakteristike koje proizlaze iz njegove geometrije i mogućnosti pogonskih sustava. Performanse su kvantitativni i kvalitativni pokazatelji koliko se dobro promatrani zrakoplov nosi sa postavljenim zahtjevima u toku sebi svojstvenih operacija.

Osim geometrije zrakoplova i karakteristika pogonskih sustava, performanse zrakoplova ovise i o stanju okoline u kojoj zrakoplov leti te izvodi određene manevre. Kod izračuna performansi zrakoplova pak, iznimno su bitne fizikalne veličine zraka u kojem taj zrakoplov leti, pošto njihove varijacije izravno utječu na resultantne sile u letu. Od osnovnih veličina stanja zraka promatrati

će se temperatura, tlak i gustoća. Unatoč dinamičnosti atmosfere jedan se statički model ustanovio kao sveopća referenca za promjene stanja temperature, tlaka i gustoće zraka po rasponu visina, takav se model naziva međunarodna standardna atmosfera. Po njemu (unutar granica troposfere) promatrane vrijednosti opadaju s porastom visine, počevši od razine mora kao referentnog ishodišta gdje vrijedi da je temperatura 288.15 K, tlak 101325 Pa, a gustoća zraka 1.225 kg/m³. Za sva odstupanja od stanja standardne atmosfere moguće je koristiti jednadžbe stanja idealnog plina za zrak kako bi se dobile točne vrijednosti.



Slika 1 Promjene veličina stanja standardne atmosfere

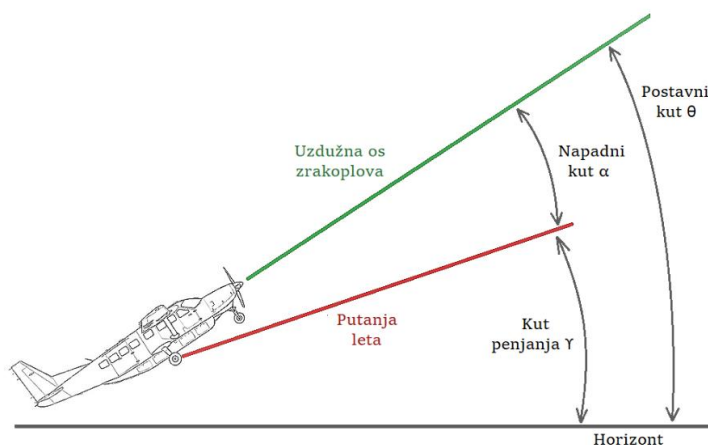
1.2 Režimi leta

Let putničkog zrakoplova do svog odredišta moguće je promatrati kroz karakteristične režime leta koji su uvijek prisutni: kretanje po aerodromskim zemaljskim površinama (taksiranje), uzlijetanje, penjanje, krstarenje, spuštanje i slijetanje. Kretanje zrakoplova između navedenih režima često se odvija neprimjetno, ubrzavanjem ili usporavanjem, a performanse je moguće analizirati upravo kroz navedene režime i tranzicije.

Krstarenje zrakoplova je režim jednolikog horizontalnog leta kod kojeg su sve sile koje djeluju na zrakoplov u ravnoteži. Uzgon je jednak težini zbog čega nema promjene u visini leta, a potisak ili vučna sila jednaka je otporu zbog čega je brzina leta konstantna. Kod performansa zrakoplova u ovom režimu leta mogu se promatrati: maksimalna i minimalna brzina leta, maksimalna operativna visina leta (plafon leta), maksimalna istrajnost i maksimalan dolet zrakoplova. Uz to što sve navedene letne karakteristike ovise o stanju atmosfere i masi, neke od njih ovise o dodatnim faktorima što će biti razrađeno u poglavljima koja slijede. Također valja napomenuti kako brzine koje se koriste za izračun performansi nisu iste kao one po kojima se performanse određenog aviona očituju.

Penjanje zrakoplova je režim leta koji je moguće postići na dva načina. Prvi način je onaj u kojem zrakoplov koristi svoj višak snage ili potiska kako bi povećao svoju visinu leta, promjena visine

također je moguća pretvorbom kinetičke energije u potencijalnu bez dodavanja snage/potiska ali se takvi slučajevi ovdje neće promatrati. Kao pojednostavljen primjer uvođenja u takav režim leta može se reći da, promatrajući zrakoplov čiji motori proizvode 300 konjskih snaga na određenoj visini, 200 konjskih snaga se koristi za održavanje jednolikog horizontalnog leta. U takvoj situaciji zrakoplov ima 100 konjskih snaga „viška“ koje je moguće uložiti za obavljanje nekog drugog rada ili raspodjele energije. Pilot tada ako želi povećati visinu leta dodaje određenu količinu snage i zadržava jednaku brzinu povećanjem napadnog kuta. Osim promjene napadnog kuta i visine sada rastu i kut penjanja te postavni kut zrakoplova u odnosu na horizont kako je prikazano na slici koja slijedi.



Slika 2 Penjanje zrakoplova

Zrakoplov će penjati sve dok pilot ponovno postavi uvjete za horizontalan let smanjenjem napadnog kuta i snage, ili sve dok zrakoplov ne postigne svoju maksimalnu visinu na kojoj pogonski sustavi ne mogu više generirati onoliku potisnu/vučnu silu koja je potrebna da bi se održala minimalna brzina za siguran let. Na novoj, većoj visini, zrakoplov u horizontalnom letu će sada koristiti više od prvotnih 200 HP kako bi zadržao isti režim zbog manje gustoće zraka. Pored promjena kuteva zrakoplova u penjanju dolazi do pojave nagiba vektora brzine zrakoplova, a njena vertikalna komponenta predstavlja brzinu penjanja (eng. Rate of Climb). Dakle, u ovom režimu leta performanse zrakoplova koje se promatraju su: maksimalna brzina penjanja i maksimalan kut penjanja zrakoplova. Brzina penjanja je omjer vertikalno prijeđenog puta u jedinici vremena, te je jedna od najčešće korištenih pokazatelja performansi zrakoplova. Obje karakteristike su vrlo bitne kod svih putničkih zrakoplova jer pokazuju sposobnost zrakoplova da u što kraćem vremenu ili pak za što manje prijeđenu udaljenost nadvisi prepreke, što je izuzetno bitno kod faza leta u kojima se zrakoplov nalazi na malim visinama iznad terena.

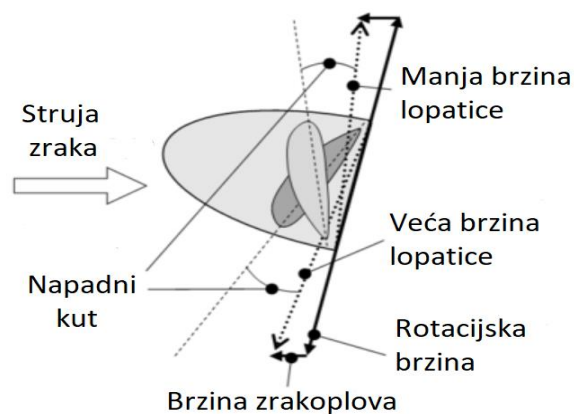
2. Let zrakoplova uz otkaz motora

Suvremeni zrakoplovi dizajnirani su i konstruirani unutar standarda koji proizlaze iz određenih zrakoplovnih zajednica odnosno organizacija. Posebno kada se radi o putničkim avionima standardi su usmjereni ka postizanju i održavanju optimalne razine sigurnosti u svim fazama leta, čak i uz pretpostavke eventualnih otkaza opreme. Drugo poglavlje govori o specifičnostima višemotornog letenja kod propelerskih aviona, let uz otkaz jednog od motora, te minimalne sigurnosne zahtjeve koje zrakoplovi u takvim slučajevima moraju ispuniti.

2.1. Višemotorno letenje i karakteristike propelerskih pogona

Kod jednomotornih aviona uobičajeno je da se motor nalazi negdje na uzdužnoj osi zrakoplova, dok su kod dvomotornih aviona motori postavljeni na određenoj udaljenosti lateralno od uzdužne osi, obično svaki na svojem krilu. Motori proizvode vučnu ili potisnu silu koja kada se generira van pravca uzdužne osi zrakoplova uzrokuje pojavu momenta zakretanja oko vertikalne osi. S obzirom na to da se radi o višemotornim avionima momenti zakretanja djeluju s obje strane u suprotnim smjerovima pa se tako poništavaju.

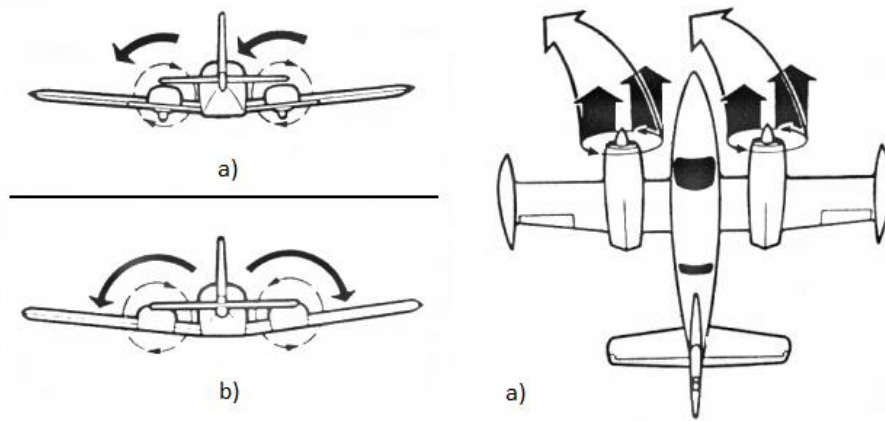
Osim što djeluju na određenim krakovima, kod svih elisnih motora rotacijom lopatica dolazi do neravnomjerne raspodjele rezultantne sile na površini diska, poznatije kao P-efekt propelera. Kada zrakoplov leti horizontalno disk propelera okomit je na vektor brzine zrakoplova i svi krakovi imaju jednak napadni kut. Lopatica koja se giba u smjeru djelovanja sile teže ima nešto malo veću brzinu rotacije od lopatice na suprotnoj strani diska koja se uzdiže (Slika 3).



Slika 3 Poprečni presjek propelera u penjanju

Ta razlika u brzini rotacije na suprotnim krajevima diska je mala, ali ipak uzrokuje neznatno neravnomjernu generiranu potisnu silu po površini diska. Efekt dolazi do većeg izražaja kada se na to doda povećanje napadnog kuta i snage, kao na primjer za vrijeme penjanja ili uzlijetanja. U takvim fazama leta zrakoplov povećava napadni kut, pa samim time i ravnina rotacije lopatica naginje se od okomitog položaja prema horizontu, što uzrokuje promjene u napadnom kutu lopatica. Zbog svoje uvijene geometrije dolazi do povećanja napadnog kuta lopatice koja pada, a smanjenja napadnog kuta one koja se uzdiže. Dodavši tome povećanje snage to jest brzine rotacije krakova efekt postaje još izraženiji. Tako dolazi do pojave asimetrične pogonske sile koja zakreće avion oko njegove vertikalne osi, a čije djelovanje pilot mora kompenzirati otklonom upravljačkih površina na određenu stranu.¹

Kada se promatraju višemotorni avioni, negativan učinak se anulira ugrađivanjem dva motora sa suprotnim smjerovima okretanja lopatica kao što je prikazano na slici 4b. No ako je slučaj da se lopatice oba motora okreću u istu stranu (kao kod primjera a), ovaj efekt određuje koji od motora je kritičan. Kritični motor je onaj motor čiji otkaz utječe nepovoljnije na performanse aviona, to jest onaj, koji promatran izolirano stvara veći zakretni moment oko vertikalne osi zrakoplova. Na primjeru a) se jasno vidi da rezultantne sile dva motora ne djeluju na jednakim krakovima od uzdužne osi aviona. Lijevi motor prema tome stvara manji moment oko vertikalne osi nego desni, što znači da u slučaju njegovog otkaza samostalan rad desnog motora nepovoljnije utječe na upravljivost zrakoplova. U slučaju suprotno rotirajućih propelera naravno, oba motora imaju jednak negativan učinak pa se kritičan motor u tom slučaju ne definira primjer b) na slici 4.

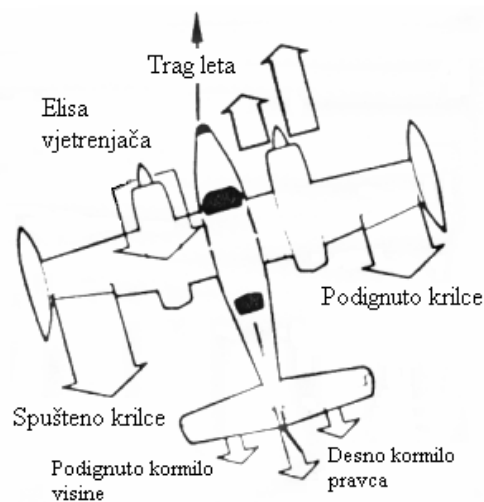


Slika 4 Izražena nesimetrija pogonskih sila pri velikim napadnim kutevima

¹ Kurjaković, Z. Instrumentalno letenje – priprema za školovanje pilota na dvomotornom simulatoru i avionu, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2000.

2.2. Let uz otkaz motora

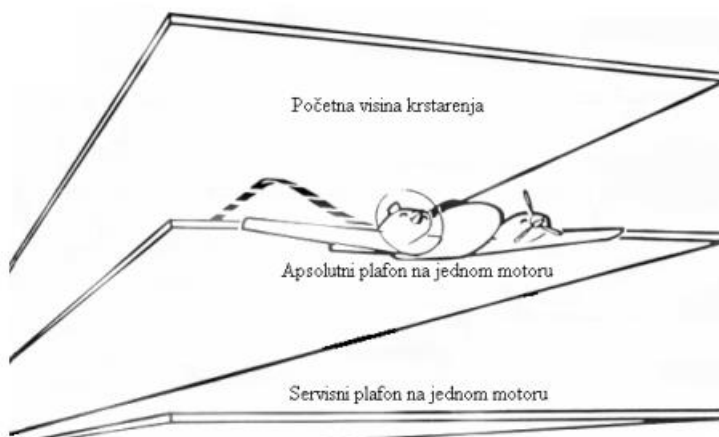
Zrakoplovni motor za vrijeme leta može otkazati iz različitih razloga, no uvijek kada se to dogodi dođe do znatne degradacije performansi. Osim očitih indikacija na instrumentima u kokpitu zrakoplov će po otkazu jednog motora zauzeti novi stav, zavaljat će se i skrenuti nosom u stranu motora koji više ne radi. Pilot sada na motoru u radu postavlja maksimalnu trajnu snagu, te mora konstantnim otklonom upravljačkih površina kompenzirati za nepravilan stav kako bi se let sigurno nastavio. To znači povećanje ukupnog otpora i dodatan utrošak manevarskih sposobnosti pored inicijalnog koji je nastao samim otkazom. Osim porasta otpora kao posljedice nekoordiniranog leta, lopatice elise na motoru u kvaru ako se nastave okretati, a pri tom stoje i na velikom koraku, uzrokuju efekt vjetrenjače. Efekt se očituje kao dodatan otpor kompletne površine diska koja sada putuje sa zrakoplovom okomito na smjer strujanja. Kako bi se ovaj utjecaj maksimalno umanjio, pilot bez obzira da li se propeler i dalje vrti nakon otkaza ili ne, postavlja najveći korak lopatica te ih tako zakreće u smjeru paralelnom struji zraka to jest „na nož“. Ovakva situacija je prikazana na slici 5.



Slika 5 Let uz otkaz motora

Otkazi opreme na zrakoplovu događaju se u svim fazama leta, pa tako ni motori nisu iznimka. Za otkaze pri uzlijetanju (najgori mogući scenarij), jasno je definirana brzina koja predstavlja granicu nakon koje se nastavlja s polijetanjem i odmah ulazi u prilaz za slijetanje natrag na aerodrom. To znači da zrakoplov inicijalno penjanje pri relativno maloj brzini i na maloj visini leti s jednim motorom, postavlja se za prilaz, prilazi i slijeće, mijenjajući pri tome sve odgovarajuće konfiguracije. Sve navedeno vrijedi i za slučaj neuspjelog prilaza u ovako nepovoljnoj situaciji, te klasičnog prilaza u dolasku s rute. Zrakoplov u svakom slučaju mora biti u mogućnosti da nadvisi prepreke koje se nalaze u njegovoj okolini s definiranom minimalnom vertikalnom udaljenosti uz definirane minimalne potrebne gradijente penjanja.

Kod otkaza motora za vrijeme krstarenja na ruti situacija je nešto lakša zbog veće brzine i visine u odnosu na početne i završne faze leta. No osim definiranog nadvisivanja prepreka za vrijeme ovakvog spuštanja na ruti, te važecih gradijenata, dolazi i do pitanja plafona leta. Kao što je u uvodu izneseno, plafon leta jedan je od pokazatelja performansi, to je maksimalna visina koju određeni zrakoplov može dostići i samostalno održavati. Otkazom motora performanse su narušene pa samim time i plafon leta više nije isti već drastično opada. Novi plafon leta nalazi se na manjoj visini, što može predstavljati problem ako se zrakoplov prije otkaza motora nalazi iznad visine plafona leta koji vrijedi s jednim motorom van funkcije. U takvom slučaju zrakoplov neminovno kreće u spuštanje, gubeći visinu sve dok se ne spusti na visinu leta novog plafona. Posada tada postavlja uvjete za spuštanje s minimalnim gradijentom uz upotrebu najveće dopuštene kontinuirane snage na motoru u radu kako bi se gubitak visine maksimalno odgodio (eng. drift down). Također, kada se govori o plafonima leta zrakoplova valja naglasiti da postoje dvije vrste takvih visina. Apsolutni plafon leta je ona visina koju određeni zrakoplov može postići i samostalno održavati, kako je navedeno prethodno u tekstu. Na apsolutnom plafonu leta zrakoplov više ne raspolaže s ikakvim viškom snage, jer je sav višak utrošen na postizanje i održavanje ove visine, samim time on ne može više proizvesti brzinu penjanja. Osim penjanja zrakoplov ne može postići ni ubrzanje, pa je brzina leta na ovoj visini konstantna. Operativni plafon leta je ona visina na kojoj zrakoplov još uvijek posjeduje određen višak snage koji može utrošiti za ubrzavanje ili penjanje brzinom od 100 ft/min.² Operativni (servisni) plafon leta uvijek se nalazi na manjoj visini od apsolutnog.



Slika 6 Plafoni leta zrakoplova

² Anderson, John D. Jr. (1999.), Aircraft performance and design, McGraw-Hill, ISBN 0-07-001971-1

2.3. Regulatorika

Razvojem zrakoplovstva u prošlom stoljeću, pa samim time i porastom letova zrakoplovnih kompanija, neminovno je došlo do formiranja određenih organizacija koje će uspostaviti i provoditi određene pravilnike, te nadzirati operatere i sve ostale sudionike u zračnom prometu na osnovi donesenih propisa. Ti propisi temelje se prvenstveno na sigurnosti u zračnom prometu, a krovna organizacija na području Europe koja je zadužena za donošenje takvih propisa je EASA (eng. *European Aviation Safety Agency*).

Između ostalih pravilnika EASA kao organizacija uspostavila je i seriju tehničkih standarda koji se koriste u procesu certificiranja (u ovom slučaju zrakoplova) na osnovi sigurnosti. Ti pravilnici mogu se pronaći pod nazivom EASA CS (eng. *Certification Specifications*), a za avione poput Dash 8-Q400 pod nazivom EASA CS-25. U tom dokumentu ograničenja koja vrijede za let s jednim motorom glase³:

- a) Performanse u penjanju nakon uzlijetanja moraju zadovoljiti gradijent penjanja od 1.2% za dvomotorne zrakoplove uz:
 1. Brzinu jednaku završnoj brzini uzlijetanja (V_{FTO})
 2. Kritični motor van funkcije
 3. Preostali motor postavljen na maksimalnu trajnu snagu/potisak
 4. Težinu zrakoplova jednaku težini na završetku faze uzlijetanja

- b) U krstarenju s jednim motorom vertikalni profil leta mora predstavljati stvarne performanse u penjanju umanjene za gradijent od 1.1% pri svim brzinama uz:
 1. Najnepovoljniji položaj težišta
 2. Kritični motor van funkcije
 3. Preostali motor postavljen na maksimalnu trajnu snagu/potisak
 4. Vođenje adekvatnog hlađenja motora za uvjete vrućeg dana

Gradijent penjanja predstavlja omjer udaljenosti prijeđene u odnosu na zemlju i promjene visine te se izražava u postotcima. Navedeni zahtjevi u krstarenju moraju se izračunati za sve mase, visine i temperature, poštujući pri tome operativna ograničenja samog zrakoplova.

³ European Aviation Safety Agency, Certification Specification for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 2, 2. October, 2016.

3. BADA model performansi zrakoplova

Za potrebe simulacije scenarija leta kod pružatelja usluga upravljanja zračnim prometom nužno je koristiti model zrakoplova koji bi točno predviđao putanju leta u različitim fazama i uvjetima leta. EUROCONTROL kao vrhovna organizacija za sigurnost zračne plovidbe u Europi, u suradnji sa zrakoplovnim operaterima i proizvođačima razvila je bazu dokumenata i podataka koji opisuju model teoretskih performansi i relevantnih parametara određenog broja zrakoplova. Opisani parametri svedeni su na oblik koeficijenata koji se odnose na opće, operativne i konfiguracijske karakteristike zrakoplova kao i one potrebne za izračun potrošnje goriva, potiska/snage, otpora, envelope leta i visinskih mogućnosti. Osim takvih, sadržani su i oni parametri potrebni za opisivanje nominalnog krstarenja, penjanja i spuštanja. BADA 3 model performansi leta zrakoplova koristi se uglavnom za potrebe simulacija trajektorija zrakoplova u zračnom prostoru. Pri tim je simulacija ponašanje zrakoplova vrlo realistično dok god se zrakoplov nalazi u uobičajenim fazama leta i procedurama, tzv. nominalni dio envelope leta, no ne i pri otkazu motora. U nastavku poglavlja iznesene su određene zakonitosti po kojima model funkcionira.

3.1. BADA model atmosfere

Karakteristične veličine stanja atmosfere koje su potrebne za računanje performansi funkcija su visine, a konverzije različitih brzina također ovise o njoj, Machov broj, kalibrirana brzina te stvarna brzina zrakoplova (u odnosu na zrak). BADA za modeliranje atmosfere također koristi model međunarodne standardne atmosfere koji je naveden u uvodu. Tlak, temperatura, gustoća zraka i brzina zvuka u standardnoj atmosferi na srednjoj razini mora označavaju se s indeksom 0, te iznose:

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/m ³]
Standardna brzina zvuka na razini mora:	$a_0 = 340.294$	[m/s]

Kod nestandardnih stanja atmosfere vrijedi da je jedan od, ili su oba navedena parametra različita 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 odstupanje 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/s ²]
Gradijent promjene temperature po visini u troposferi:	$\beta = -0.0065$	[°K/m]

Uz prethodno navedene faktore, temperatura, tlak i gustoća zraka, machov broj, kalibrirana, stvarna i brzina zvuka u nestandardnim uvjetima atmosfere računaju se prema sljedećim izrazima:

1) Temperatura zraka:

$$T = T_0 + \Delta T + (\beta \cdot h)$$

2) Tlak zraka:

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

3) Gustoća zraka:

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

4) Brzina zvuka:

$$a = \sqrt{\kappa R T}$$

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

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

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

Pri čemu je faktor μ jednak:

$$\mu = \frac{\kappa - 1}{\kappa}$$

6) Machov broj:

$$Ma = \frac{TAS}{\sqrt{\kappa RT}}$$

3.2. Model ukupne energije

Model ukupne energije predstavlja za izračun performansi korisnu jednadžbu, prema kojoj je brzina rada kojeg nad zrakoplovom obavljaju sile u letu jednaka brzini promjene njegove potencijalne i kinetičke energije prema izrazu:

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

Pri čemu je:

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/s²]

h – Visina leta [m]

$\frac{d}{dt}$ – Derivacija vremena [s⁻¹]

Ne uzimajući u obzir uređaje za povećanje/smanjenje uzgona (zakrilca, pretkrilca, spojere...) dva su međusobno nezavisna načina upravljanja vertikalnom putanjom zrakoplova, a to su povećanje ili smanjenje snage/potiska i otklon elevatora. Korištenjem jednog od navedena dva načina upravljanja zrakoplovom izaziva promjenu bilo koje dvije od tri varijable potiska/snage, brzine leta ili brzine penjanja/spuštanja. Preostalu varijablu je onda moguće izračunati jednadžbom iz modela ukupne energije. U nastavku su prema tome prikazana tri moguća izračuna odgovarajućih veličina koje proizlaze iz prethodnog.

1) Izračun brzine penjanja/spuštanja – upravljanje snagom i brzinom

Brzina penjanja ili spuštanja (ROCD), to jest vertikalna brzina zrakoplova predstavlja omjer promjene visine u promatranom vremenu. Pod pretpostavkom da se brzinom i potiskom/snagom upravlja zasebno, jednadžbom modela ukupne energije moguće je izračunati rezultatnu brzinu penjanja ili spuštanja. Ovo je uobičajen slučaj kod penjanja/spuštanja s fiksnom postavkom snage pri čemu se održava određena konstantna brzina, kalibrirana ili u obliku Machovog broja (na primjer, penjanje s najboljim kutem ili penjanje s najmanjim vremenom). Jednadžba se za ovaj slučaj, uz dodatak korekcije za temperaturu, može zapisati u obliku:

$$ROCD = \frac{dh}{dt} = \frac{T - \Delta T (T_{HR} - D) \cdot TAS}{T \cdot mg_0} \left[1 + \left(\frac{TAS}{g_0} \right) \left(\frac{dTAS}{dh} \right) \right]^{-1}$$

Posljednji član u formuli može se izraziti uvođenjem novog pojma, tzv. *Energy Share Factor*-a (ESF) kao funkcija Machovog broja prema izrazu:

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

Energy Share Factor u ovakvom obliku predstavlja količinu raspoložive snage koja je utrošena za penjanje u odnosu na ubrzanje za vrijeme određenog režima letenja, npr. kod penjanja s konstantnim Machovim brojem. Analogno tome, kada zrakoplov leti održavajući konstantnu kalibriranu brzinu ili Machov broj moguće je izračunati ESF. U slučaju kada se nijedna od brzina ne održava stalnom, ESF predstavlja brzinu promjene brzine zrakoplova, odnosno njegovo ubrzanje.

2) Izračun brzine zrakoplova – upravljanje brzinom penjanja/spuštanja i snagom

Pod pretpostavkom da se vertikalnom brzinom i potiskom/snagom upravlja zasebno ponovno se formula iz modela ukupne energije može iskoristiti za izračun brzine

zrakoplova. Za režime leta unutar troposfere, u kojima se održava stalan Machov broj, ESF je moguće izračunati preko izraza:

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

Za režime leta kod kojih se ne održava stalna brzina leta, BADA model performansi koristi ESF od 0.3 za slučajeve ubrzanja u penjanju i usporavanja u spuštanju, te 1.7 za slučajeve usporavanja u penjanju i ubrzavanja u spuštanju.

3) 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.

3.3. Envelopa leta i aerodinamičke veličine

Envelopa leta zrakoplova predstavlja sposobnosti zrakoplova s aspekta dizajna i performansi u vidu maksimalnih i minimalnih mogućih brzina ostvarivih u letu i raspona opterećenja zrakoplova. 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]

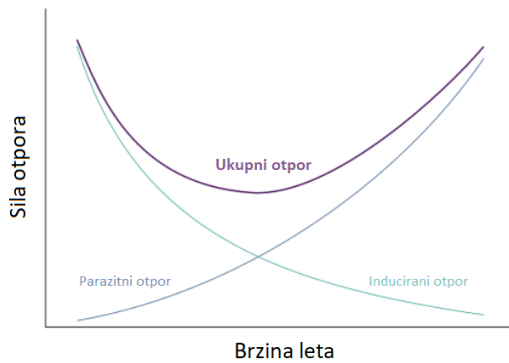
h_{max} – Maksimalna visina (apsolutni plafon leta) [ft]

Maksimalne brzine zrakoplova u letu postižu se onda kada zrakoplov sav svoj višak snage/potiska na promatranoj visini iskoristi na ubrzanje i održavanje konačne brzine, to jest više ne posjeduje višak snage/potiska. Analogno tome i maksimalna visina leta postiže se onda kada zrakoplov isti taj višak snage/potiska u zadanim uvjetima iskoristi za penjanje i održavanje konačne visine.

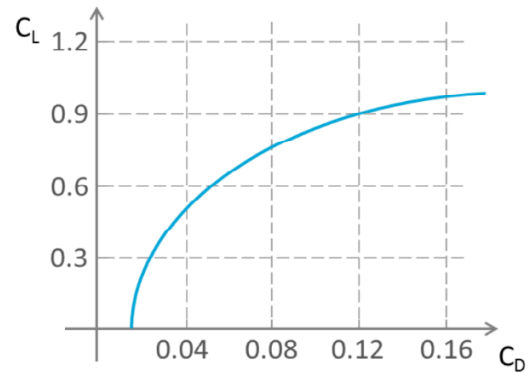
Maksimalna operativna visina leta je ona visina pri kojoj zrakoplov još uvijek posjeduje dovoljno viška snage ili potiska u rezervi kojim može ostvariti određenu vertikalnu brzinu (100 ft/min).

Što se aerodinamičkih karakteristika tiče analizira se aerodinamički otpor te njegov koeficijent preko polare otpora zrakoplova.

Polara otpora je krivulja koja prikazuje odnos uzgona i otpora preko njihovih koeficijenata, a osim grafički može se, kao i sila otpora, prikazati jednadžbom. Jedna takva krivulja prikazana je za primjer na slici 7 u nastavku.



a) Ovisnost otpora o brzini



b) Polara otpora zrakoplova

Slika 7 Primjer polare otpora

Ukupan otpor zrakoplova sastoji se od induciranog i parazitnog otpora. Inducirani otpor je onaj koji nastaje posljedicom djelovanja uzgona, kao njegova horizontalna komponenta. Parazitni otpor je otpor oblika zrakoplova i trenja njegove površine dok struji kroz zrak. Parazitni otpor tako ovisi o stavu zrakoplova u odnosu na vektor njegove putanje i konstrukciji, a inducirani o uzgonu.

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

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

$$K = C_{D2} = \frac{1}{\pi e A R}$$

$$C_L = \frac{2mg}{\rho \cdot T A S^2 \cdot S}$$

Pri čemu je:

C_D – Koeficijent otpora

C_{D0} – Parazitni odpor

KC_L – Inducirani odpor

C_L – Koeficijent uzgona

e – Oswaldov koeficijent efikasnosti

AR – Aspektni odnos

S – Površina krila

4. Metodologija modeliranja utjecaja otkaza motora

Pretpostavlja se da će otkaz motora dvomotornog propelerskog zrakoplova utjecati, osim na znatno manju raspoloživu snagu pogonskog sustava, i na koeficijente otpora. Koristeći podatke iz operativnog priručnika (AOM) zrakoplova cilj je odrediti korekcije koeficijenata u modelu otpora zrakoplova. Dobivene vrijednosti koeficijenta polare otpora moguće je usporediti s nominalnim koeficijentima prema BADA 3 aerodinamičkom modelu zrakoplova kako bi se uočio negativan utjecaj otkaza motora na ukupni otpor. Iz AOM-a su korišteni podaci za režime penjanja i krstarenja s jednim motorom van funkcije. Metodom pokušaja i pogrešaka su pomoću kinetičkog modela leta zrakoplova BADA 3 određeni koeficijenti otpora.

Za sve izračune kao i prikaz podataka koristit će se računalni program Microsoft Excel. U prethodnom poglavlju navedene su formule i jednadžbe koje će se koristiti za izračun korekcije koeficijenta otpora i prikaz veličina stanja zrakoplova. Uz navedene formule bitna je još i pretvorba očitane brzine u kokpitu (*IAS*) u kalibriranu brzinu (*CAS*), kako bi se izračunala stvarna brzina zrakoplova (*TAS*) potrebna za proračun. Konverzija je specifična za svaki zrakoplov s obzirom da se radi o greškama samog instrumenta i poziciji relevantnih osjetnika. Za svaki je zrakoplov moguće naći pripadajuću konverziju u njegovom operativnom priručniku u obliku odgovarajućeg grafa.

4.1. Modeliranje utjecaja otkaza motora na primjeru zrakoplova Dash 8-Q400

Dash 8 Q400 dvomotorni je turbopropelerski putnički zrakoplov koji se koristi na kratkim udaljenostima. Promatrajući njegove svakodnevne operacije, postoji određen raspon masa unutar kojeg se zrakoplov može naći. Od minimalne operativne mase potrebne za let (koja uključuje svu nužnu opremu, letačku posadu i nešto goriva) pa sve do maksimalne dopuštene mase za uzlijetanje (koja za ovaj slučaj iznosi 29257 kg).

Proizvoljno su za potrebe računanja uzete referentne mase od 26000 kg i 29000 kg. Od ove dvije mase, 29000 kg bliža je gornjoj granici mogućeg raspona te je kao takva nepovoljnija za performanse (kako bi prikazan negativan utjecaj otkaza motora bio izraženiji), a također otprilike odgovara maksimalnoj dopuštenoj masi za slijetanje (28009 kg). Dok je s druge strane masa od 26000 kg odabrana proizvoljno kao povoljniji slučaj kada se promatraju performanse. Što se visina leta tiče, promatrat će se i usporediti mogućnosti zrakoplova na visinama od nadmorske do visine pojedinačnih operativnih plafona, s korakom od 2000 ft. Još jedan faktor kojim je moguće utjecati na rezultate jest temperatura. Rezultati će s tog stajališta biti prikazani kroz tri različite vrijednosti temperature, prva od kojih će biti međunarodna standardna, a ostale dvije će predstavljati odstupanja za +20 i -20 stupnjeva od standardne. Prije nego se iznesu podaci iz operativnih priručnika, za potrebe kasnije usporedbe neki od podataka iz BADA modela performansi prikazani su u sljedećoj tablici.

Tablica 1 Podaci za zrakoplov Dash 8-Q400 iz BADA modela

Pogonski sustav	2 x PW150A	
Snaga pogonskog sustava	2 x 5071 [SHP]	
Maksimalna masa pri uzlijetanju	28998 [kg]	
Penjanje do 5000 ft	IAS [kt]	150
	ROCD [ft/min]	3500
Penjanje do 15000 ft	IAS [kt]	210
	ROCD [ft/min]	1500
Penjanje do 24000 ft	IAS [kt]	210
	ROCD [ft/min]	1200
Krstarenje	Max. TAS [kt]	360
	Operativni plafon leta [ft]	25000

Dakle radi se o zrakoplovu, čiji motori (*Pratt & Whitney PW150A*) pojedinačno stvaraju snagu ekvivalentnu iznosu od 5071 HP, a u mogućnosti su pogoniti zrakoplov maksimalnom brzinom od 360 kt u krstarenju. Prema BADA modelu performansi, zrakoplov s ovom inačicom motora, leteći u čistoj konfiguraciji (s uvučenim zakrilcima i podvozjem) ima koeficijent parazitnog otpora:

- $C_{D0} = 0.027462$, te komponentu koeficijenta induciranog otpora
- $C_{D2} = 0.035427$.

Karakteristični plafoni leta za različite atmosferske uvjete i mase prikazani su u tablici koja slijedi, a podaci su dobiveni iz operativnog priručnika zrakoplova.

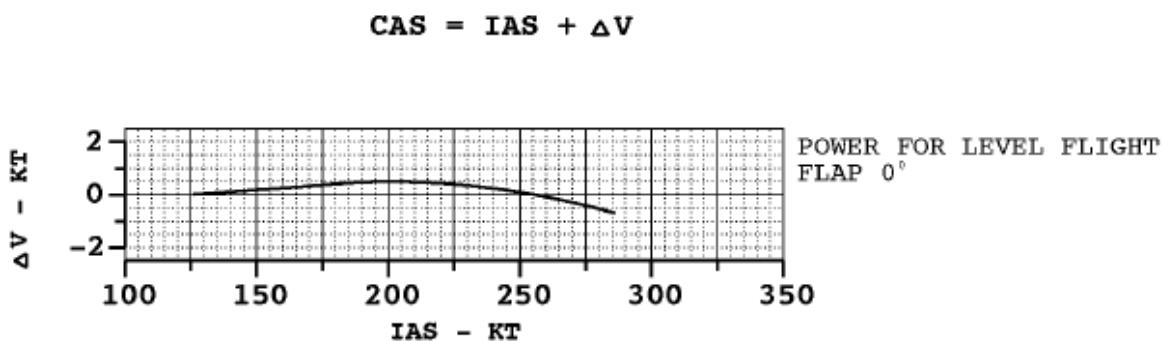
Tablica 2 Karakteristični operativni plafoni leta zrakoplova Dash 8-Q400

Nominalni operativni plafon leta [ft]		25000
Masa 29,000 [kg]	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA	16397
	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA -20°	20033
	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA +20°	12393
Masa 26,000 [kg]	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA	19670
	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA -20°	23056
	Operativni plafon leta s jednim motorom pri ISA +20°	15798

Proizvođač zrakoplova osim što ga je proizveo, zrakoplov je nakon proizvodnje podvrgnuo određenom broju testova u toku njegova certificiranja. Iz navedenih testova proizašli su određeni standardni operativni postupci ili procedure koje su zrakoplovni operateri usvojili, te ih prakticiraju u svakodnevnim operacijama kako bi eksploatacija letjelice bila na optimalnoj razini

što se tiče sigurnosti i operativne efikasnosti. Tako prema standardnoj proceduri za let u slučaju otkaza jednog od motora piloti na motoru u radu postavljaju maksimalan korak i uvode motor u režim koji daje maksimalnu trajnu snagu, dok s druge strane lopatice otkazanog motora postavljaju „na nož“.

Za slučaj zrakoplova Dash 8-Q400 to znači da je brzina vrtnje motora u radu sada trajno 1020 RPM, te da motor radi unutar cijelog raspona trenutno maksimalno mogućeg zakretnog momenta bez ograničenja. Za oba režima leta analizira se let u čistoj konfiguraciji, a graf pretvorbe brzine IAS u CAS prikazan je na slici u nastavku.



Slika 8 Isječak iz operativnog priručnika, graf pretvorbe brzine IAS u CAS

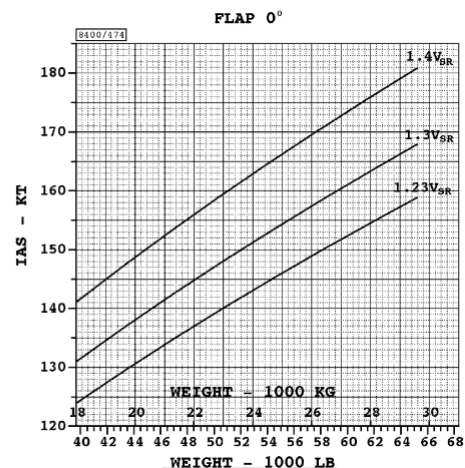
4.1.1. Režimi penjanja

U operativnom priručniku zrakoplova, sadržane su tablice s podacima za izračun relevantnih veličina u penjanju. Ti podaci su: masa zrakoplova, temperatura zraka, te vrijeme, udaljenost i gorivo potrebno za penjanje do navedene visine leta. Proizvođač je osim za uobičajene uvjete leta s oba motora u radu, naveo i podatke za let u slučaju otkaza motora, kako za krstarenje tako i za penjanje. Jedna takva tablica prikazana je za primjer na slici 9. Brzina pri kojoj zrakoplov treba penjati s otkazanim motorom, a da pri tome zadrži određene sigurnosne uvjete, jest $1.23V_{SR}$ gdje V_{SR} označava referentnu brzinu sloma uzgona za datu konfiguraciju. Navedenu je brzinu također moguće dobiti iz operativnog priručnika, očitavanjem iz odgovarajućeg grafa.

Već su ranije spomenute postavke koraka i snage za slučaj otkaza motora, a za slučaj nominalnog penjanja, dakle uz rad oba motora, odabran je režim penjanja TYPE III. Ova vrsta penjanja odabrana je zato što brzina kod ovakvog penjanja najbliže odgovara brzini $1.23V_{SR}$ koja se koristi kod penjanja s jednim motorom. Razlika je ipak u brzini vrtnje propelera koja ovdje poprima vrijednost od 850 okretaja u minuti umjesto 1020. Koristeći navedene grafove moguće je

izračunati brzinu penjanja u ft/min, koju je onda moguće iskoristiti za izračun potiska preko modela ukupne energije.

Single Engine Climb Data				ISA			1020 RPM			DS8400/752			
MASS		26000 kg			28000 kg			29000 kg			29574 kg		
OAT [°C]	FL	Time [min]	Dist [NM]	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [NM]	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [NM]	Fuel [kg]	Time [min]	Dist [NM]	Fuel [kg]
15.0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11.0	20	3	5	63	3	6	68	3	6	72	4	7	74
7.1	40	5	10	98	6	12	110	6	13	117	6	14	121
3.1	60	7	15	134	8	19	152	9	21	163	9	22	170
-0.8	80	9	21	171	10	26	196	11	29	210	12	30	219
-4.8	100	11	28	210	13	34	242	14	38	262	15	40	274
-8.8	120	14	36	253	17	44	295	18	50	321	19	53	337
-12.7	140	17	46	301	21	58	357	23	65	392	24	70	415
-16.7	160	21	59	357	26	76	434	30	88	485	32	96	520
-20.7	180	27	77	427	35	105	541	40	127	626	45	146	693
-24.6	200	35	104	523	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-28.6	220	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-32.5	240	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-34.5	250	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-



Slika 9 Tablica podataka za penjanje s jednim motorom van funkcije i graf brzine V_{SR}

Osim potiska može se izračunati i otpor, za čiji koeficijent je potrebno poznavati koeficijent uzgona, te faktore C_{D0} i C_{D2} . Koeficijent uzgona moguće je izračunati po formuli navedenoj u prethodnom poglavlju, a faktore ukupnog otpora BADA model već posjeduje za odgovarajuću konfiguraciju. Što se tiče raspoložive snage zrakoplova, za njen izračun je potrebno poznavati brzinu vrtnje propelera (koja je za oba slučaja poznata, 850/1020), te zakretni moment čije se maksimalne raspoložive vrijednosti mogu naći u operativnom priručniku zrakoplova. Ovdje se ponovno radi o tablicama koje sadrže korekcije za visinu i temperaturu leta, a zakretni momenti prikazani su u obliku postotka u odnosu na maksimalni nominalni iznos po motoru. Dobivena snaga usporedit će se sa snagom koju daje BADA model, te će se smanjivanjem odstupanja između navedene dvije vrijednosti pronaći korekcija u faktorima C_{D0} i C_{D2} .

4.1.2. Režimi krstarenja

Kod analize i usporedbe režima krstarenja, za jednomotorno krstarenje ponovno vrijede iste postavke snage i koraka, to jest broja okretaja elise, a za uobičajeno krstarenje odabran je tip *Long Range Cruise (LRC)* kao najučestaliji režim u krstarenju među operaterima zbog svog dobrog omjera prijedene udaljenosti i utrošenog goriva. Takav režim ponovno koristi postavku motora s okretajima elise od 850 ciklusa u minuti. Karakteristične veličine koje se analiziraju te uspoređuju iste su kao i kod penjanja: otpor sa svim njegovim koeficijentima, koeficijent uzgona, potisak i snaga. Sve navedene veličine računaju se na jednak način kao i kod penjanja. Razlika je sada u postizanju maksimalne operativne visine leta, to jest operativnog plafona, čiji je iznos manji u letu s jednim motorom. Osim plafona leta manja je i brzina krstarenja zbog povećanja otpora. Tablice na slici 10 prikazuju podatke za oba slučaja koji su korišteni za izračun pojedinih veličina u analizi, a sadržani su u operativnom priručniku zrakoplova.

LONG RANGE CRUISE 850 RPM		ISA				BLEED "ON", "NORM"				ICE PROTECTION Systems "OFF"							
MASS		26000 kg				28000 kg				29000 kg				29574 kg			
OAT [°C]	FL	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]
15.0	0	245	44.5	245	1116	245	45.5	245	1127	245	46.0	245	1134	245	46.3	245	1137
11.0	20	244	45.1	251	1084	245	46.7	252	1103	245	47.2	252	1111	245	47.5	252	1116
7.1	40	237	43.9	251	1030	239	45.5	253	1054	240	46.3	254	1065	240	46.8	254	1071
3.1	60	231	42.5	252	980	233	44.4	254	1008	235	45.8	256	1025	237	46.8	258	1039
-0.8	80	226	41.7	254	940	231	44.8	259	981	234	46.6	262	1005	235	47.4	264	1016
-4.8	100	224	42.0	259	915	229	45.3	265	959	233	47.6	269	988	235	48.7	271	1001
-8.8	120	223	42.9	266	897	231	47.3	275	951	235	49.9	280	981	237	51.2	282	996
-12.7	140	223	44.2	274	883	230	48.3	282	932	232	49.9	284	951	232	50.7	285	961
-16.7	160	222	45.1	281	864	224	47.7	284	896	225	48.8	286	911	226	49.4	286	918
-20.7	180	216	44.2	283	829	217	46.1	284	853	218	47.4	285	871	219	48.2	286	882
-24.6	200	209	42.9	283	791	212	45.6	286	828	213	47.2	288	849	214	48.0	289	861
-28.6	220	204	42.4	285	767	207	45.6	290	813	212	48.2	295	847	214	49.7	298	867
-32.5	240	200	42.3	288	753	209	47.7	301	823	212	49.9	305	852	212	50.7	305	864
-34.5	250	201	43.5	295	760	208	48.1	304	821	209	49.7	306	843	209	50.4	306	854

ICE PROTECTION Systems "ON" - Increase Torque by 0.3% and Fuel Flow by 7 kg/h
BLEED "ON", "MIN" - Reduce Fuel Flow by 0.80%

Single Engine Cruise Data		ISA				1020 RPM				DS8400/752							
MASS		18000 kg				20000 kg				22000 kg				24000 kg			
OAT [°C]	FL	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]	KIAS	TRQ [%]	KTAS	F/F [kg/h]
15.0	0	245	78.4	245	907	245	79.6	245	916	245	80.8	245	926	245	82.3	245	938
11.0	20	245	80.6	252	903	245	81.8	252	913	245	83.1	252	923	245	84.6	252	935
7.1	40	246	82.8	260	902	246	84.0	260	913	246	85.4	260	924	246	86.4	260	939
3.1	60	246	85.1	268	907	246	86.3	268	918	246	87.7	268	929	246	89.3	268	943
-0.8	80	246	87.5	276	914	246	88.7	276	926	246	90.2	276	939	246	91.4	276	950
-4.8	100	257	99.8	297	1023	256	99.8	295	1024	254	99.8	294	1024	253	99.8	292	1024
-8.8	120	251	96.1	299	984	250	96.0	297	983	248	95.8	295	981	246	95.6	293	980
-12.7	140	243	89.8	298	919	241	89.6	296	917	239	89.4	293	916	236	89.1	290	914
-16.7	160	234	84.0	297	860	232	83.8	294	858	230	83.5	291	856	226	83.2	287	854
-20.7	180	226	78.5	295	804	223	78.2	292	802	220	77.9	288	800	216	77.5	283	797
-24.6	200	217	73.2	293	750	214	72.8	289	748	210	72.4	284	745	205	72.0	277	741
-28.6	220	209	68.4	292	703	205	68.1	286	701	200	67.7	279	698	193	67.1	270	694
-32.5	240	200	63.3	288	652	194	62.8	280	648	187	62.2	271	644	176	61.3	255	638
-34.5	250	195	61.0	287	629	189	60.5	277	625	181	59.8	266	620	163	58.5	241	611

Corrections for ICE PROTECTION SYSTEMS "ON":

IAS = minus 2 kt

TAS = minus 4 kt

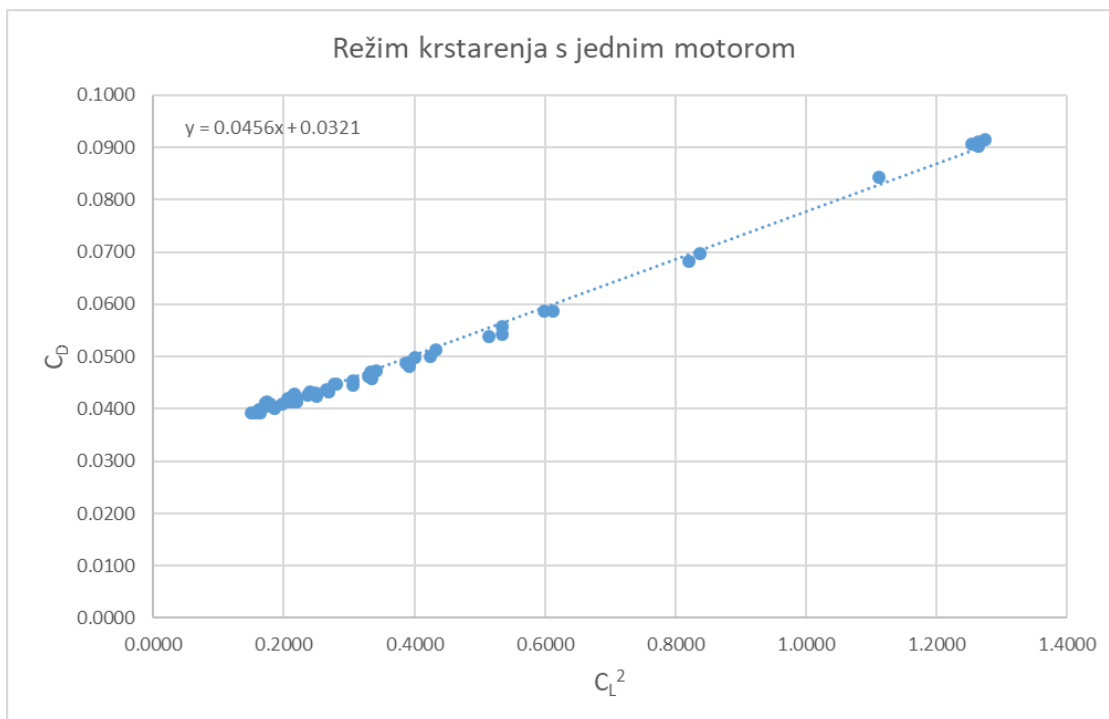
Slika 10 Tablice podataka za krstarenje zrakoplova iz operativnog priručnika

5. Rezultati i validacija rezultata

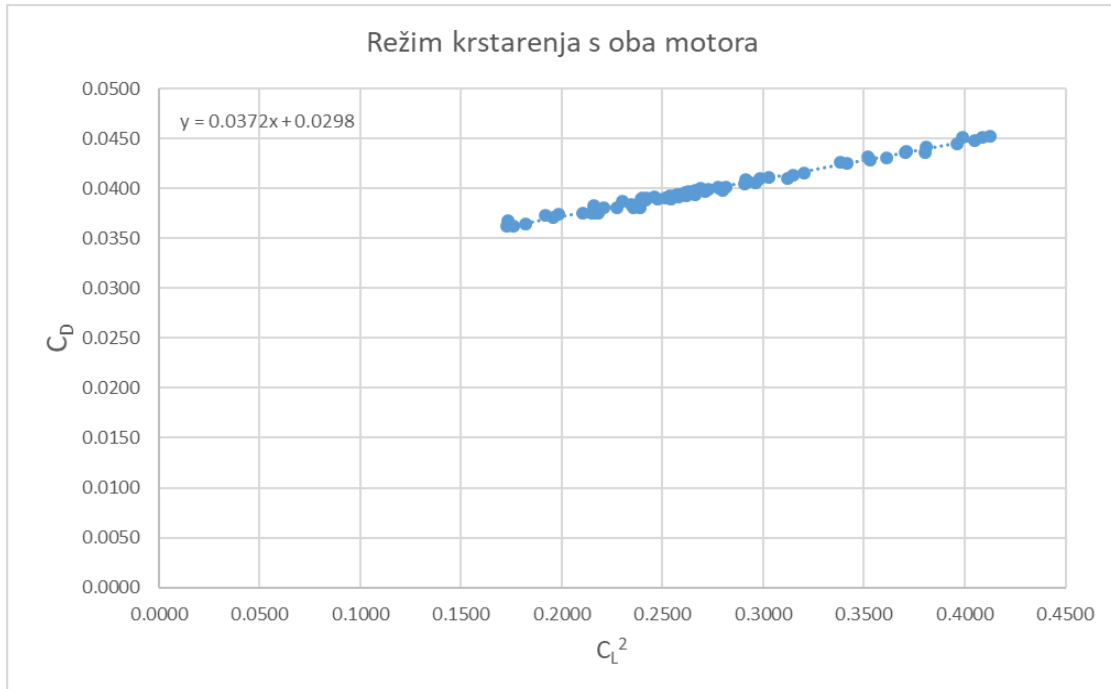
Nakon prikupljanja svih potrebnih podataka iz operativnog priručnika zrakoplova i BADA modela performansi napravljena je tablica u računalnom programu Microsoft Excel, koja je osim prikaza korištena i za izračun onih podataka koji su nedostajali. Ti izračuni i rezultati na koje će se daljnja razrada pozivati prikazani su u obliku dodataka u poglavlju 7. Prvo je analiziran režim krstarenja pa zatim režim penjanja.

5.1. Rezultati u krstarenju

Rezultati za krstarenje prikazani su u dodacima 1 do 4. Vertikalna brzina ovdje jednaka je nuli, pa je uzgon jednak težini zrakoplova, iz čega se može izračunati njegov koeficijent. Brzina krstarenja i zakretni moment poznati su iz tablica operativnog priručnika zrakoplova. Tako se može izračunati i snaga u horizontalnom letu, a koeficijent otpora kombinacijom snage i brzine u zadanim uvjetima. Za obje mase u kombinaciji sa tri različite temperature izračunati su tako koeficijenti uzgona i otpora, čije su ukupne vrijednosti prikazane u obliku grafa zavisnosti koeficijenta otpora i kvadrata koeficijenta uzgona. Iz jednadžbe pravca dobivenog na grafu dobiju se tako koeficijent parazitnog otpora C_{D0} i komponenta koeficijenta induciranog otpora C_{D2} . Grafovi s jednadžbama pravca za obje situacije prikazani su u nastavku.



Slika 11 Graf koeficijenata otpora u krstarenju s jednim motorom



Slika 12 Graf koeficijenta otpora u krstarenju s oba motora

Jednadžba koeficijenta otpora zrakoplova zapisana je u obliku:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2$$

U jednadžbi koeficijent k predstavlja komponentu induciranog otpora C_{D2} i tako poznavajući jednadžbe pravca moguće je jednostavno očitati odgovarajuće koeficijente za oba slučaja krstarenja.

Za let s otkazom motora C_{D0} iznosi 0.0321, a C_{D2} jednak je 0.0456.

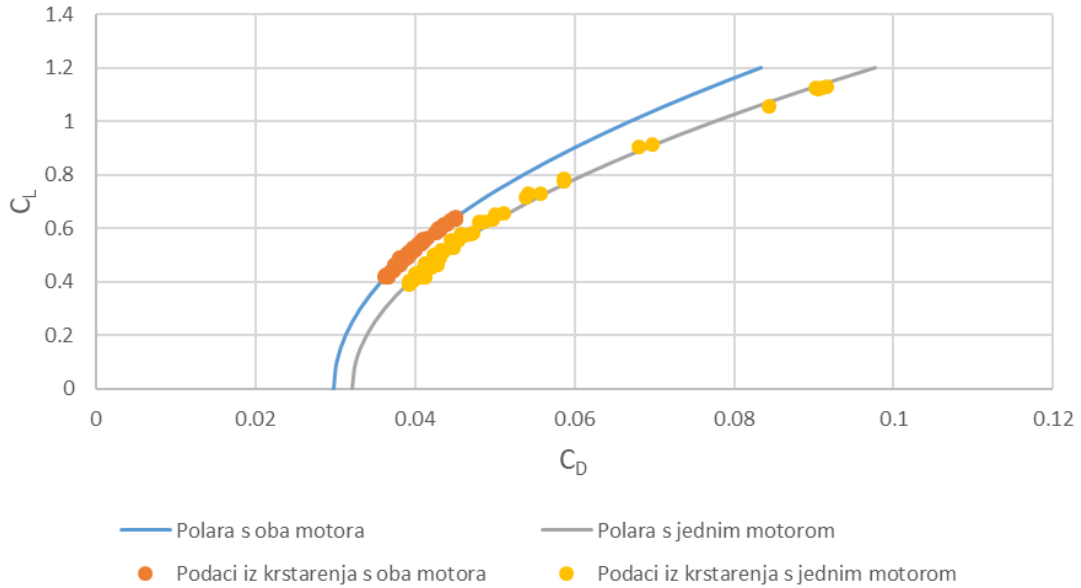
Za let s oba motora u radu C_{D0} iznosi 0.0298, a C_{D2} 0.0375.

Očekivano oba iznosa su veća kod leta s motorom van funkcije. Prema određenim koeficijentima, prikazane su njihove polare otpora na slici 13.

Kod krstarenja s jednim motorom uočava se povećanje koeficijenta otpora. Na primjer, promatra li se iznos koeficijenta uzgona od 0.8 vidi se da kod leta s oba motora taj uzgon izaziva koeficijent otpora od približno 0.054, dok kod leta s jednim motorom van funkcije ta vrijednost iznosi približno 0.061.

Povuku li se iz ishodišta tangente na polare, na mjestima dodira dva pravca naći će se najbolje finese za oba slučaja.

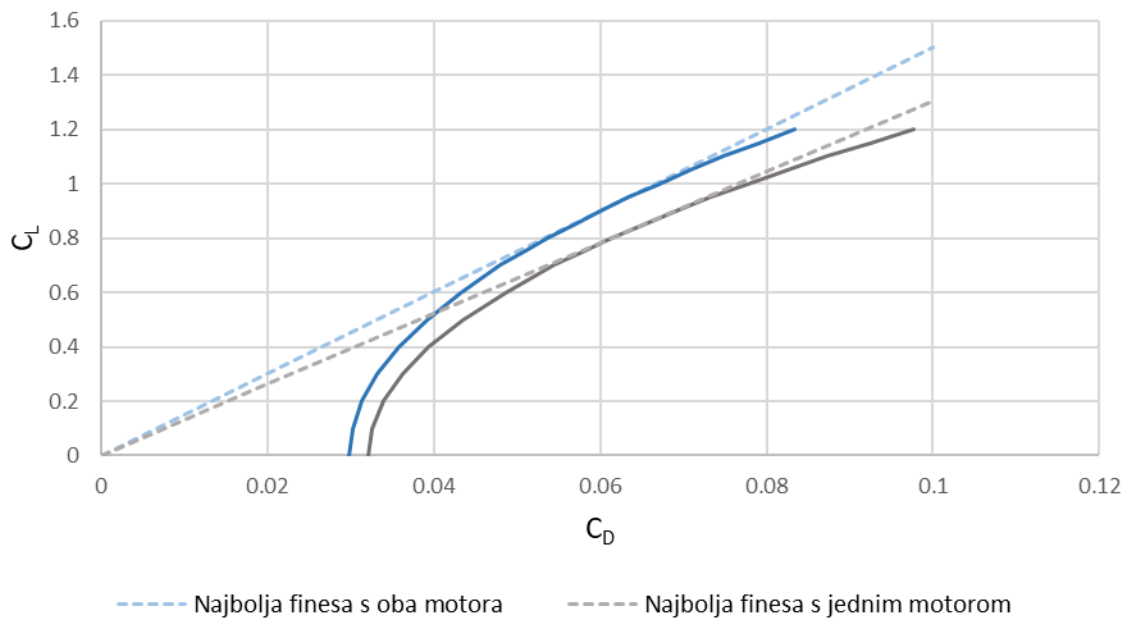
Polare zrakoplova



Slika 13 Polare zrakoplova u različitim uvjetima

Finesa predstavlja omjer uzgona i otpora zrakoplova ili omjer prijeđene udaljenosti za promatranu promjenu visine. U ovom slučaju radi se o maksimalnom iznosu toga omjera, dakle veličinama koje vrijede za najbolji dolet. Najbolje finese za dva slučaja prikazane su na grafu u nastavku.

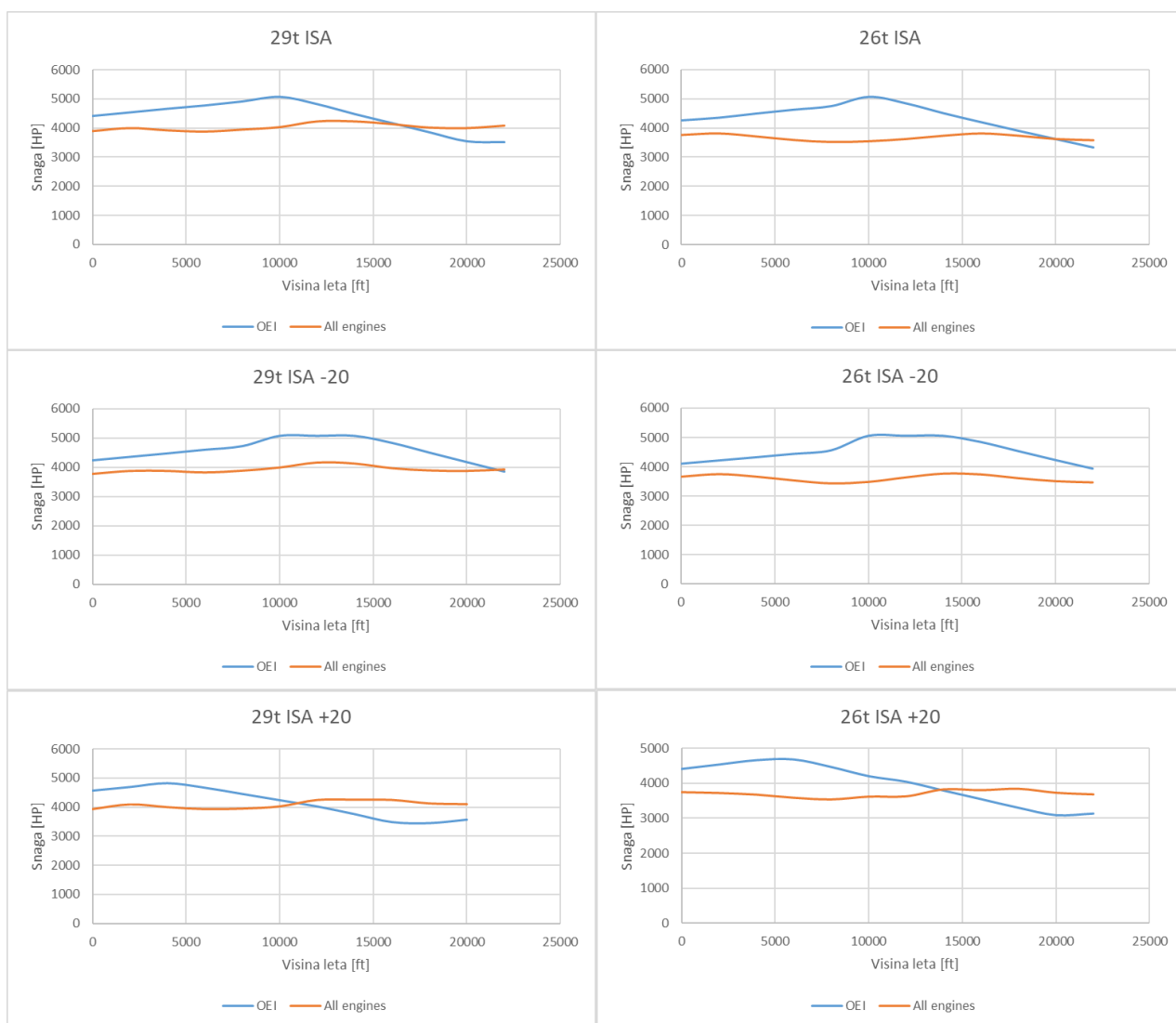
Finesa zrakoplova



Slika 14 Najbolje finese zrakoplova

Kod leta s oba motora omjer uzgona i otpora poprima vrijednost 15, što znači da za svakih 15 jedinica prijeđene udaljenosti zrakoplov promjeni visinu za odgovarajuću jednu jedinicu (npr. za svakih 15 metara prijeđenih horizontalno zrakoplov promijeni visinu za 1 metar). Kod leta s otkazom taj broj je nešto manji, 13. Rezultati polare i finesa su očekivani kada se promatra međusobni odnos ali možda ne i kada bi se promatrala veličina poremećaja za let s otkazom motora.

Do odstupanja od očekivanog došlo je kod analize snaga potrebnih za horizontalan let u krstarenju koje su prikazane na grafovima u nastavku.



Slika 15 Grafovi snaga potrebnih za horizontalan let

Kada se promatra let s oba motora u radu u svim slučajevima za masu od 29 tona potrebna snaga raste porastom visine, kako treba i biti, zrak postaje sve rjeđi pa motori moraju više raditi kako bi održali zrakoplov u zraku. No isto ne vrijedi za ostatak primjera istog režima kao ni za sve slučajeve

leta s otkazanim motorom. Ovdje grafovi prikazuju inicijalni porast pa zatim pad potrebne snage za održavanje horizontalnog leta, što ne može biti točno. Štoviše čak prema određenim primjerima potrebna snaga je veća za održavanje nominalnih uvjeta leta nego za let s otkazom (oba primjera krstarenja u standardnim uvjetima i oba primjera krstarenja s odstupanjem -20° od standardne). Podaci za ove režime skupljeni su iz operativnog priručnika zrakoplova koji su prikazani na slici 10.

5.2. Rezultati u penjanju

Rezultati u penjanju s jednim motorom prikazani su u dodatku 5 i 6. Nakon postavljenih atmosferskih uvjeta i odgovarajućih brzina izračunat je ESF ili *Energy Share Factor*. Na rezultate u penjanju dominantno su utjecale brzine penjanja (*ROCD*) dobivene interpolacijom vrijednosti koje se nalaze u operativnom priručniku u obliku tablica opisanih u prethodnom poglavlju, a inicijalno postavljeni koeficijenti otpora (koji će se kasnije korigirati) su iz BADA3 aerodinamičkog modela. Koeficijent uzgona ovdje poprima relativno veliku vrijednost (preko 1) iz razloga što se radi o maloj brzini koja zahtjeva veliki napadni kut (penjanje). Potisak je sada moguće izračunati kombinacijom prethodno dobivenih varijabli, a pošto su poznati iznosi vrtnje propelera i raspoloživi zakretni moment (korigiran u odgovarajućim tablicama u operativnom priručniku za visinu i temperaturu) moguće je izračunati i snagu prema operativnom priručniku zrakoplova. S druge strane snaga koju daje BADA model izračunata je korištenjem potiska, brzine i iskoristivosti elise koja se iteracijom uz poznate karakteristike propelera također da izračunati. Naposljetku dodan je i stupac „delta“ koji predstavlja međusobno odstupanje dviju snaga u obliku postotka. Taj stupac promatrat će se kao glavni alat za pronalazak novih koeficijenata otpora za oba slučaja penjanja, jer će upravo on izravno prikazivati utjecaj promjene otpora.

Koeficijenti otpora koji su inicijalno korišteni u izračunima, $C_{D0} = 0.027462$ i $C_{D2} = 0.035427$ BADA model računao je kao prosjek koeficijenata svih masa ovog zrakoplova te oni kao takvi nisu davali dovoljno točne rezultate za ovaj slučaj. Koristeći stupac „delta“ navedeni koeficijenti mogu se korigirati tako da prosjek odstupanja za kombinaciju dvije mase i tri temperature bude 0.0 %. No problem je što za takav ishod postoji više mogućih kombinacija rješenja (kombinacija iznosa C_{D0} i C_{D2}). Kao nove polazne vrijednosti koeficijenata uzete su vrijednosti dobivene iz režima krstarenja, $C_{D0} = 0.0321$ i $C_{D2} = 0.0456$ za let s otkazom motora te $C_{D0} = 0.0372$ i $C_{D2} = 0.0298$ za let s oba motora u radu. Korigiranjem ovih iznosa prosjeci odstupanja stupca „delta“ smanjivali su se postupno. Konačne ukupne vrijednosti koeficijenata otpora za dvije mase (29000 kg i 26000 kg u kombinaciji sa tri varijacije temperatura) koje su odgovarale ukupnom prosječnom odstupanju od 0.0% iznose:

- $C_{D0} = 0.0321$ i
- $C_{D2} = 0.03526$ za slučaj s jednim motorom van funkcije.

S druge strane let s oba motora rezultirao je s iznosima od

- $C_{D0} = 0.0222$
- $C_{D2} = 0.0231$.

Potpuni rezultati za penjanje prikazani su u dodacima od 5 do 8, a tablica 4 i dodatak 9 prikazuje međukorake u računanju za penjanje s jednim motorom, to jest inicijalne rezultate koje su dobiveni korištenjem koeficijenata iz BADA modela koji su kasnije korigirani.

Na isječcima dodataka s prvim rezultatima vide se pojedinačna i prosječna odstupanja za kombinacije promatranih masa i temperatura. Ukupna prosječna odstupanja prikazana u stupcu „delta“ za obje mase iznose -3.8 % korištenjem nominalnih koeficijenata otpora iz BADA modela.

Isto vrijedi za rezultate u penjanju s oba motora u radu. Razlika je naravno u raspoloživoj snazi koja je sada veća pa su potrebni zakretni momenti za približno jednak režim leta manji. Osim što rade oba motora nije više prisutan dodatan otpor kojeg je prouzrokovao otkaz motora i stav zrakoplova potreban za korekciju nastale nesimetrije u letu.

Očekivano i tablice penjanja u operativnom priručniku zrakoplova sada prikazuju veće vertikalne brzine (brzine penjanja) što se očituje u sili potiska unatoč približno jednakim iznosima kalibriranih brzina zrakoplova (157.5 kt za slučaj otkaza motora i 160.25 kt za odabrano nominalno penjanje).

Tablica 3 Usporedba dobivenih koeficijenata otpora iz različitih režima i BADA 3 modela

REŽIM LETA		OBA MOTORA	OTKAZ MOTORA
PENJANJE	C_{D0}	0.222	0.0321
	C_{D2}	0.231	0.03526
KRSTARENJE	C_{D0}	0.0372	0.0321
	C_{D2}	0.0298	0.0456
BADA 3	C_{D0}	0.027462	-
	C_{D2}	0.035427	-

Tablica 4 Usporedba inicijalnih i konačnih rezultata za masu 29 000 kg i ISA uvjete u slučaju penjanja jednim motorom

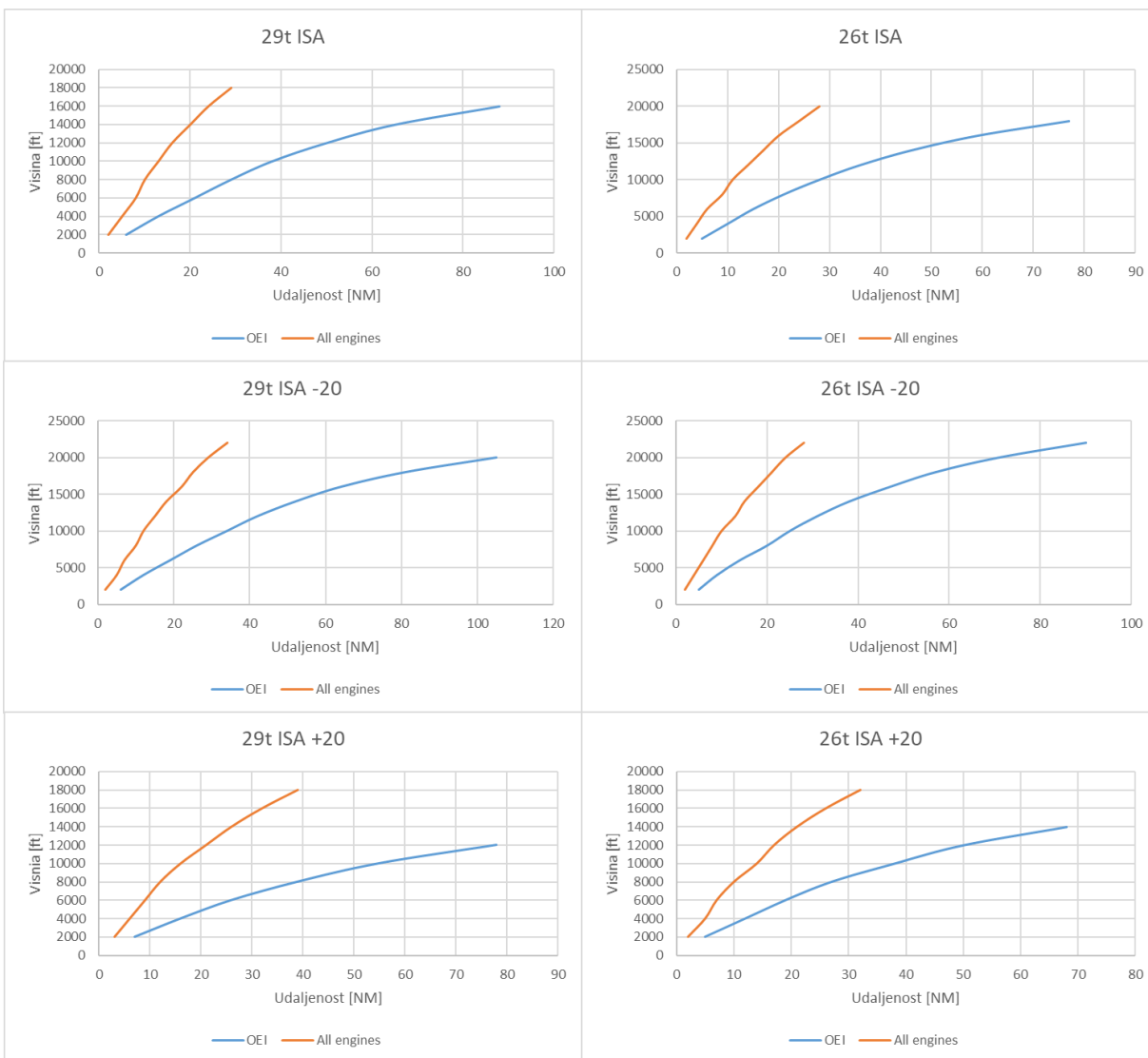
ISA $m = 29\,000\text{ kg}$, $C_{D0} = 0.02746$, $C_{D2} = 0.03543$ -4 %										
Hp	RoC	C_L	C_D	D	T	η	TRQ _{max}	Pa _{BADA}	Pa _{AOM}	δ
ft	ft/min			N	N		%	W	W	
2000	667	1.125	0.0723	18279	30221	0.746	100.0	3375152	3781648	-10.7%
4000	667	1.130	0.0727	18297	29936	0.748	100.0	3429720	3781648	-9.3%
6000	800	1.135	0.0731	18317	31928	0.749	100.0	3753561	3781648	-0.7%
8000	800	1.141	0.0735	18339	31602	0.751	99.4	3811461	3760480	1.4%
10000	571	1.146	0.0740	18363	27594	0.757	93.9	3399228	3550930	-4.3%
12000	444	1.153	0.0746	18390	25385	0.763	88.0	3193762	3326139	-4.0%
14000	333	1.160	0.0751	18420	23531	0.768	82.6	3026312	3124209	-3.1%
16000	235	1.168	0.0758	18453	21968	0.773	77.6	2889847	2933708	-1.5%
ISA $m = 29\,000\text{ kg}$, $C_{D0} = 0.0321$, $C_{D2} = 0.03526$ -0.2 %										
Hp	RoC	C_L	C_D	D	T	η	TRQ _{max}	Pa _{BADA}	Pa _{AOM}	δ
ft	ft/min			N	N		%	W	W	
2000	667	1.125	0.0768	19397	31340	0.746	100.0	3500073	3781648	-7.4%
4000	667	1.130	0.0771	19410	31050	0.748	100.0	3557295	3781648	-5.9%
6000	800	1.135	0.0775	19425	33036	0.749	100.0	3883837	3781648	2.7%
8000	800	1.141	0.0780	19441	32704	0.751	99.4	3944409	3760480	4.9%
10000	571	1.146	0.0784	19459	28690	0.757	93.9	3534246	3550930	-0.5%
12000	444	1.153	0.0790	19479	26474	0.763	88.0	3330805	3326139	0.1%
14000	333	1.160	0.0795	19502	24613	0.768	82.6	3165461	3124209	1.3%
16000	235	1.168	0.0802	19527	23042	0.773	77.6	3031137	2933708	3.3%

Međukoraci u računanju za penjanje s oba motora prikazani su u dodacima 10 i 11. U tablici 4 dana je usporedba inicijalnih i konačnih rezultata odstupanja raspoložive snage za 29000 kg u ISA uvjetima i za oba motora u radu. Korekcijom koeficijenta otpora, postiže se bolja podudarnost raspoloživih snaga.

Tablica 5 Usporedba inicijalnih i konačnih rezultata za masu 29 000 kg i ISA uvjete u slučaju penjanja s oba motora

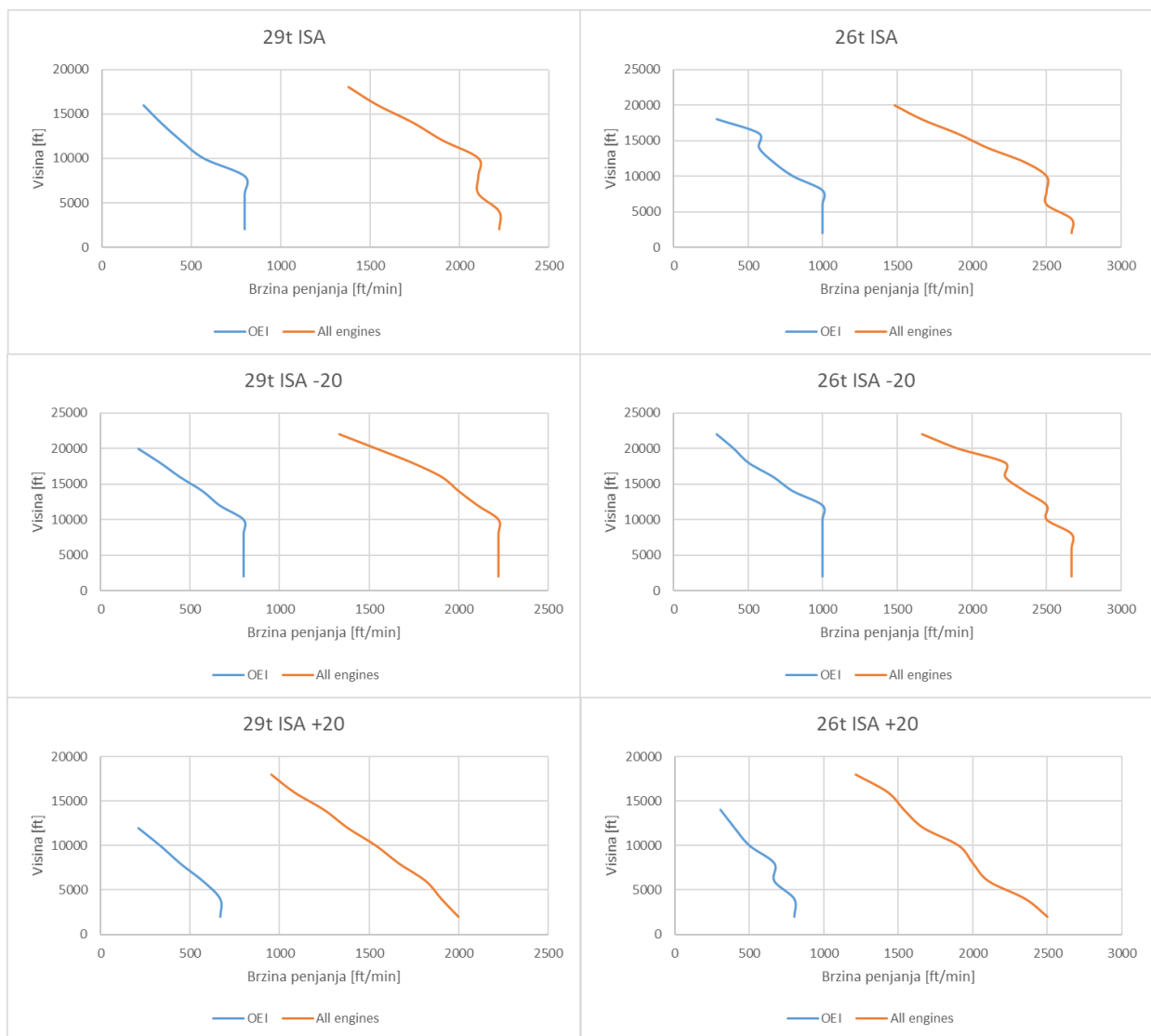
ISA $m = 29\,000\text{ kg}$, $C_{D0} = 0.02746$, $C_{D2} = 0.03543$, $n = 850\text{ RPM}$ -11.9 %										
Hp	RoC	C_L	C_D	D	T	η	TRQ _{max}	Pa _{BADA}	Pa _{AOM}	δ
ft	ft/min			N	N		%	W	W	
2000	2222	1.087	0.0693	18138	57306	0.712	96	6818992	6050637	12.7%
4000	2222	1.092	0.0697	18154	56332	0.714	96	6872195	6050637	13.6%
6000	2105	1.097	0.0701	18172	53424	0.716	96	6683641	6050637	10.5%
8000	2105	1.102	0.0705	18191	52547	0.718	96	6743632	6050637	11.5%
10000	2105	1.108	0.0710	18213	51692	0.720	96	6807247	6050637	12.5%
12000	1905	1.115	0.0715	18237	48033	0.726	91.3	6455378	5754408	12.2%
14000	1739	1.108	0.0710	18213	44328	0.734	86.7	6107298	5464482	11.8%
16000	1538	1.116	0.0716	18242	40753	0.740	82.2	5735132	5180858	10.7%
ISA $m = 29\,000\text{ kg}$, $C_{D0} = 0.0222$, $C_{D2} = 0.0231$, $n = 850\text{ RPM}$ -0.3 %										
Hp	RoC	C_L	C_D	D	T	η	TRQ _{max}	Pa _{BADA}	Pa _{AOM}	δ
ft	ft/min			N	N		%	W	W	
2000	2222	1.087	0.0495	12950	52117	0.712	96	6201646	6050637	2.5%
4000	2222	1.092	0.0497	12955	51134	0.714	96	6238024	6050637	3.1%
6000	2105	1.097	0.0500	12962	48214	0.716	96	6031877	6050637	-0.3%
8000	2105	1.102	0.0503	12969	47324	0.718	96	6073455	6050637	0.4%
10000	2105	1.108	0.0506	12977	46456	0.720	96	6117782	6050637	1.1%
12000	1905	1.115	0.0509	12987	42782	0.726	91.3	5749749	5754408	-0.1%
14000	1739	1.108	0.0506	12978	39093	0.734	86.7	5385949	5464482	-1.4%
16000	1538	1.116	0.0510	12989	35500	0.740	82.2	4995833	5180858	-3.6%

Osim koeficijenta otpora promatran je i vertikalni profil leta u penjanju, to jest i brzine penjanja za dva različita slučaja. Sa konačnim rezultatima za penjanje, grafovi ovisnosti udaljenosti i vertikalnih brzina o visini leta prikazani su u nastavku.



Slika 16 Usporedba putanja u penjanju za penjanje s otkazom motora (OEI) i oba motora u radu (All engines)

Rezultati očekivano prikazuju strmiju putanju leta za normalne uvjete, dakle let s oba motora radeća. Tako na primjer isti zrakoplov mase 29000 kg nakon prijeđenih 40 nautičkih milja u penjanju s odstupanjem u temperaturi od +20° dostigne visinu od 18000 ft s oba motora u radu, dok u slučaju otkaza motora za istu udaljenost popne tek 8000 ft. Razlika nije zanemariva jer se radi o 10000 ft što je približno jednako 3 km. Razlika vertikalnih brzina slijedi na slici 17.



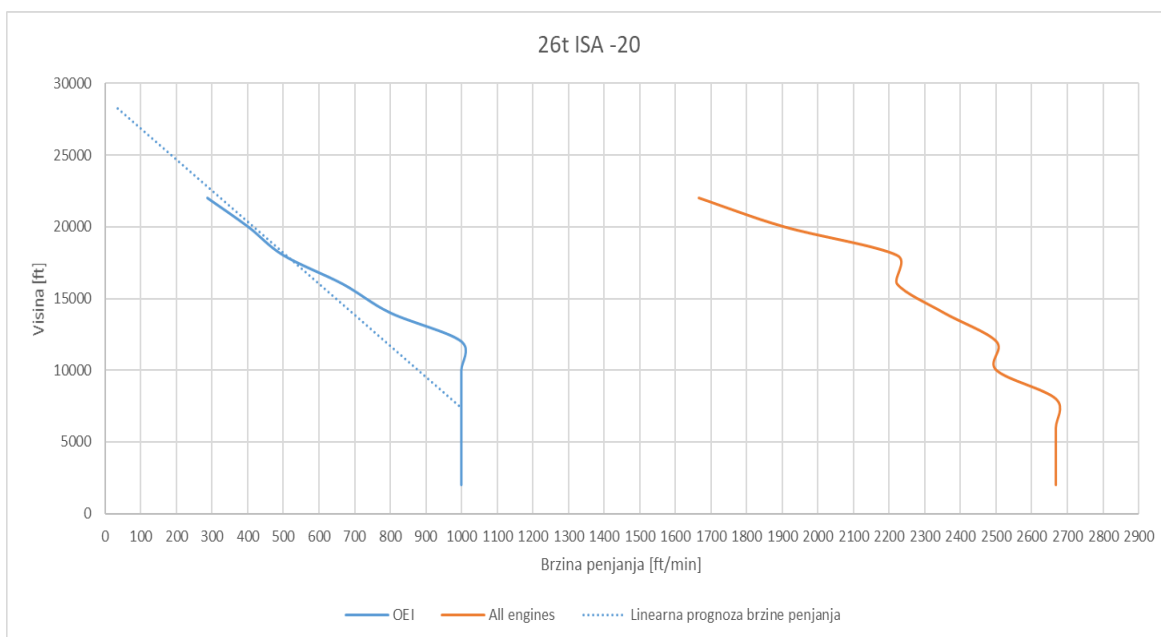
Slika 17 Usporedba vertikalnih brzina

Shodno grafovima na prethodnoj stranici dalo se zaključiti da će i vertikalne brzine opadati sa porastom visine. Degradacija performansi je otprilike jednaka, no početne vrijednosti se razlikuju zbog razlike u broju radećih motora. Promatra li se vertikalna brzina pri standardnim uvjetima na visini od 11000 ft za masu od 29000 kg, zrakoplov s otkazanim motorom postiže 500 ft u minuti za razliku od nominalne vrijednosti od približno 2000 ft u minuti. U dodacima 5 i 6 promatrajući brzine penjanja može se primijetiti kontradiktoran slijed podataka prema kojemu vertikalna brzina porastom visine prvo raste pa onda opada, grafovi su ispravljani za navedenu pogrešku koja je najvjerojatnije nastala zaokruživanjem pojedinih vrijednosti prilikom računanja.

5.3. Ostali rezultati

Od ostalih rezultata promatrala se procedura *Drift-down* kao i plafoni leta za pojedine slučajeve. Kod oba slučaja podaci iz operativnog priručnika ponovno nisu dali dovoljno dobre podatke za provođenje ovako postavljene analize. Što se tiče procedure snižavanja na plafon leta s jednim motorom, operativni priručnik sadrži ograničenu količinu podataka za slučajeve koji se analiziraju u radu. Tablica podataka za snižavanje pri temperaturi ISA ne sadrži podatke za masu od 26 tona, a tablica za snižavanje pri temperaturi ISA -20° ne postoji (najvjerojatnije zbog dovoljno dobrih performansi zrakoplova u takvim uvjetima za koje precizniji proračuni nisu potrebni). Iz tih razloga rezultati u ovom segmentu nisu izneseni kako bi se izbjegla polovična analiza. Unatoč tome valja reći kako je proizvođač iznio konkretne vrijednosti operativnih plafona leta za slučaj leta s jednim motorom koji su već prikazani u tablici 2.

Promatrajući grafove brzina penjanja na slici 20 da se zaključiti da bi plafoni leta za oba slučaja prešli vrijednosti iza kojih stoji operativni priručnik zrakoplova. Kod normalnog režima leta s oba motora u radu to nije problem pošto je plafon leta zrakoplova Dash 8-Q400 ograničen poglavito zbog dostupnosti kisika u putničkoj kabini. No kod leta s otkazom motora analiza bi prikazala da zrakoplov prelazi svoje mogućnosti. Ako bi se krivulje u grafu prikazale linearno, one prelaze vrijednosti navedene u tablici 2 (a pitanje je da li je pad vertikalne brzine s porastom visine linearan). U nastavku je prikazan takav slučaj s masom od 26 tona u uvjetima ISA -20°, prema prognozi apsolutni plafon nalazi se na visini preko 25000 ft što je nominalni plafon leta zrakoplova.



Slika 18 Prognoza plafona leta

6. Zaključak

Sa sve većim porastom svih oblika prometa posljednjeg stoljeća simulacije i prognoze danas predstavljaju iznimno koristan alat u planiranju prometnih tokova. Tako ni zrakoplovstvo nije iznimka, štoviše jedna je od najbrže rastućih grana koja i dalje zadržava pozitivan trend. Precizne prognoze bitne su za optimalno planiranje i upravljanje resursima kako bi se troškovi sveli na minimum, zarada maksimalno povećala, a pri tom se cjelokupna industrija održala na određenoj razini sigurnosti. BADA model performansi jedan je od alata kojim se suvremena zrakoplovna industrija (njen operativni dio) koristi kako bi predvidjela ponašanja i putanje zrakoplova u njihovim svakodnevnim operacijama, sa preko 1000 zabilježenih korisnika širom svijeta (koji uključuju fakultete, pružatelje usluga kontrole zračnog prometa, zrakoplovne kompanije, pružatelje usluge navigacije u zračnom prostoru itd.). Podaci za izvedene izračune bili su u određenim segmentima ograničeni, kao na primjer podaci za snižavanje na plafon leta s jednim motorom u službenim priručnicima zrakoplova. Rad je unatoč tome približio problem nedostatka podataka što može poslužiti kao polazište za buduće optimizacije. Analizom rezultata rada vidljiva je nepotpunost modela u promatranom segmentu, koja uzimajući u obzir kompleksnost operacija kojima služi, te sve većem broju korisnika modela dobiva na težini. Uvođenje ovakvih izračuna kao svojevrzne nadopune modelu povećalo bi svestranost modela u vidu povećanja razine sigurnosti (na koje je zrakoplovna zajednica najviše osjetljiva) koja bi se primijenila kroz operacije planiranja prometa.

U svakom slučaju valja ispitati isplativost nadopune navedenog alata u odnosu na frekventnost pojave događaja za koje je nadopuna izrađena. Ipak za određeno temeljitije istraživanje koje bi šire i detaljnije obuhvatilo problematiku potreban je više nego jedan čovjek, a vjerovatno i više nego jedan alat i metoda za razliku od resursa koji su bili na raspolaganju u vrijeme izrade ovog rada. To povećanje potrebnih resursa uzrokuje i veći trošak financijski kao i vremenski, što znači da se potreba za ovakvim dodatkom već uhodanom i dokazanom sustavu morala kvalitetno procijeniti.

7. Dodaci

Dodatak 1 Podaci krstarenja s jednim motorom za masu 29t

Hp [ft]	TRQ [%]	TAS [kt]	Ma	S [m ²]		p [Pa]	dT [K]	T [K]	rho [kg/m ³]	eta	m [kg]	P [W]	cd	cl	cl ²
0	86.9	245	0.37	63.08	1020 RPM	101325	0	288.15	1.2250	0.8175	29000	3286252	0.0425	0.4634	0.2147
2000	89.3	252	0.38	63.08	max cont.	94212	0	284.19	1.1549	0.8175	29000	3377012	0.0426	0.4646	0.2158
4000	91.8	260	0.40	63.08		87509	0	280.23	1.0879	0.8177	29000	3471553	0.0423	0.4633	0.2146
6000	94	268	0.41	63.08		81197	0	276.26	1.0239	0.8179	29000	3554749	0.0420	0.4633	0.2146
8000	96.7	276	0.43	63.08		75259	0	272.30	0.9628	0.8178	29000	3656854	0.0421	0.4645	0.2158
10000	99.8	285	0.45	63.08		69678	0	268.34	0.9046	0.8179	29000	3774085	0.0420	0.4637	0.2150
12000	94.9	284	0.45	63.08		64437	0	264.38	0.8491	0.8172	29000	3588784	0.0430	0.4975	0.2475
14000	88.2	278	0.44	63.08		59520	0	260.41	0.7962	0.8156	29000	3335414	0.0454	0.5537	0.3066
16000	82.1	271	0.43	63.08		54911	0	256.45	0.7459	0.8134	29000	3104733	0.0487	0.6219	0.3868
18000	75.9	261	0.42	63.08		50595	0	252.49	0.6981	0.8100	29000	2870271	0.0539	0.7165	0.5133
20000	69.8	240	0.39	63.08		46558	0	248.53	0.6526	0.8010	29000	2639590	0.0681	0.9063	0.8215
22000	69.2	223	0.37	63.08		42787	0	244.56	0.6095	0.7882	29000	2616901	0.0902	1.1241	1.2637
0	83.6	236	0.37	63.08		101325	-20	268.15	1.3164	0.8175	29000	3161458	0.0425	0.4647	0.2160
2000	85.9	243	0.38	63.08		94212	-20	264.19	1.2423	0.8176	29000	3248436	0.0424	0.4644	0.2157
4000	88.2	250	0.40	63.08		87509	-20	260.23	1.1715	0.8176	29000	3335414	0.0424	0.4653	0.2165
6000	90.6	258	0.41	63.08		81197	-20	256.26	1.1038	0.8178	29000	3426173	0.0421	0.4637	0.2150
8000	93	266	0.43	63.08		75259	-20	252.30	1.0392	0.8180	29000	3516933	0.0419	0.4634	0.2147
10000	99.8	280	0.46	63.08		69678	-20	248.34	0.9774	0.8186	29000	3774085	0.0410	0.4446	0.1977
12000	99.8	285	0.47	63.08		64437	-20	244.38	0.9186	0.8183	29000	3774085	0.0413	0.4566	0.2085
14000	99.8	291	0.48	63.08		59520	-20	240.41	0.8625	0.8183	29000	3774085	0.0414	0.4665	0.2176
16000	95.1	290	0.48	63.08		54911	-20	236.45	0.8090	0.8176	29000	3596347	0.0424	0.5008	0.2508
18000	88.7	285	0.48	63.08		50595	-20	232.49	0.7581	0.8162	29000	3354322	0.0445	0.5533	0.3061
20000	82.4	277	0.47	63.08		46558	-20	228.53	0.7097	0.8138	29000	3116078	0.0481	0.6256	0.3914
22000	76.1	265	0.45	63.08		42787	-20	224.56	0.6638	0.8097	29000	2877834	0.0543	0.7309	0.5343
0	90.2	253	0.37	63.08		101325	20	308.15	1.1455	0.8173	29000	3411047	0.0428	0.4647	0.2159
2000	92.7	261	0.38	63.08		94212	20	304.19	1.0790	0.8175	29000	3505588	0.0426	0.4635	0.2149
4000	95.3	269	0.40	63.08		87509	20	300.23	1.0154	0.8176	29000	3603911	0.0425	0.4637	0.2150
6000	92.2	270	0.40	63.08		81197	20	296.26	0.9548	0.8170	29000	3486680	0.0432	0.4895	0.2396
8000	87.9	268	0.40	63.08		75259	20	292.30	0.8970	0.8159	29000	3324069	0.0448	0.5289	0.2797
10000	83.6	265	0.40	63.08		69678	20	288.34	0.8418	0.8145	29000	3161458	0.0470	0.5763	0.3321
12000	79.3	261	0.40	63.08		64437	20	284.38	0.7894	0.8127	29000	2998847	0.0498	0.6336	0.4015
14000	74	251	0.38	63.08		59520	20	280.41	0.7394	0.8088	29000	2798420	0.0557	0.7314	0.5349
16000	68.5	232	0.36	63.08		54911	20	276.45	0.6920	0.8000	29000	2590429	0.0698	0.9148	0.8369
18000	67.8	216	0.34	63.08		50595	20	272.49	0.6468	0.7875	29000	2563957	0.0916	1.1289	1.2745
20000	70.2	224	0.35	63.08		46558	20	268.53	0.6040	0.7877	29000	2654717	0.0911	1.1242	1.2638

Dodatak 2 Podaci krstarenje s jednim motorom za masu 26t

Hp [ft]	TRQ [%]	TAS [kt]	Ma	S [m ²]		p [Pa]	dT [K]	T [K]	rho [kg/m ³]	eta	m [kg]	P [W]	cd	cl	cl ²
0	84	245	0.37	63.08	1020 RPM	101325	0	288.15	1.2250	0.8185	26000	3176584	0.0411	0.4154	0.1726
2000	85.8	252	0.38	63.08	max cont.	94212	0	284.19	1.1549	0.8186	26000	3244654	0.0409	0.4165	0.1735
4000	88.6	260	0.40	63.08		87509	0	280.23	1.0879	0.8187	26000	3350540	0.0408	0.4154	0.1725
6000	91.2	268	0.41	63.08		81197	0	276.26	1.0239	0.8187	26000	3448863	0.0408	0.4154	0.1725
8000	93.6	276	0.43	63.08		75259	0	272.30	0.9628	0.8187	26000	3539623	0.0407	0.4165	0.1734
10000	99.8	290	0.45	63.08		69678	0	268.34	0.9046	0.8194	26000	3774085	0.0398	0.4015	0.1612
12000	95.4	290	0.46	63.08		64437	0	264.38	0.8491	0.8188	26000	3607692	0.0406	0.4278	0.1830
14000	88.8	286	0.45	63.08		59520	0	260.41	0.7962	0.8179	26000	3358104	0.0420	0.4690	0.2200
16000	82.8	282	0.45	63.08		54911	0	256.45	0.7459	0.8168	26000	3131205	0.0436	0.5150	0.2652
18000	77	276	0.45	63.08		50595	0	252.49	0.6981	0.8150	26000	2911869	0.0462	0.5744	0.3300
20000	71.4	268	0.44	63.08		46558	0	248.53	0.6526	0.8125	26000	2700097	0.0501	0.6517	0.4247
22000	65.8	253	0.42	63.08		42787	0	244.56	0.6095	0.8069	26000	2488324	0.0587	0.7830	0.6131
0	80.8	236	0.37	63.08		101325	-20	268.15	1.3164	0.8185	26000	3055572	0.0411	0.4166	0.1736
2000	83	243	0.38	63.08		94212	-20	264.19	1.2423	0.8186	26000	3138768	0.0410	0.4164	0.1734
4000	85.2	250	0.40	63.08		87509	-20	260.23	1.1715	0.8186	26000	3221964	0.0410	0.4172	0.1740
6000	87.5	258	0.41	63.08		81197	-20	256.26	1.1038	0.8188	26000	3308942	0.0406	0.4157	0.1728
8000	89.9	266	0.43	63.08		75259	-20	252.30	1.0392	0.8189	26000	3399702	0.0405	0.4154	0.1726
10000	99.8	284	0.46	63.08		69678	-20	248.34	0.9774	0.8198	26000	3774085	0.0393	0.3875	0.1501
12000	99.8	290	0.48	63.08		64437	-20	244.38	0.9186	0.8198	26000	3774085	0.0392	0.3954	0.1563
14000	99.8	296	0.49	63.08		59520	-20	240.41	0.8625	0.8197	26000	3774085	0.0393	0.4042	0.1634
16000	95.6	296	0.49	63.08		54911	-20	236.45	0.8090	0.8192	26000	3615256	0.0401	0.4309	0.1857
18000	89.4	293	0.49	63.08		50595	-20	232.49	0.7581	0.8184	26000	3380793	0.0413	0.4693	0.2203
20000	83.3	288	0.49	63.08		46558	-20	228.53	0.7097	0.8170	26000	3150113	0.0433	0.5189	0.2692
22000	77.4	282	0.48	63.08		42787	-20	224.56	0.6638	0.8153	26000	2926996	0.0458	0.5787	0.3349
0	87.1	253	0.37	63.08		101325	20	308.15	1.1455	0.8183	26000	3293816	0.0413	0.4166	0.1736
2000	89.6	261	0.38	63.08		94212	20	304.19	1.0790	0.8185	26000	3388357	0.0411	0.4156	0.1727
4000	92.1	269	0.40	63.08		87509	20	300.23	1.0154	0.8185	26000	3482898	0.0410	0.4157	0.1728
6000	92.5	275	0.41	63.08		81197	20	296.26	0.9548	0.8185	26000	3498025	0.0410	0.4230	0.1790
8000	88.2	274	0.41	63.08		75259	20	292.30	0.8970	0.8178	26000	3335414	0.0421	0.4536	0.2058
10000	83	273	0.41	63.08		69678	20	288.34	0.8418	0.8174	26000	3138768	0.0427	0.4869	0.2370
12000	79.8	271	0.41	63.08		64437	20	284.38	0.7894	0.8160	26000	3017755	0.0447	0.5269	0.2776
14000	74.8	266	0.41	63.08		59520	20	280.41	0.7394	0.8143	26000	2828673	0.0473	0.5838	0.3409
16000	69.9	259	0.40	63.08		54911	20	276.45	0.6920	0.8117	26000	2643372	0.0512	0.6581	0.4331
18000	65	247	0.38	63.08		50595	20	272.49	0.6468	0.8069	26000	2458071	0.0587	0.7740	0.5991
20000	60.8	219	0.34	63.08		46558	20	268.53	0.6040	0.7915	26000	2299242	0.0844	1.0544	1.1118
22000	61.7	220	0.35	63.08		42787	20	264.56	0.5634	0.7880	26000	2333277	0.0906	1.1202	1.2548

Dodatak 3 Podaci krstarenja s oba motora za masu 29t

Hp [ft]	TRQ [%]	TAS [kt]	Ma	S [m2]		p [Pa]	dT [K]	T [K]	rho [kg/m3]	eta	m [kg]	P [W]	cd	cl	cl^2
0	46	245	0.37	63.08	850 RPM	101325	0	288.15	1.2250	0.821	29000	2899264	0.0375	0.4634	0.2147
2000	47.2	252	0.38	63.08	LRC	94212	0	284.19	1.1549	0.821	29000	2974897	0.0375	0.4646	0.2158
4000	46.3	254	0.39	63.08		87509	0	280.23	1.0879	0.821	29000	2918172	0.0381	0.4854	0.2356
6000	45.8	256	0.40	63.08		81197	0	276.26	1.0239	0.820	29000	2886658	0.0391	0.5077	0.2578
8000	46.6	262	0.41	63.08		75259	0	272.30	0.9628	0.820	29000	2937080	0.0395	0.5155	0.2657
10000	47.6	269	0.42	63.08		69678	0	268.34	0.9046	0.819	29000	3000108	0.0397	0.5205	0.2709
12000	49.9	280	0.44	63.08		64437	0	264.38	0.8491	0.820	29000	3145071	0.0393	0.5118	0.2620
14000	49.9	284	0.45	63.08		59520	0	260.41	0.7962	0.819	29000	3145071	0.0402	0.5305	0.2815
16000	48.8	286	0.46	63.08		54911	0	256.45	0.7459	0.819	29000	3075741	0.0410	0.5584	0.3118
18000	47.4	285	0.46	63.08		50595	0	252.49	0.6981	0.817	29000	2987502	0.0431	0.6009	0.3611
20000	47.2	288	0.47	63.08		46558	0	248.53	0.6526	0.816	29000	2974897	0.0444	0.6294	0.3962
22000	48.2	295	0.48	63.08		42787	0	244.56	0.6095	0.816	29000	3037924	0.0452	0.6424	0.4126
0	44.6	236	0.37	63.08		101325	-20	268.15	1.3164	0.821	29000	2811025	0.0378	0.4647	0.2160
2000	45.8	243	0.38	63.08		94212	-20	264.19	1.2423	0.821	29000	2886658	0.0377	0.4644	0.2157
4000	45.8	247	0.39	63.08		87509	-20	260.23	1.1715	0.821	29000	2886658	0.0381	0.4767	0.2272
6000	45.2	249	0.40	63.08		81197	-20	256.26	1.1038	0.820	29000	2848842	0.0389	0.4978	0.2478
8000	45.9	255	0.41	63.08		75259	-20	252.30	1.0392	0.820	29000	2892961	0.0391	0.5042	0.2542
10000	47.2	263	0.43	63.08		69678	-20	248.34	0.9774	0.820	29000	2974897	0.0390	0.5039	0.2540
12000	49.2	272	0.45	63.08		64437	-20	244.38	0.9186	0.820	29000	3100952	0.0391	0.5013	0.2513
14000	48.8	275	0.46	63.08		59520	-20	240.41	0.8625	0.819	29000	3075741	0.0399	0.5224	0.2729
16000	46.9	274	0.46	63.08		54911	-20	236.45	0.8090	0.818	29000	2955988	0.0414	0.5609	0.3147
18000	46	275	0.46	63.08		50595	-20	232.49	0.7581	0.817	29000	2899264	0.0428	0.5942	0.3531
20000	45.8	279	0.47	63.08		46558	-20	228.53	0.7097	0.817	29000	2886658	0.0436	0.6167	0.3803
22000	46.4	284	0.49	63.08		42787	-20	224.56	0.6638	0.816	29000	2924475	0.0448	0.6364	0.4050
0	46.6	249	0.36	63.08		101325	20	308.15	1.1455	0.820	29000	2937080	0.0387	0.4797	0.2301
2000	48.5	260	0.38	63.08		94212	20	304.19	1.0790	0.821	29000	3056832	0.0375	0.4671	0.2182
4000	47.4	262	0.39	63.08		87509	20	300.23	1.0154	0.821	29000	2987502	0.0381	0.4888	0.2389
6000	46.6	263	0.39	63.08		81197	20	296.26	0.9548	0.820	29000	2937080	0.0394	0.5159	0.2662
8000	46.8	268	0.40	63.08		75259	20	292.30	0.8970	0.819	29000	2949686	0.0398	0.5289	0.2797
10000	47.7	274	0.41	63.08		69678	20	288.34	0.8418	0.819	29000	3006410	0.0404	0.5391	0.2906
12000	50.3	286	0.44	63.08		64437	20	284.38	0.7894	0.819	29000	3170282	0.0400	0.5277	0.2784
14000	50.4	291	0.45	63.08		59520	20	280.41	0.7394	0.819	29000	3176584	0.0406	0.5441	0.2961
16000	50.3	295	0.46	63.08		54911	20	276.45	0.6920	0.818	29000	3170282	0.0416	0.5658	0.3201
18000	48.9	294	0.46	63.08		50595	20	272.49	0.6468	0.817	29000	3082043	0.0437	0.6094	0.3713
20000	48.6	297	0.47	63.08		46558	20	268.53	0.6040	0.816	29000	3063135	0.0451	0.6395	0.4089

Dodatak 4 Podaci krstarenja s oba motora za masu 26t

Hp [ft]	TRQ [%]	TAS [kt]	Ma	S [m2]		p [Pa]	dT [K]	T [K]	rho [kg/m3]	eta	m [kg]	P [W]	cd	cl	cl^2
0	44.5	245	0.37	63.08	850 RPM	101325	0	288.15	1.2250	0.822	26000	2804722	0.0363	0.4154	0.1726
2000	45.1	251	0.38	63.08	LRC	94212	0	284.19	1.1549	0.822	26000	2842539	0.0362	0.4198	0.1763
4000	43.9	251	0.38	63.08		87509	0	280.23	1.0879	0.821	26000	2766906	0.0375	0.4457	0.1986
6000	42.5	252	0.39	63.08		81197	0	276.26	1.0239	0.821	26000	2678667	0.0381	0.4698	0.2207
8000	41.7	254	0.40	63.08		75259	0	272.30	0.9628	0.820	26000	2628245	0.0388	0.4917	0.2418
10000	42	259	0.41	63.08		69678	0	268.34	0.9046	0.820	26000	2647154	0.0392	0.5034	0.2534
12000	42.9	266	0.42	63.08		64437	0	264.38	0.8491	0.820	26000	2703878	0.0394	0.5084	0.2585
14000	44.2	274	0.44	63.08		59520	0	260.41	0.7962	0.820	26000	2785814	0.0396	0.5110	0.2611
16000	45.1	281	0.45	63.08		54911	0	256.45	0.7459	0.819	26000	2842539	0.0400	0.5186	0.2690
18000	44.2	283	0.46	63.08		50595	0	252.49	0.6981	0.819	26000	2785814	0.0410	0.5464	0.2985
20000	42.9	283	0.46	63.08		46558	0	248.53	0.6526	0.817	26000	2703878	0.0426	0.5844	0.3415
22000	42.4	285	0.47	63.08		42787	0	244.56	0.6095	0.816	26000	2672365	0.0441	0.6170	0.3807
0	43.3	236	0.37	63.08		101325	-20	268.15	1.3164	0.822	26000	2729089	0.0367	0.4166	0.1736
2000	44.3	243	0.38	63.08		94212	-20	264.19	1.2423	0.822	26000	2792117	0.0365	0.4164	0.1734
4000	43.3	244	0.39	63.08		87509	-20	260.23	1.1715	0.821	26000	2729089	0.0373	0.4380	0.1918
6000	41.8	244	0.39	63.08		81197	-20	256.26	1.1038	0.820	26000	2634548	0.0383	0.4648	0.2161
8000	40.6	245	0.40	63.08		75259	-20	252.30	1.0392	0.820	26000	2558915	0.0390	0.4897	0.2398
10000	41.2	251	0.41	63.08		69678	-20	248.34	0.9774	0.820	26000	2596732	0.0391	0.4960	0.2461
12000	43	260	0.43	63.08		64437	-20	244.38	0.9186	0.820	26000	2710181	0.0391	0.4919	0.2420
14000	44.5	269	0.45	63.08		59520	-20	240.41	0.8625	0.820	26000	2804722	0.0389	0.4895	0.2396
16000	44.2	273	0.46	63.08		54911	-20	236.45	0.8090	0.820	26000	2785814	0.0394	0.5066	0.2567
18000	42.7	273	0.46	63.08		50595	-20	232.49	0.7581	0.819	26000	2691273	0.0406	0.5406	0.2923
20000	41.5	272	0.46	63.08		46558	-20	228.53	0.7097	0.817	26000	2615640	0.0426	0.5817	0.3384
22000	41	275	0.47	63.08		42787	-20	224.56	0.6638	0.817	26000	2584126	0.0436	0.6085	0.3703
0	44.4	250	0.37	63.08		101325	20	308.15	1.1455	0.822	26000	2798420	0.0364	0.4267	0.1820
2000	44.1	253	0.37	63.08		94212	20	304.19	1.0790	0.821	26000	2779511	0.0370	0.4423	0.1956
4000	43.5	256	0.38	63.08		87509	20	300.23	1.0154	0.821	26000	2741695	0.0375	0.4590	0.2107
6000	42.4	257	0.38	63.08		81197	20	296.26	0.9548	0.820	26000	2672365	0.0384	0.4844	0.2346
8000	41.8	259	0.39	63.08		75259	20	292.30	0.8970	0.820	26000	2634548	0.0394	0.5077	0.2577
10000	42.8	266	0.40	63.08		69678	20	288.34	0.8418	0.819	26000	2697576	0.0396	0.5128	0.2630
12000	42.9	271	0.41	63.08		64437	20	284.38	0.7894	0.819	26000	2703878	0.0401	0.5269	0.2776
14000	45.4	283	0.43	63.08		59520	20	280.41	0.7394	0.819	26000	2861447	0.0398	0.5158	0.2661
16000	45.1	286	0.44	63.08		54911	20	276.45	0.6920	0.819	26000	2842539	0.0409	0.5397	0.2913
18000	45.6	293	0.46	63.08		50595	20	272.49	0.6468	0.818	26000	2874053	0.0411	0.5501	0.3026
20000	44.2	292	0.46	63.08		46558	20	268.53	0.6040	0.817	26000	2785814	0.0431	0.5931	0.3518
22000	43.6	293	0.46	63.08		42787	20	264.56	0.5634	0.816	26000	2747998	0.0452	0.6315	0.3989

Dodatak 5 Podaci penjanja s jednim motorom za masu 29t

HP	dT	T	p	rho	CAS	TAS	a	Mach	ESF	m	ROCD	S	CL	CD0	CD2	CD	DRAg	THRUST	eta	TRQ	P	Pa[AW]	delta
ft	K	K	Pa	kg/m ³	kt	kt	m/s			kg	ft/min	m ²				N	N		%	W	W		
0	0	0	288.15	1.2250	157.5	157.5	340.3	0.24	0.9702	29000	63.08												
2000	0	0	284.19	1.1549	157.5	161.9	337.9	0.25	0.9683	29000	667	63.08	1.1254	0.0321	0.03526	0.076762	19397	31340	0.7458	100.00	3500073	3781648	-7.4%
4000	0	0	280.23	1.0879	157.5	166.5	335.6	0.26	0.9662	29000	667	63.08	1.1301	0.0321	0.03526	0.077129	19410	31050	0.7475	100.00	3557295	3781648	-5.9%
6000	0	0	276.26	1.0239	157.5	171.2	333.2	0.26	0.9640	29000	800	63.08	1.1351	0.0321	0.03526	0.077529	19425	33036	0.7492	100.00	3883337	3781648	2.7%
8000	0	0	272.30	0.9629	157.5	176.1	330.8	0.27	0.9617	29000	800	63.08	1.1405	0.0321	0.03526	0.077967	19441	32704	0.7513	99.44	3944409	3760480	4.9%
10000	0	0	268.34	0.9046	157.5	181.2	328.4	0.28	0.9592	29000	571	63.08	1.1465	0.0321	0.03526	0.078447	19459	28690	0.7569	93.90	3534246	3550930	-0.5%
12000	0	0	264.38	0.8491	157.5	186.5	326.0	0.29	0.9565	29000	444	63.08	1.1530	0.0321	0.03526	0.078972	19479	26474	0.7628	87.95	3330805	3326139	0.1%
14000	0	0	260.41	0.7963	157.5	192.1	323.5	0.31	0.9537	29000	333	63.08	1.1600	0.0321	0.03526	0.079549	19502	24613	0.7682	82.62	3165461	3124209	1.3%
16000	0	0	256.45	0.7460	157.5	197.8	321.0	0.32	0.9507	29000	235	63.08	1.1678	0.0321	0.03526	0.080183	19527	23042	0.7744	77.58	3031137	2933708	3.3%
18000	0	0	252.49	0.6981	157.5	203.7	318.5	0.33	0.9305	29000		63.08											
0	-20		268.15	1.3164	157.5	151.9	328.3	0.24	0.9727	29000		63.08											
2000	-20		264.19	1.2423	157.5	156.1	325.8	0.25	0.9710	29000	667	63.08	1.1254	0.0321	0.03526	0.076762	19397	30879	0.7431	100.00	3337203	3781648	-11.8%
4000	-20		260.23	1.1715	157.5	160.4	323.4	0.26	0.9692	29000	800	63.08	1.1301	0.0321	0.03526	0.077129	19410	32829	0.7448	100.00	3637652	3781648	-3.8%
6000	-20		256.26	1.1038	157.5	164.9	320.9	0.26	0.9672	29000	800	63.08	1.1351	0.0321	0.03526	0.077529	19425	32491	0.7465	100.00	3692319	3781648	-2.4%
8000	-20		252.30	1.0392	157.5	169.5	318.4	0.27	0.9651	29000	800	63.08	1.1405	0.0321	0.03526	0.077967	19441	32163	0.7482	100.00	3749528	3781648	-0.8%
10000	-20		248.34	0.9775	157.5	174.4	315.9	0.28	0.9629	29000	800	63.08	1.1465	0.0321	0.03526	0.078447	19459	31843	0.7498	100.00	3809412	3781648	0.7%
12000	-20		244.38	0.9186	157.5	179.4	313.4	0.29	0.9605	29000	667	63.08	1.1530	0.0321	0.03526	0.078972	19479	29525	0.7514	100.00	3625423	3781648	-4.1%
14000	-20		240.41	0.8625	157.5	184.5	310.8	0.31	0.9580	29000	571	63.08	1.1600	0.0321	0.03526	0.079549	19502	27883	0.7571	94.20	3496093	3562360	-1.9%
16000	-20		236.45	0.8091	157.5	189.9	308.3	0.32	0.9553	29000	444	63.08	1.1678	0.0321	0.03526	0.080183	19527	25871	0.7637	87.15	3309326	3295659	0.4%
18000	-20		232.49	0.7582	157.5	195.5	305.7	0.33	0.9525	29000	333	63.08	1.1762	0.0321	0.03526	0.080881	19556	24186	0.7689	82.01	3162875	3101349	2.0%
20000	-20		228.53	0.7098	157.5	201.2	303.0	0.34	0.9495	29000	211	63.08	1.1854	0.0321	0.03526	0.08165	19588	22434	0.7746	76.17	2997985	2880368	4.1%
22000	-20		224.56	0.6638	157.5	207.2	300.4	0.35	0.9527	29000													
0	20		308.15	1.1455	157.5	162.9	351.9	0.24	0.9677	29000													
2000	20		304.19	1.0790	157.5	167.5	349.6	0.25	0.9656	29000	571	63.08	1.1254	0.0321	0.03526	0.076762	19397	30017	0.7509	96.42	3444850	3646180	-5.5%
4000	20		300.23	1.0154	157.5	172.3	347.4	0.26	0.9633	29000	667	63.08	1.1301	0.0321	0.03526	0.077129	19410	31494	0.7556	92.29	3694734	3489970	5.9%
6000	20		296.26	0.9548	157.5	177.3	345.1	0.26	0.9609	29000	571	63.08	1.1351	0.0321	0.03526	0.077529	19425	29526	0.7603	88.16	3542088	3333759	6.2%
8000	20		292.30	0.8970	157.5	182.5	342.7	0.27	0.9583	29000	444	63.08	1.1405	0.0321	0.03526	0.077967	19441	27102	0.7649	84.23	3326646	3185169	4.4%
10000	20		288.34	0.8419	157.5	187.9	340.4	0.28	0.9555	29000	333	63.08	1.1465	0.0321	0.03526	0.078447	19459	25062	0.7693	80.40	3148902	3040388	3.6%
12000	20		284.38	0.7894	157.5	193.5	338.1	0.29	0.9526	29000	211	63.08	1.1530	0.0321	0.03526	0.078972	19479	22930	0.7741	75.97	2948336	2872748	2.6%
14000	20		280.41	0.7395	157.5	199.3	335.7	0.31	0.9494	29000													

Dodatak 9 Inicijalni rezultati penjanja s jednim motorom za mase 29t i 26t

Hp ft	CL	CD0	CD2	CD	DRAG N	THRUST N	eta	max.TRQ %	P W	Pa [AOM] W	delta	AVERAGE
	m = 29,000 kg											
2000	1.12545	0.027462	0.035427	0.072335	18278.56	30221	0.745777	100	3375152	3781648	-10.7%	
4000	1.130064	0.027462	0.035427	0.072704	18296.72	29936.12	0.747511	100	3429720	3781648	-9.3%	
6000	1.135082	0.027462	0.035427	0.073107	18316.72	31928.05	0.74922	100	3753561	3781648	-0.7%	T = ISA
8000	1.140541	0.027462	0.035427	0.073547	18338.79	31601.99	0.751299	99.44025	3811461	3760480	1.4%	-4.0%
10000	1.146487	0.027462	0.035427	0.074028	18363.18	27593.87	0.756901	93.899	3399228	3550930	-4.3%	
12000	1.152969	0.027462	0.035427	0.074556	18390.19	25384.97	0.762791	87.95475	3193762	3326139	-4.0%	
14000	1.16004	0.027462	0.035427	0.075136	18420.14	23531.06	0.768222	82.615	3026312	3124209	-3.1%	
16000	1.167763	0.027462	0.035427	0.075773	18453.43	21968.06	0.773402	77.5775	2889847	2933708	-1.5%	
2000	1.12545	0.027462	0.035427	0.072335	18278.56	29760.8	0.743075	100	3216320	3781648	-14.9%	
4000	1.130064	0.027462	0.035427	0.072704	18296.72	31715.48	0.744799	100	3514266	3781648	-7.1%	
6000	1.135082	0.027462	0.035427	0.073107	18316.72	31383.03	0.746497	100	3566390	3781648	-5.7%	
8000	1.140541	0.027462	0.035427	0.073547	18338.79	31060.32	0.748168	100	3621020	3781648	-4.2%	
10000	1.146487	0.027462	0.035427	0.074028	18363.18	30747.43	0.749808	100	3678294	3781648	-2.7%	T = ISA -20
12000	1.152969	0.027462	0.035427	0.074556	18390.19	28435.7	0.751415	100	3491671	3781648	-7.7%	-5.5%
14000	1.16004	0.027462	0.035427	0.075136	18420.14	26800.59	0.757105	94.20125	3360431	3562360	-5.7%	
16000	1.167763	0.027462	0.035427	0.075773	18453.43	24796.9	0.763712	87.14875	3171936	3295659	-3.8%	
18000	1.176204	0.027462	0.035427	0.076474	18490.48	23120.3	0.768907	82.0105	3023528	3101349	-2.5%	
20000	1.185439	0.027462	0.035427	0.077246	18531.79	21377.2	0.774614	76.167	2856812	2880368	-0.8%	
2000	1.12545	0.027462	0.035427	0.072335	18278.56	28898.71	0.750868	96.41775	3316484	3646180	-9.0%	
4000	1.130065	0.027462	0.035427	0.072704	18296.72	30380.79	0.755616	92.287	3564101	3489970	2.1%	T = ISA +20
6000	1.135082	0.027462	0.035427	0.073107	18316.72	28417.9	0.760332	88.15625	3409151	3333759	2.3%	
8000	1.140541	0.027462	0.035427	0.073547	18338.79	26000.15	0.764861	84.227	3191344	3185169	0.2%	-1.3%
10000	1.146487	0.027462	0.035427	0.074028	18363.18	23966.26	0.769269	80.3985	3011193	3040388	-1.0%	
12000	1.152969	0.027462	0.035427	0.074556	18390.19	21840.85	0.774097	75.9655	2808280	2872748	-2.2%	
	m = 26,000 kg											
2000	1.119508	0.027462	0.035427	0.071863	16367.02	29860.91	0.733918	100	3217262	3781648	-14.9%	
4000	1.123673	0.027462	0.035427	0.072194	16381.46	32814.97	0.735822	100	3626600	3781648	-4.1%	
6000	1.128203	0.027462	0.035427	0.072555	16397.36	32406.05	0.737703	100	3674790	3781648	-2.8%	
8000	1.133135	0.027462	0.035427	0.07295	16414.9	32007.91	0.740591	98.65065	3720237	3730621	-0.3%	T = ISA
10000	1.138508	0.027462	0.035427	0.073383	16434.27	28583.53	0.746651	93.1534	3391635	3522734	-3.7%	-3.0%
12000	1.144369	0.027462	0.035427	0.073857	16455.71	26315.29	0.753039	87.25635	3187391	3299728	-3.4%	
14000	1.150767	0.027462	0.035427	0.074377	16479.49	24708.92	0.758953	81.959	3057936	3099401	-1.3%	
16000	1.157759	0.027462	0.035427	0.074949	16505.9	24519.02	0.764612	76.9615	3102461	2910413	6.6%	
18000	1.165405	0.027462	0.035427	0.075578	16535.28	20436.38	0.769915	72.3638	2645856	2736544	-3.3%	
2000	1.119508	0.027462	0.035427	0.071863	16367.02	29344.25	0.731023	100	3060388	3781648	-19.1%	
4000	1.123673	0.027462	0.035427	0.072194	16381.46	32173.94	0.732914	100	3440114	3781648	-9.0%	
6000	1.128203	0.027462	0.035427	0.072555	16397.36	31769.55	0.734782	100	3483553	3781648	-7.9%	
8000	1.133134	0.027462	0.035427	0.07295	16414.9	31375.8	0.736624	100	3529190	3781648	-6.7%	
10000	1.138508	0.027462	0.035427	0.073383	16434.27	30992.68	0.738439	100	3577145	3781648	-5.4%	T = ISA -20
12000	1.144369	0.027462	0.035427	0.073857	16455.71	30620.61	0.740222	100	3627560	3781648	-4.1%	-6.4%
14000	1.150767	0.027462	0.035427	0.074377	16479.49	27503.78	0.746984	93.45325	3322908	3534073	-6.0%	
16000	1.157759	0.027462	0.035427	0.074949	16505.9	25442.43	0.754148	86.45675	3134113	3269490	-4.1%	
18000	1.165405	0.027462	0.035427	0.075578	16535.28	23054.43	0.759813	81.3593	2902237	3076722	-5.7%	
20000	1.173775	0.027462	0.035427	0.076272	16568.05	21640.36	0.766048	75.5622	2782658	2857497	-2.6%	
22000	1.182947	0.027462	0.035427	0.077037	16604.64	20478.08	0.771099	71.1644	2694540	2691187	0.1%	
2000	1.119508	0.027462	0.035427	0.071863	16367.02	30363.25	0.739991	95.65215	3356773	3617228	-7.2%	
4000	1.123673	0.027462	0.035427	0.072194	16381.46	30026.81	0.745127	91.5542	3391959	3462258	-2.0%	
6000	1.128203	0.027462	0.035427	0.072555	16397.36	27482.4	0.750243	87.45625	3173352	3307288	-4.0%	T = ISA +20
8000	1.133135	0.027462	0.035427	0.07295	16414.9	27220.09	0.755169	83.5582	3214605	3159877	1.7%	-2.4%
10000	1.138508	0.027462	0.035427	0.073383	16434.27	24333.05	0.759981	79.7601	2940458	3016246	-2.5%	
12000	1.144369	0.027462	0.035427	0.073857	16455.71	22614.48	0.765259	75.3623	2795490	2849937	-1.9%	
14000	1.150767	0.027462	0.035427	0.074377	16479.49	21096.7	0.770422	71.06445	2668967	2687407	-0.7%	

Dodatak 10 Inicijalni rezultati penjanja s oba motora za masu 29t

Hp ft	CL	CD0	CD2	CD	DRAG N	THRUST N	eta	max.TRQ %	P W	Pa [AOM] W	delta	AVERAGE
	m = 29,000 kg											
2000	1.087289	0.027462	0.035427	0.069344	18137.64	57305.51	0.712132	96	6818992	6050637	12.7%	
4000	1.091893	0.027462	0.035427	0.069699	18153.74	56332.43	0.714176	96	6872195	6050637	13.6%	
6000	1.096898	0.027462	0.035427	0.070087	18171.53	53423.69	0.716195	96	6683641	6050637	10.5%	T = ISA
8000	1.102343	0.027462	0.035427	0.070511	18191.22	52546.52	0.718186	96	6743632	6050637	11.5%	11.9%
10000	1.108272	0.027462	0.035427	0.070976	18213.05	51691.93	0.720145	96	6807247	6050637	12.5%	
12000	1.114734	0.027462	0.035427	0.071485	18237.3	48032.63	0.726221	91.3	6455378	5754408	12.2%	
14000	1.108353	0.027462	0.035427	0.070982	18213.35	44328.42	0.733652	86.7	6107298	5464482	11.8%	
16000	1.116039	0.027462	0.035427	0.071588	18242.26	40753.34	0.739513	82.2	5735132	5180858	10.7%	
18000	1.124439	0.027462	0.035427	0.072255	18274.61	37940.84	0.745374	77.7	5455331	4897234	11.4%	
2000	1.087289	0.027462	0.035427	0.069344	18137.64	55792.78	0.708929	96	6430032	6050637	6.3%	
4000	1.091893	0.027462	0.035427	0.069699	18153.74	54829.56	0.710953	96	6474969	6050637	7.0%	
6000	1.096898	0.027462	0.035427	0.070087	18171.53	53888.47	0.712951	96	6522719	6050637	7.8%	
8000	1.102343	0.027462	0.035427	0.070511	18191.21	52970.29	0.71492	96	6573486	6050637	8.6%	T = ISA -20
10000	1.108272	0.027462	0.035427	0.070976	18213.05	52074.71	0.716857	96	6627402	6050637	9.5%	7.1%
12000	1.114734	0.027462	0.035427	0.071485	18237.3	49741.73	0.718759	96	6493969	6050637	7.3%	
14000	1.108353	0.027462	0.035427	0.070982	18213.35	46933.99	0.722135	96	6312092	6050637	4.3%	
16000	1.116039	0.027462	0.035427	0.071588	18242.26	44868.27	0.726898	92.6	6168226	5836344	5.7%	
18000	1.124439	0.027462	0.035427	0.072255	18274.61	41937.89	0.733335	87.3	5881283	5502298	6.9%	
20000	1.133625	0.027462	0.035427	0.072989	18310.88	38685.43	0.739619	82.2	5536824	5180858	6.9%	
22000	1.14368	0.027462	0.035427	0.073801	18351.62	35538.16	0.746211	76.8	5190175	4840510	7.2%	
2000	1.08729	0.027462	0.035427	0.069344	18137.64	54713.61	0.719365	91.3	6668065	5754408	15.9%	
4000	1.091893	0.027462	0.035427	0.069699	18153.74	52131.8	0.724448	88	6489467	5546417	17.0%	
6000	1.096898	0.027462	0.035427	0.070087	18171.53	49806.02	0.729328	84.9	6336465	5351032	18.4%	
8000	1.102343	0.027462	0.035427	0.070511	18191.22	46473.44	0.73409	81.9	6045509	5161950	17.1%	T = ISA +20
10000	1.108272	0.027462	0.035427	0.070976	18213.05	43674.2	0.738726	79	5811927	4979170	16.7%	16.7%
12000	1.114734	0.027462	0.035427	0.071485	18237.3	40725.51	0.744211	75.2	5539364	4739666	16.9%	
14000	1.108352	0.027462	0.035427	0.070982	18213.35	37782.39	0.750672	71.7	5279148	4519070	16.8%	
16000	1.116039	0.027462	0.035427	0.071588	18242.26	34749.55	0.75576	68.2	4968185	4298473	15.6%	
18000	1.124439	0.027462	0.035427	0.072255	18274.61	32458.86	0.760408	65.1	4752562	4103088	15.8%	

Dodatak 11 Inicijalni rezultati penjanja s oba motora za masu 26t

Hp ft	CL	CD0	CD2	CD	DRAG N	THRUST N	eta	max.TRQ %	P W	Pa [AOM] W	delta	AVERAGE
	m = 26,000 kg											
2000	0.974811	0.027462	0.035427	0.061127	15988.39	58127.63	0.712132	96	6916818	6050637	14.3%	
4000	0.978939	0.027462	0.035427	0.061412	15995.39	57070.4	0.714176	96	6962222	6050637	15.1%	
6000	0.983426	0.027462	0.035427	0.061724	16003.29	53534.69	0.716195	96	6697528	6050637	10.7%	
8000	0.988307	0.027462	0.035427	0.062065	16012.21	52588.76	0.718186	96	6749054	6050637	11.5%	T = ISA
10000	0.993623	0.027462	0.035427	0.062439	16022.33	51665.79	0.720145	96	6803804	6050637	12.4%	12.1%
12000	0.999417	0.027462	0.035427	0.062848	16033.81	49032.28	0.726221	91.3	6589727	5754408	14.5%	
14000	0.993695	0.027462	0.035427	0.062444	16022.47	44365.13	0.733652	86.7	6112357	5464482	11.9%	
16000	1.000587	0.027462	0.035427	0.062931	16036.19	41023.85	0.739513	82.2	5773201	5180858	11.4%	
18000	1.008117	0.027462	0.035427	0.063466	16051.93	37357.02	0.745374	77.7	5371386	4897234	9.7%	
20000	1.016353	0.027462	0.035427	0.064057	16070.04	34523.94	0.751039	73.4	5074547	4626216	9.7%	
2000	0.974811	0.027462	0.035427	0.061127	15988.39	56500.14	0.708929	96	6511553	6050637	7.6%	
4000	0.978939	0.027462	0.035427	0.061412	15995.39	52987.38	0.710953	96	6257422	6050637	3.4%	
6000	0.983426	0.027462	0.035427	0.061724	16003.29	54429.79	0.712951	96	6588242	6050637	8.9%	
8000	0.988307	0.027462	0.035427	0.062065	16012.21	53429.7	0.71492	96	6630498	6050637	9.6%	
10000	0.993623	0.027462	0.035427	0.062439	16022.33	50175.9	0.716857	96	6385745	6050637	5.5%	T = ISA -20
12000	0.999417	0.027462	0.035427	0.062848	16033.81	49575.16	0.718759	96	6472223	6050637	7.0%	6.5%
14000	0.993695	0.027462	0.035427	0.062444	16022.47	46316.05	0.722135	96	6228985	6050637	2.9%	
16000	1.000587	0.027462	0.035427	0.062931	16036.19	43886.38	0.726898	92.6	6033242	5836344	3.4%	
18000	1.008117	0.027462	0.035427	0.063466	16051.93	43160.44	0.733335	87.3	6052730	5502298	10.0%	
20000	1.016353	0.027462	0.035427	0.064057	16070.04	38686.12	0.739619	82.2	5536924	5180858	6.9%	
22000	1.025368	0.027462	0.035427	0.064709	16090.9	35351.69	0.746211	76.8	5162941	4840510	6.7%	
2000	0.974811	0.027462	0.035427	0.061127	15988.39	56978.7	0.719365	91.3	6944117	5754408	20.7%	
4000	0.978939	0.027462	0.035427	0.061412	15995.39	53626.27	0.724448	88	6675501	5546417	20.4%	
6000	0.983426	0.027462	0.035427	0.061724	16003.29	48843.45	0.729328	84.9	6214004	5351032	16.1%	
8000	0.988307	0.027462	0.035427	0.062065	16012.21	46439.99	0.73409	81.9	6041157	5161950	17.0%	T = ISA +20
10000	0.993623	0.027462	0.035427	0.062439	16022.33	44284.63	0.738726	79	5893159	4979170	18.4%	17.6%
12000	0.999417	0.027462	0.035427	0.062848	16033.81	40396.03	0.744211	75.2	5494550	4739666	15.9%	
14000	0.993695	0.027462	0.035427	0.062444	16022.47	37615.9	0.750672	71.7	5255884	4519070	16.3%	
16000	1.000587	0.027462	0.035427	0.062931	16036.19	35592.85	0.75576	68.2	5088753	4298473	18.4%	
18000	1.008117	0.027462	0.035427	0.063466	16051.93	32237.1	0.760408	65.1	4720092	4103088	15.0%	

Literatura

- [1] Rendulić, Z. *Aerodinamika i mehanika leta*, Jet Manga d.o.o., Tuhelj 2006.
- [2] Kesić, P. *Osnove aerodinamike*, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2003.
- [3] Anderson, John D. Jr. (1999.), *Aircraft performance and design*, McGraw-Hill, ISBN 0-07-001971-1
- [4] Gudmundsson, Sonorri (2014.), *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*, Elsevier inc., ISBN 978-0-12-397308-5
- [5] Anderson, John D. Jr. (2001), *Fundamental of aerodynamics*, McGraw-Hill, Boston. ISBN 0-07-237335-0. p360
- [6] Kurjaković, Z. *Instrumentalno letenje – priprema za školovanje pilota na dvomotornom simulatoru i avionu*, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2000.
- [7] European Organisation for the Safety of Air Navigation EUROCONTROL (2007), *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.8*, EEC Tehnical Scientific Report NO. 2010-003, Project BADA, issued: April 2010.
- [8] De Havilland Aircraft of Canada Limited, *Airplane Flight Manual, DHC-8 Series 400, Model 402, Approved Flight Manual*, Toronto, Ontario, Canada, 1. June, 2019.
- [9] Bombardier Aerospace, *Dash 8-Q400 Aeroplane Operating Manual*
- [10] European Aviation Safety Agency, *Certification Specification for Large Aeroplanes CS-25, Amandment 2*, 2. October, 2016.

Popis slika

Slika 1 Promjene veličina stanja standardne atmosfere	2
Slika 2 Penjanje zrakoplova.....	3
Slika 3 Poprečni presjek propelera u penjanju	4
Slika 4 Izražena nesimetrija pogonskih sila pri velikim napadnim kutevima	5
Slika 5 Let uz otkaz motora	6
Slika 6 Plafoni leta zrakoplova	7
Slika 7 Primjer polare otpora	14
Slika 8 Isječak iz operativnog priručnika, graf pretvorbe brzine IAS u CAS.....	18
Slika 9 Tablica podataka za penjanje s jednim motorom van funkcije i graf brzine V_{SR}	19
Slika 10 Tablice podataka za krstarenje zrakoplova iz operativnog priručnika	20
Slika 11 Graf koeficijenata otpora u krstarenju s jednim motorom	21
Slika 12 Graf koeficijenata otpora u krstarenju s oba motora	22
Slika 13 Polare zrakoplova u različitim uvjetima.....	23
Slika 14 Najbolje finese zrakoplova.....	23
Slika 15 Grafovi snaga potrebnih za horizontalan let	24
Slika 16 Usporedba putanja u penjanju za penjanje s otkazom motora (OEI) i oba motora u radu (All engines).....	29
Slika 17 Usporedba vertikalnih brzina	30
Slika 21 Prognoza plafona leta	31

Popis tablica

Tablica 1 Podaci za zrakoplov Dash 8-Q400 iz BADA modela	17
Tablica 2 Karakteristični operativni plafoni leta zrakoplova Dash 8-Q400	17
Tablica 3 Usporedba dobivenih koeficijenta otpora iz različitih režima i BADA 3 modela	26
Tablica 4 Usporedba inicijalnih I konačnih rezultata za masu 29 000 kg i ISA uvjete u slučaju penjanja jednim motorom	27
Tablica 5 Usporedba inicijalnih I konačnih rezultata za masu 29 000 kg i ISA uvjete u slučaju penjanja s oba motora	28



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ diplomski rad
isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na
objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.
Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz
necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.
Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj
visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.
Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ diplomskog rada
pod naslovom **Modeliranje utjecaja otkaza motora za BADA model performansi leta**

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

U Zagrebu, 21.9.2020. _____

Student/ica:


(potpis)