

Analiza utjecaja 4D navigacije na potrošnju goriva

Đurašin, Matija

Undergraduate thesis / Završni rad

2015

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:007505>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-04**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Matija Đurašin

**Analiza utjecaja 4D navigacije na
potrošnju goriva**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2015.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

Analiza utjecaja 4D navigacije na potrošnju goriva

Mentor: dr.sc. Tomislav Radišić

Student: Matija Đurašin, 0135221394

Zagreb, 2015.

Sažetak

Zračni promet današnjice se iz dana u dan povećava, te zahtijeva sve više kapaciteta. Kako bi zahtjevi za kapacitetima bili ispunjeni, uvedeni su novi programi; SESAR (Single European Sky ATM¹ Research) u Europi i NextGen u SAD-u. Ključni dio oba programa su operacije zasnovane na putanjama zrakoplova (eng. Trajectory Based Operations – TBO).

U ovom radu je detaljno obrađen utjecaj TBO-a na segment potrošnje goriva u krstarenju na ruti (eng. Enroute cruise).

KLJUČNE RIJEČI:

Operacije zasnovane na putanjama, potrošnja goriva, 4D navigacija

¹ Air Traffic Management

Summary

Air traffic nowadays is growing on a daily basis, and demands more and more capacities. In order for those demands to be fulfilled, new programs have been introduced; SESAR in Europe and NextGen in US. The key part of both programmes are Trajectory Based Operations (TBO).

The effect of Trajectory Based Operations on fuel consumption during enroute cruise has been processed in detail in this thesis.

KEY WORDS:

Trajectory Based Operations, fuel consumption, 4D navigation

SADRŽAJ

Sažetak.....	i
Summary	ii
1. Uvod	1
2. Operacije zasnovane na putanjama	2
2.1 Trenutno stanje ATM-a	2
2.2 Budući ATM sustavi	3
2.2.1 Razvoj poslovne putanje	3
2.2.2 Karakteristike poslovne putanje.....	5
3. Kontrola puta po daljini u kontekstu 4D navigacije	7
3.1 Organizacija i vođenje zračnog prostora	7
3.2 Izvršenje i vođenje poslovne putanje	8
3.3 Upravljanje konfliktima i načini razdvajanja	9
3.4 Izbjegavanje sudara	12
3.5 Načini kontrole puta u 4D navigaciji	12
4. Eksperimentalni model zrakoplova	14
4.1 Arhitektura modela	14
4.2 Moduli eksperimentalnog modela.....	15
4.2.1 Model standardne atmosfere i operativnih performansi	15
4.2.2 Model dinamike zrakoplova	16
4.2.3 Sustav upravljanja letom	18
4.2.4 Prilagodba simulacije.....	20
5. Eksperimentalni model potrošnje goriva	21
6. Simulacijski scenariji.....	22
7. Rezultati simulacija	24

8. Zaključak	27
Literatura	28
Popis tablica	29
Prilog 1	30
Prilog 2	33
Prilog 3	33
Prilog 4	33
Prilog 5	34

1. Uvod

Tijekom posljednjeg desetljeća zračni promet je enormno porastao, te je došlo do velike potrebe za povećanjem kapaciteta, a samim time i stvaranja novih programa koji bi to omogućili. U Europi taj program se zove Jedinstveno europsko nebo (Single European Sky – SES), a tehnološki dio istoga je nazvan SESAR (Single European Sky Air Traffic Management Research). Budućnost ATM-a se temelji na predviđanju putanja zrakoplova, gdje se koordinacija između zrakoplova i zemaljskih sustava postiže pomoću zrakoplovnih sustava koji omogućuju odabir 4D putanje. Cilj ovog rada je na temelju simulacije ustanoviti kako operacije zasnovane na putanjama utječu na potrošnju goriva zrakoplova u odnosu na 3D navigaciju [1].

Rad se sastoji od 8 poglavlja:

1. Uvod
2. Operacije zasnovane na putanjama
3. Kontrola puta po daljini u kontekstu 4D navigacije
4. Eksperimentalni model zrakoplova
5. Eksperimentalni model potrošnje goriva
6. Simulacijski scenarij
7. Rezultati simulacija
8. Zaključak

Drugo poglavlje opisuje koncept operacija zasnovanih na putanjama, njihove karakteristike, razvoj i realizaciju. Treće poglavlje razrađuje kontroliranje putanje zrakoplova u okviru 4D navigacije. U četvrtom i petom poglavlju su predstavljeni eksperimentalni modeli zrakoplova i potrošnje goriva koji su korišteni u simulaciji. U šestom poglavlju je opisan simulacijski scenarij, te u sedmom poglavlju interpretacija rezultata simulacija. Zadnje poglavlje objedinjuje informacije i činjenice iznesene kroz rad, te donosi zaključak vezan za problematiku istog.

2. Operacije zasnovane na putanjama

2.1 Trenutno stanje ATM-a

Trenutno u europskim ATM sustavima, unatoč uvođenju pojedinih SESAR-ovih programa i dalje postoji velika razlika u opremi, mogućnostima i tehnologiji koju koriste pojedini pružatelji usluga zračne navigacije (eng. Air Navigation Service Provider – ANSP). Generalno, koncept se može opisati kao let zrakoplova kroz više sektora kontrole zračne plovidbe, gdje se lokalni promet taktički raspoređuje, i sve to je kombinirano sa europskim sustavom protoka zračnog prometa (eng. Flow Management System) koji sprječava preopterećenja u pojedinim sektorima. Međutim ovakav sustav ima dosta nedostataka kao što je vidljivo u tablici 1 [2].

Tablica 1 Europski ATM učinak za 2013 [2]

PERFORMANCE AREA	KPI	PROPERTY
Capacity	Delays	5 million minutes of Air Traffic Flow Management (ATFM) delays. 1.3% of flights delayed more than 15 minutes en-route. 16% of flights with punctuality of less than 15 minutes.
Costs	ANS costs	En-route and terminal Air Navigation Services (ANS) costs were estimated at €7.8 billion in 2013. This is equal to 6% of airline operating expenses. In addition, it is estimated that the reduced service quality results in additional €3 billion cost for the airlines.
Environment	Route extension	Flight inefficiency of 3.14% (actual traversed distances were on average 3.14% longer than the distance between departure and destination airports). This corresponds to the increase of 195 million kilometres in total actual distance flown.
	ANS-related CO ₂ emissions	Total ANS-related CO ₂ emissions were estimated at 4.1 million tonnes in 2013 (1.3 million tonnes of fuel burned), which is equal to 0.2% of all anthropogenic CO ₂ emissions in Europe.
Safety	Accidents & Incidents	Zero accidents and 80 serious incidents can be attributed to ANS during the period from 2010 to 2013. In addition, around 8000 other ANS-related incidents occurred during 2012 (no similar information for 2013 as of now).

Iako su u tablici 1 rezultati za 2013. godinu, u 2014. godini trend se nastavlja, iako ima pomaka na bolje u većini segmenata, to i dalje nisu zadovoljavajuće brojke, a uz to segment kašnjenja se povisio za 0.08%, što u prosjeku iznosi oko 0.61 minutu više po letu [3].

Isto tako jedan od velikih problema je što svaki sektor razdvaja zrakoplove za sebe, te u slučaju kolizija, izvanrednih situacija ili preusmjerenja, unatoč tome što se one riješe, njihove posljedice u obliku kašnjenja ili promjene rute se ne javljaju idućem sektoru ili aerodromu slijetanja, a kontrolori u idućem sektoru ne mogu planirati ta kašnjenja, što stvara dodatan posao ionako opterećenim kontrolorima leta. Drugim riječima dok se problemi rješavaju lokalno, ne može se očekivati optimalno globalno rješenje [2].

Kao posljedica svega navedenog, kontrolori su često prezatrpni poslom, a protočnost trenutnog sustava ovisi najviše o njima; stoga se SESAR najviše bavi strateškim planiranjem i izvršenjem letnih operacija u svrhu smanjenja obujma posla za kontrolore leta [2].

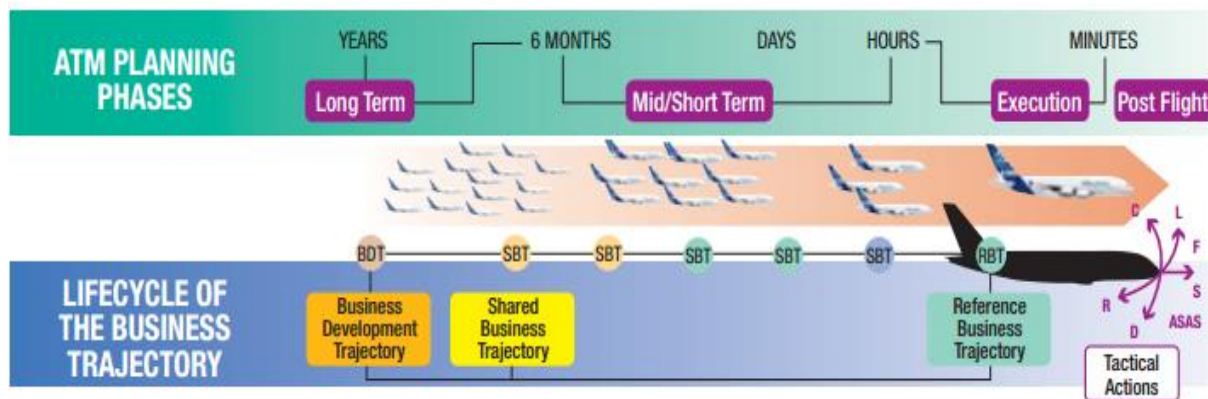
2.2 Budući ATM sustavi

2.2.1 Razvoj poslovne putanje

Kao što je već rečeno, ATM sustavi u budućnosti će se zasnivati na putanjama. Planirana putanja za let se često naziva poslovna putanja (eng. Business Trajectory - BT). Do BT-a se dolazi dogovorom između korisnika zračnog prostora i službe za pružanje zračne navigacije (ANSP), što nazivamo zajedničko donošenje odluka (eng. Collaborative Decision Making – CDM). Proces se može podijeliti u tri koraka [4]:

- Razvojna poslovna putanja (eng. Business Development Trajectory - BDT)
- Podijeljena poslovna putanja (eng. Shared Business Trajectory - SBT)
- Referentna poslovna putanja (eng. Reference Business Trajectory - RBT)

Razvojnu poslovnu putanju daje korisnik zračnog prostora ovisno o svojim poslovnim planovima i operacijama, uzimajući u obzir eventualne tehnološke limitacije ili limitacije zbog infrastrukture. Kad korisnik završi razvoj svoje željene putanje, šalje ju u ATM sustav gdje ona postaje SBT. Ovisno o putanjama ostalih korisnika, planiraju se potrebni resursi za izvršenje željenih operacija, i ako je potrebno kontrola leta će reorganizirati ili prilagoditi zračni prostor kako bi omogućila izvršenje operacije; isto tako aerodromi će biti obaviješteni kako bi mogli zadovoljiti zahtjevima. Ovim načinom rada, kontrola zračne plovidbe može puno efikasnije planirati korištenje zračnog prostora u odnosu na zahtjeve korisnika. Proces dogovaranja putanje završava stvaranje referentne putanje (RBT) koja je finalizirana nedugo prije početka leta i za koju postoji dogovor između pružatelja navigacijske usluge, aerodroma i korisnika usluge. Iako je unaprijed sve planirano, RBT nije odobrenje za cijeli let, kontrola zračne plovidbe i dalje daje odobrenje za pojedine faze leta, koje na kraju tvore referentnu poslovnu putanju; tipičan ciklus poslovne putanje je prikazan na slici 2 [4].



Slika 1 Ciklus poslovne putanje [4]

2.2.2 Karakteristike poslovne putanje

Poslovne putanje su definirane kao niz 4D točaka (3D + vrijeme) pa je preduvjet letenju po istima mogućnost vođenja 4D navigacije. Cijeli koncept je osmišljen kako bi se smanjile promjene putanje i postigao najbolji ishod za sve sudionike, tj. omogućuje se da korisnik leti preferiranom putanjom ne morajući se nužno pridržavati rutne strukture u prostorima niske i srednje gustoće prometa. Kada je nužno primijeniti ograničenja ATM-a (najčešći razlog je regulativa), korisnik mora ugovoriti alternativnu putanju koja osigurava najbolji ishod u danoj situaciji uzimajući ista u obzir. Ovakav koncept zahtijeva i pravovremeno pružanje potrebnih informacija kao što su putanje, podaci o nadzoru, aeronautičke i meteorološke informacije. Visoka razina točnosti podataka je nužna za ovakve operacije. Pošto se sve odluke donose zajednički (CDM), kvaliteta donesenih odluka je unaprijeđena. CDM ne utječe na taktičke odluke pilota i kontrolora leta koje trebaju biti brzo izvedene, već se primjenjuje na poslovne procese ATM-a. Kako bi se postigao stabilan odnos kapaciteta i potražnje potrebno je slojevito planiranje posredovano funkcijom mrežnog upravljanja (eng. Network management) baziranog na CDM-u. Kad sjedinimo sve gore navedeno dobijemo plan mrežnih operacija (eng. Network Operations Plan – NOP) koji olakšava procese potrebne za postizanje ravnoteže između kapaciteta i potražnje. Da bi NOP bilo moguće realizirati potreban je skup kolaborativnih aplikacija koje osiguravaju pristup prometnog potražnji, kapacitetu zračnog prostora i zračnih luka, ograničenjima i ostalim mogućim scenarijima [4].

Rezultat operacija temeljenih na putanjama je smanjenje rutinskih zadataka i zahtjeva za taktičke intervencije, čime se uvelike smanjuje radno opterećenje kontrolora leta, a samim time i povećanje kapaciteta zračnog prostora. U vrlo zagušenim područjima isto će biti postignuto postavljanjem rutnih struktura koje omogućuju veći stupanj strateške prevencije konflikta i procedurama koje kapitaliziraju na većoj točnosti zrakoplovne navigacije. Ovo se specifično odnosi na terminalne zone visoke gustoće gdje je smješten promet u fazi penjanja ili spuštanja. Novi načini razdvajanja podržani kontrolorskim alatima, koristeći dijeljene visoko precizne informacije o putanjama će povećati vrijeme valjanosti svakog odobrenja. Alati će isto

podržavati identifikaciju zadataka (eng. Task identification), poštivanje odobrenja (eng. Clearance compliance) i nadgledanje. Dodatno smanjenje obujma posla za kontrolore leta može biti očekivano uvođenjem zrak/zemlja podatkovne komunikacije i prebacivanjem zadataka održavanja razdvajanja na pilote [4].

Ovaj koncept uzima u obzir brojne razlike u zračnom prostoru europskih zemalja, razlike među aerodromima i samim korisnicima zračnog prostora, te nudi različita rješenja za područja visoke gustoće prometa, gdje će zahtijevani kapacitet biti ispunjen ali pod cijenu neoptimalnih putanja za pojedine korisnike, dok za područja srednje i niske gustoće nudi optimalne putanje kako bi troškovi i utjecaj na okoliš bili što manji [4].

U obliku programa SESAR operacije temeljene na 4D putanjama bi trebale biti uvedene u dvije faze. Prva inicijalna (i4D) faza je relativno jednostavna i ne predstavlja veliki tehnološki problem, odnosno pozitivni učinak bi se mogao ostvariti sa minimalnom nadogradnjom trenutne opreme. Inicijalne 4D operacije se sastoje od davanja vremenskog limita za dolazak na određenu točku (najčešće Initial Approach Fix) svakom zrakoplovu koji konvergira prema istoj, kako bi se sekvencionirao promet za prilaz. Druga faza bi trebala biti Full 4D, međutim pošto za njezino izvršenje treba jako puno resursa i promjena cjelokupnog sustava, ona jos nije aktualna [5].

Ovaj koncept ima i svoje mane. U trenutnim uvjetima je u pravilu moguće da se samo jedan dio rute leti po 4D putanjama, te su u konačnici globalno gledano sve prednosti 4D navigacije minimalne, te to nije isplativo. Druga velika mana je oprema, jer se tehnologijom podobnom za 4D operacije moraju opremiti zrakoplovi, kontrola leta i aerodromi, a to je izuzetno skupo; isto tako u slučaju kvara opreme, kontrolori leta bi bili preopterećeni poslom, jer bi morali obavljati i zadatke koji bi trebali biti automatizirani. Uz sve to, konvencionalni način rada se mijenja, jer kontrolori leta moraju računati na to da njihove odluke utječu na cijelu putanju, ne samo na dati trenutak, a i piloti će biti još više ograničeni u operacijama jer moraju poštivati vrijeme dolaska; ne smiju doći prije ni kasnije jer to utječe na ostale sudionike, isto tako uočavanje i sprječavanje kolizija će postati teže, jer zrakoplovi neće letjeti standardnim zračnim putevima [5].

3. Kontrola puta po daljini u kontekstu 4D navigacije

3.1 Organizacija i vođenje zračnog prostora

Zračni prostor će biti podijeljen u dvije kategorije, organizirane na pristupu davanja usluge. Kontroliran zračni prostor, gdje se informacije u svom prometu dijele i ANSP je glavni za razdvajanje, iako se ta uloga može predati posadama zrakoplova uz unaprijed definirana pravila, i nekontroliran zračni prostor gdje razdvajanje drže isključivo posade [4].

U kontroliranom zračnom prostoru, posebno u režimu krstarenja, primjenjivat će se putanje koje preferiraju korisnici, odnosno one koje su sami predložili, bez potrebe za prelaskom na rutnu strukturu koja će uvijek biti dostupna za operacije kojima je potrebna. U područjima visoke gustoće će se morati žrtvovati efikasnost leta za potrebe kapaciteta, te će se koristiti rutne strukture sve dok se gustoća prometa ne smanji na razinu koja omogućuje njihovo ukidanje do idućeg povećanja. U cilnom konceptu ATM-a zračni prostor se koristi na vrlo fleksibilan način. Tretirat će se kao jedinstveno prostranstvo, minimizirajući potrebe za segregacijom prometa i omogućujući letenje po putanjama uz eventualna minimalna odstupanja zbog korištenja rutne strukture ili prolaska kroz unaprijed određenu zonu (npr. Vojne zone). Minimalna odstupanja će biti omogućena točnijim planiranjem, boljim upravljanjem vremenom i procedurama koje fleksibilno upravljaju promjenama kapaciteta u stvarnom vremenu, te vraćaju bilo koji dio zračnog prostora koji se ne koristi na korištenje [4].

Predviđena je funkcija upravljanja mrežom (eng. Network management) kako bi osigurala da buduća ATM mreža ima ostvarive operacijske performanse koje su produkt stalnog planiranja i koje će ostati stabilne i efikasne, posebno kada se suoče sa neočekivanim promjenama. Odjel upravljanja mrežom će surađivati sa svim partnerima u transparentnom duhu kako bi osigurao ostvarenje ciljeva koristeći slojevit planski pristup na regionalnoj, sub-regionalnoj i lokalnoj razini [4].

3.2 Izvršenje i vođenje poslovne putanje

ANSP će davati odobrenja i upute svakom korisniku zračnog prostora koje ili odobravaju referentnu poslovnu putanju (RBT), ili ju revidiraju. Sukladno tome korisnik će slijediti odobrenu RBT i poštivati bilo kakva data ograničenja, ili sam tražiti revidiranje RBT-a ukoliko mu ne odgovara. Kao dio procesa odobrenja, svi podobni zrakoplovi će dobiti zahtjeve za upravljanje putanjom (eng. Trajectory Management Requirements – TMR) za svaki let. Kad je RBT odobrena od strane ANSP-a i krene se izvršavati od strane posade, zrakoplov postaje primarni izvor podataka o svojoj 4D putanji (osim u slučaju nepodobnih zrakoplova gdje su primarni izvor zemaljski i/ili ANSP sustavi). RBT je subjekt automatskoj i regularnoj sinkronizaciji kroz RBT automatski proces ažuriranja. Sustavi koji su u zrakoplovu bi trebali voditi zrakoplov po odobrenoj putanji. Zahtjevi za promjenom putanje mogu doći zbog zadovoljavanja razdvajanja, sekvencioniranja, vremena, promjene ograničenja na prilazu itd. Njih obrađuje RBT proces revizije. Sredstva kojima ANSP može implementirati promjene su nametanje, dopuna ili micanje ograničenja. Korisnik predlaže promjene u RBT-u koje odgovaraju promjeni ograničenja. ANSP prihvaća promijenjenu RBT ako ona ne stvara nove probleme ili konflikte. Za taktičke promjene će kontrolor leta dati upute/odobrenja koje mogu rezultirati dopunom RBT-a [4].

Funkcija upravljanja redom (eng. Queue Management function) podržana sa alatima upravitelja dolazaka (eng. Arrival Manager – AMAN), upravitelja odlazaka (eng. Departure Manager – DMAN) i upravitelja na površini (eng. Surface Manager – SMAN; funkcija naprednog sustava kretanja po površini, te navođenja i kontroliranja istog) održava siguran, uredan i efikasan tok prometa, na zemlji i u zraku dok u isto vrijeme pruža fleksibilnost omogućujući maksimalno iskorištenje kapaciteta. Kako će točni podaci o putanjama postati dostupni SWIM² okolišu, upravljanje redom će fino podesiti poziciju svakog zrakoplova u cjelinu i eventualno dodijeliti vremensko ograničenje. Tako će korisnik zračnog prostora moći usporediti svoju putanju u skladu s pozicijom na kojoj bi trebao biti, pritom poštivajući sva ograničenja na najefikasniji

² Upravljanje informacija u cijelom sustavu (eng. System Wide Information Management)

način. Ovo omogućava sustavu da brzo odgovara na promjene situacije i da optimizira korištenje ograničenih resursa [4].

3.3 Upravljanje konfliktima i načini razdvajanja

Separator je definiran kao agent odgovoran za određivanje razdvajanja i može biti korisnik zračnog prostora (pilot) ili pružatelj zračne usluge (kontrolor leta). U bilo kojem slučaju separator mora biti određen prije početka pružanja razdvajanja.

U kontroliranom zračnom prostoru, unaprijed određen separator je ANSP, iako ako su zadovoljeni svi sigurnosni uvjeti, održavanje razdvajanja se može prebaciti na pilota pod određenim uvjetima. Uvjeti su da zrakoplov ima svu potrebnu opremu, da je pilot obučen za samostalno razdvajanje, te da su točno definirane granice odobrenja (u vremenu, prostoru ili u odnosu na druge zrakoplove). U nekontroliranom zračnom prostoru separator je uvijek korisnik zračnog prostora (pilot) [4].

Radno opterećenje kontrolora je veliki aspekt kapaciteta ATM-a. Kako bi se dotakli tog problema, tri su ključne točke u budućem ATM konceptu [4]:

- Automatizacija rutinskih kontrolorskih zadataka podržana boljim metodama unosa podataka i poboljšanog upravljanja podacima
- Automatska podrška u otkrivanju konflikata, poboljšano nadgledanje cjelokupne situacije i rješavanje konflikata
- Značajno smanjenje potreba za taktičkom intervencijom kontrolora:
 - Smanjenje broja potencijalnih konflikata koristeći niz metoda za razrješavanje konflikata
 - Redistribucija zadataka taktičke intervencije na pilote kad je to prikladno kroz kooperativno ili samostalno razdvajanje

Načini razdvajanja spadaju u tri široke kategorije:

1. Konvencionalni modovi kakvi se koriste danas, ali sa boljim upravljanjem podacima i boljim alatima kako bi se unaprijedila efikasnost trajektorija i same mreže [4].

2. Novi modovi temeljeni na zemaljskim sustavima, koji uključuju precizna odobrenja trajektorija (eng. Precision Trajectory Clearances - PTC) koristeći navigacijske performanse zrakoplova, upravljanje ograničenjima i kontrolirana vremena u svrhu organiziranja redova. U svakom PTC-u, zrakoplov zadržava svoju dogovorenu putanju, omogućujući kontrolorima, potpomognutima alatima za predviđanje konflikata, da uvelike povećaju promet pritom zadržavajući ukupno radno opterećenje na zadovoljavajućoj razini. Ima više vrsta PTC-a ovisno o zahtijevanim performansama u četiri dimenzije [4]:

- 2D rute (PTC-2D) sa lateralnim ograničenjem, slične trenutnim metodama, i mogu biti fiksne, privremene i rute preferirane od strane korisnika ovisno o zračnom prostoru i operacijskom okolišu
- 3D rute (PTC-3D) sa lateralnim i vertikalnim ograničenjem, primjenjive dinamički kako bi se najbolje uskladile sa performansama zrakoplova u penjanju/spuštanju i zadržale vertikalnu evoluciju putanje
- 4D rute (PTC-4D) koje propisuju ograničenje trajektorije u sve četiri dimenzije za vrijeme perioda ugovora. Ograničenje može biti fiksno ili fleksibilno kao bi iskoristilo poboljšane mogućnosti zrakoplova. 4D ugovor će se odnositi na definirani segment RBT-a.

2D/3D/4D PTC koncepti se oslanjaju na dekonflikciju letova kako bi postigli kapacitet, fleksibilnost i predvidivost sa smanjenom intervencijom kontrolora. 2D/3D/4D PTC koncepti se sastoje od odobrenja za nastavak leta po 2D/3D/4D putanji od strane kontrolora, s kojim se mora složiti posada zrakoplova (zbog eventualnog slučaja neizvedivosti putanje zbog limitacija zrakoplova ili nekog drugog razloga). Odobrenje je identično trenutnom RBT-u u idealnom slučaju, ili može rezultirati revizijom RBT-a [4].

Kontrola putanje postavljanjem brzine (eng. Trajectory control by speed adjustment); automatizirana dekonflikcijska metoda gdje automatizirani alati nameću podešavanje brzine (horizontalne i/ili vertikalne) unutar ograničenog opsega i srednje pojasno

vrijeme kako bi taktički spriječilo konflikt i smanjilo kompleksnost i obujam posla kontrolora.

3. Novi model zračnog razdvajanja koristeći ASAS³ aplikaciju za:

- Kooperativno razdvajanje u kojoj je uloga separatora privremeno dodijeljena posadi kako bi osigurala razdvajanje u odnosu na druge zrakoplove pod specifičnim uvjetima
- Samostalno razdvajanje u kojem je posada zadužena za razdvajanje od svih zrakoplova u definiranom segmentu leta

Kooperativno ili samostalno razdvajanje treba biti sagledano kao trenutna devijacija od RBT-a, koja se nastavlja nakon što je zrakoplov bez konflikata. Dužnost je zapovjednika zrakoplova osigurati da se let nastavi sigurno kad ulazi u zračni prostor gdje je korisnik zadužen za razdvajanje, kad traži samostalno razdvajanje ili kad prihvaća izvesti ASAS manevar. RBT treba biti pregovarana sa ANSP-om kad zrakoplov ulazi u područje gdje je separator ANSP ili zahtjeva uslugu razdvajanja temeljenu na zemaljskim sustavima [4].

Prednosti ovih načina razdvajanja se čine veoma slične. Jedan cilj ASAS-a je da omogući samostalno razdvajanje u područjima miješanih operacija. Namjera je da se dopusti da letovi koji sami održavaju razdvajanje i letovi za čije razdvajanje je zadužen ANSP lete u istom zračnom prostoru, ako se dokaže da je moguće zadržati željenu razinu sigurnosti uz pružanje ekonomskih prednosti i povećanje kapaciteta [4].

U kontroliranom zračnom prostoru, u područjima srednje i visoke gustoće, do 2020-te neće biti svi modovi u upotrebi. Vrlo napredni zrakoplovni i zemaljski sustavi potrebni za 4D ugovore i/ili ASAS samostalno razdvajanje neće biti dostupni većini korisnika zračnog prostora čak do 2025.godine, dok se u nekim područjima niske gustoće očekuje uvođenje samostalnog razdvajanja do 2020.godine. Bez obzira na to, ovi modovi su dio istraživanja o izvedivosti kao najbolji efikasni načini da se postignu krajnji ciljevi cijelog koncepta zasnovanog na letenju po putanjama [4].

³ Airborne Separation Assistance System

3.4 Izbjegavanje sudara

Globalni sigurnosni pristup je potreban da bi se definirali budući sustavi za sprječavanje sudara, uzimajući u obzir nove SESAR-ove načine razdvajanja. Dvoslojni oblik zaštite omogućen nezavisnim zračnim i zemaljskim sustavima mreža; Airborne Collision Avoidance System (ACAS) i Short Term Conflict Alert (STCA) će i dalje igrati veliku ulogu [4].

SESAR program će predvoditi put prema razvijanju ACAS-a i STCA-a kako bi se dijeljene informacije mogle koristiti da bi se koordinirala upozorenja i savjetodavne odluke (eng. Resolution Advisory – RA). Cilj je da se isti prikazuju i pilotu i kontroloru. Potpuni nezavisna logika uočavanja sudara bi trebala biti korištena u različitim sustavima, koristeći nekoliko nezavisnih izvora informacija kao i omogućene zajedničke izvore (npr. barometarska visina, dijeljene putanje itd.), ali se rezultati kalkulacija uvijek dijele i uspoređuju. Ovo se ne odnosi na to da bi različiti sustavi pregovarali o savjetodavnom manevru (eng. Resolution Manoeuvre) [4].

3.5 Načini kontrole puta u 4D navigaciji

U konceptu operacija zasnovanih na putanjama, zahtijeva se mogućnost vođenja 4D navigacije. Zbog kompleksnosti novih sustava i alata, a ponajviše zbog njihove cijene, većina sudionika u prometu neće imati potrebnu opremu za vođenje 4D navigacije. Stoga imamo dva načina kontrole puta; za zrakoplove s 4D FMS-om, i za one bez 4D FMS-a.

Eurocontrol je razvio napredni alat pod nazivom kontrolor putanje leta (eng. Flight Path Monitor – FPM). FPM uspoređuje 4D pozicije zrakoplova sa planiranim 4D pozicijama na putanji leta. Devijacije se računaju u tri dimenzije; lateralnoj, longitudinalnoj i vertikalnoj, te ovisno o odstupanju mogu biti nevažne, srednje ili velike [9].

FPM obavlja dvije funkcije [9]:

- Otkrivanje razlika između aktualne pozicije zrakoplova i planirane 4D putanje
- Pružanje navigacije temeljene na zemaljskim sustavima za zrakoplove bez potrebne opreme za 4D navigaciju

Kontrola puta za zrakoplove sa 4D FMS-om je relativno jednostavna, ako se izuzmu matematički procesi koji se događaju u pozadini, jer je 4D FMS u većini slučajeva samostalan, odnosno sam računa trenutnu poziciju zrakoplova, te ju uspoređuje sa planiranom, a eventualne devijacije (uzrokovane sitnim pogreškama u računanju, vremenskim uvjetima i sl.) sam ispravlja. Pošto je 4D FMS umrežen sa FPM-om, cijeli proces je automatiziran [9].

Problem se javlja kod zrakoplova koji nisu opremljeni 4D FMS-om, a takvih će biti velika većina, pogotovo u ranijim fazama implementacije operacija zasnovanim na putanjama. U ovom slučaju FPM pruža navigaciju temeljenu na zemaljskom sustavu davajući savjetodavnu kalibriranu brzinu (eng. Calibrated Airspeed – CAS), te bi zrakoplov slijedeći tu brzinu bi trebao stići u određenu točku u točno zatraženo vrijeme. Drugim riječima, FPM daje mogućnost zrakoplovima koji koriste 3D navigaciju da dobiju predodžbu njihove pozicije u 4D putanji, i da im signalizira devijacije, trendove devijacija i stvarne pozicije svih zrakoplova od odgovarajućih 4D putanji [9].

U suštini svrha FPM-ove funkcije za otkrivanje odstupanja je kontrola putanje svih zrakoplova, te u slučaju značajnog odstupanja od planirane putanje upozoriti kontrolora leta, pilota i poslati podatke ostalim alatima kako bi se odstupanje što brže i efikasnije otklonilo [9].

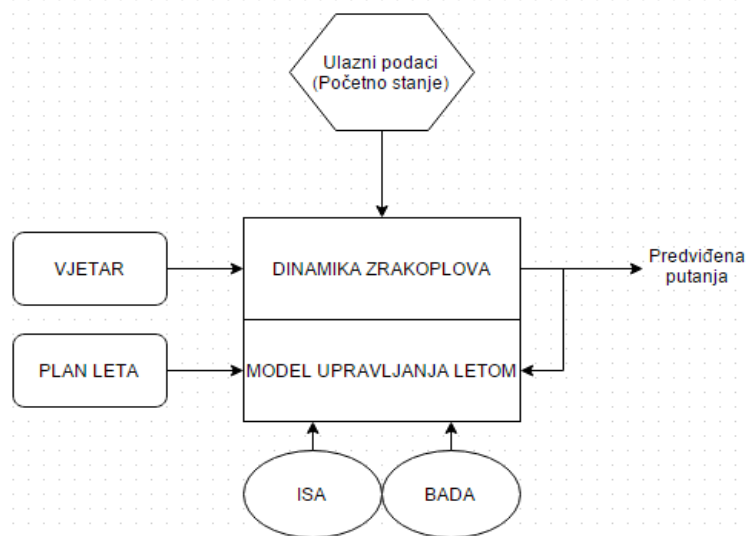
4. Eksperimentalni model zrakoplova

4.1 Arhitektura modela

Matematički model zrakoplova, čija je blok shema prikazana na slici 2, koji se koristi u simulaciji se temelji na međusobnom djelovanju dva modula:

- Modul za izračun dinamike zrakoplova
- Modul sustava upravljanja letom (FMS)

Modul za dinamiku zrakoplova služi za kontinuirano računanje dinamičkih parametara leta, i gotovo svi podsustavi modula imaju direktan učinak na modul dinamike zrakoplova. Za izračun dinamičkog stanja se koristi šest varijabli; tri varijable predstavljaju položaj zrakoplova u prostoru, četvrta je stvarna brzina leta, peta smjer zrakoplova, a šesta masa zrakoplova. Vjetar isto tako ima izravan utjecaj na dinamiku zrakoplova, a definiran je sa x, y i z vektorom, čija rezultanta definira smjer i jačinu vjetrova. Ulazni podaci predstavljaju početno stanje zrakoplova (pozicija, smjer, masa, brzina) i atmosfere (temperatura, tlak) [6].



Slika 2 Pojednostavljeni eksperimentalni model zrakoplova [6]

Plan leta sadrži x, y i z koordinate točkaka koje opisuju putanju leta. Podaci o točkama putanje se šalju u modul upravljanja letom koje je zapravo pojednostavljeni FMS. Interakcija dvaju modula kao rezultat daje simuliranu putanju zrakoplova na koju utječu modul standardne atmosfere, operativne performanse i procedure zrakoplova (BADA)[6].

4.2 Moduli eksperimentalnog modela

4.2.1 Model standardne atmosfere i operativnih performansi

Ovaj eksperimentalni matematički model zrakoplova koristi model standardne atmosfere (ISA); čiji su mu podaci nužni za dobivanje performansi i putanje zrakoplova. Podaci dobiveni od modela standardne atmosfere su [7]:

1. Visina tropopauze
2. Temperatura zraka ispod tropopauze
3. Tlak zraka
4. Gustoća zraka
5. Brzina zvuka
6. CAS/TAS konverzija
7. Mach/TAS pretvorba
8. Mach/CAS prijelazna brzina

U modelu operativnih performansi su sadržane operativne značajke zrakoplova (A320) korištenog u simulaciji [7]:

1. **Masa** (referentna, minimalna, maksimalna)
2. **Envelopa leta** (maksimalna operativna brzina, maksimalni operativni Machov broj, maksimalna operativna visina, maksimalna visina pri MTOW i ISA, temperaturni gradijent na maksimalnoj visini)
3. **Aerodinamika** (referentna površina krila, buffet onset lift coefficient, Buffeting gradient, konfiguracijske karakteristike)
4. **Potisak i reducirana snaga** (maksimalni koeficijenti potiska u različitim fazama leta, temperaturni koeficijenti)
5. **Gibanje po zemlji** (raspon krila, duljina, udaljenost za polijetanje i slijetanje)

4.2.2 Model dinamike zrakoplova

Eksperimentalni model zrakoplova je modeliran koristeći točkasti model mase (eng. Point Mass Model – PMM), koji je jednostavno izvesti iz osnova aerodinamike prikazanih na slici 3. Nakon usvajanja pojedinih pretpostavki koje su prikladne za komercijalne zrakoplove koji u normalnim uvjetima izvode samo blage manevre, model se može opisati kao kontrolni sustav sa šest stanja [6]:

- Horizontalna pozicija (x_1 i x_2)
- Visina (x_3)
- Stvarna brzina leta – TAS (x_4)
- Smjer zrakoplova – Heading (x_5)
- Masa zrakoplova (x_6)

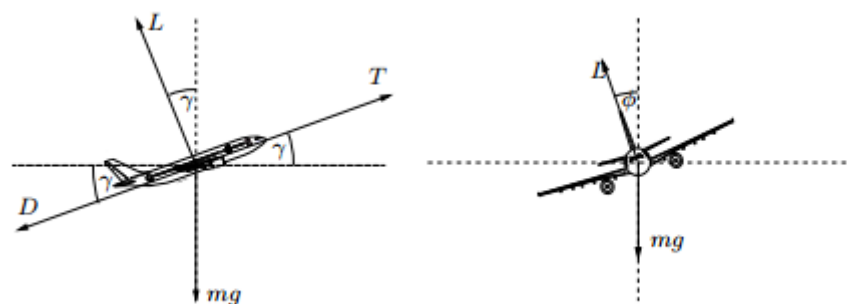
Ulazni parametri su:

- Potisak (u_1)
- Kut nagiba (u_2)
- Kut putanje leta (u_3)
- Koeficijent otpora (u_4)

Na putanju zrakoplova izravno utječe i vjetar, kao što je spomenuto u odlomku 4.1 Arhitektura modela. Nakon računanja (čiji je postupak izostavljen zbog jednostavnosti i prostora) jednažba stanja se svodi na (1) [6]

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_4 \cos(x_5) \cos(u_3) + w_1 \\ x_4 \sin(x_5) \cos(u_3) + w_2 \\ x_4 \sin(u_3) + w_3 \\ - \left[\left(\frac{u_4 S \rho}{2} \right) \cdot \left(\frac{x_4^2}{x_6} \right) \right] - [g \sin(u_3)] + \left(\frac{u_1}{x_6} \right) \\ \left[\left(\frac{C_L S \rho}{2} \right) \cdot \left(\frac{x_4}{x_6} \right) \right] \cdot \sin(u_2) \\ -\eta \cdot u_1 \end{bmatrix} = f(x, u, w) \quad (1)$$

C_L i C_D su koeficijenti aerodinamičkog uzgona i otpora, S je površina krila, ρ je gustoća zraka a η je koeficijent koji povezuje potisak sa potrošnjom goriva. Uz ovo stanje, model koristi parametar pod nazivom *Aircraft_Type*, gdje su spremljene sve vrijednosti vezane za specifične tipove zrakoplova, koje su definirane u bazi zrakoplovnih podataka (eng. Base of Aircraft Data – BADA). U ovom eksperimentalnom modelu, iz BADA-e se uzimaju vrijednosti kao npr. koeficijenti otpora, limitacije mase za pojedine zrakoplove, limitacije brzina itd [6].



Slika 3 Sile koje djeluju na zrakoplov u modelu točkaste mase [6]

4.2.3 Sustav upravljanja letom

Flight Management System (FMS) se može gledati kao kontrolni sustav koji mjeri stanje dinamike zrakoplova (x) i koristi ga, skupa s planom leta za određivanje ulaznih vrijednosti (u) [6].

U ovom modelu je pretpostavljeno da zrakoplov kontrolira horizontalnu poziciju koristeći samo kut nagiba (u_2). To je omogućeno prvotno kontroliranjem smjera zrakoplova (eng. headinga) [x_5] kroz jednadžbu (2) [6]

$$\dot{x}_5 = \frac{C_L S \rho(x_3)}{2} \frac{x_4}{x_6} \sin(u_2). \quad (2)$$

x_5 se onda može koristiti za kontrolu horizontalne pozicije zrakoplova (x_1, x_2) kroz jednadžbe (3) [6]

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_4 \cos(x_5) \cos(u_3) + w_1 \\ \dot{x}_2 &= x_4 \sin(x_5) \cos(u_3) + w_2. \end{aligned} \quad (3)$$

Ovaj model pretpostavlja da FMS postavlja kut nagiba ovisno o pogrešci u smjeru zrakoplova i bočnom odstupanju od referentnog puta. Kontrolni sustav djeluje kontinuirano kroz vrijeme i sadrži linearni dio povratnih informacija nakon kojeg slijede nelinearni podaci kako bi se osiguralo razumno ponašanje zrakoplova čak i sa ekstremnim ulaznim podacima. Takvi slučajevi se mogu dogoditi u oštrim zaokretima diktiranim planom leta. Potisak u_1 i kut putanje leta (eng. Flight path angle) [u_3] se koriste za postavljanje brzine leta i brzine penjanja/spuštanja (eng. Rate of Climb/Rate of Descent). Model uvijek pretpostavlja da FMS prilagođava brzinu željenoj odnosno nominalnoj brzini (V_{nom}), koja ovisi o visini i postavlja se ovisno o podacima iz BADE. Kada je zrakoplov u režimu krstarenja, što je slučaj ove simulacije potrošnje goriva, FMS postavlja kut putanje leta na nulu, te se u tom slučaju potiskom kontrolira brzina po formuli (4) [6]

$$\dot{x}_4 = -\frac{C_D S \rho(x_3)}{2} \frac{x_4^2}{x_6} + \frac{1}{x_6} u_1. \quad (4)$$

C_D je koeficijent aerodinamičkog otpora, S je površina krila, ρ je gustoća zraka, x_4 stvarna brzina leta, a x_6 masa zrakoplova.

U ovom modelu ulazne vrijednosti u su u jednu ruku određene konvencionalnim, kontinuiranim sustavima kontrole. S druge strane parametri i postavke istih ovise o kompliciranom logičkom procesu donošenja odluka. Taj proces nazivamo diskretno stanje FMS-a. [6]

Diskretno stanje FMS-a može biti predstavljeno sa 8 diskretnih varijabli [6]:

1. Razina leta (eng. Flight Level – FL)
2. Indeks točke puta (eng. Way-point index – WP)
3. Mod ubrzanja (eng. Acceleration mode – AM)
4. Mod penjanja (eng. Climb mode – CM)
5. Mod držanja brzine (eng. Speed hold mode – SHM)
6. Faza leta (eng. Flight phase – FP)
7. Mod smanjene snage (eng. Reduced power mode – RPM)
8. Mod troposfere (eng. Troposphere mode – TrM)

4.2.4 Prilagodba simulacije

Opisani eksperimentalni model zrakoplova i postojeću simulaciju je trebalo prilagoditi kako bi ona izvršila 4D putanju leta, te dala rezultate potrošnje goriva u simuliranim scenarijima o kojima će biti riječi kasnije u radu.

U glavnom programu [prilog 1] je bilo potrebno dodati opciju za 4D let [prilog 1, 11 red], čime smo dobili mogućnost odabira 3D ili 4D rute. Nakon toga smo trebali prilagoditi simulaciju da ovisno o zadanome vremenu dolaska (4D nav.) mijenja brzinu da se taj zahtjev ispuni. To smo omogućili uvođenjem novih funkcija; željene putne brzine [prilog 2], trenutne stvarne brzine zrakoplova [prilog 3] i brzine sloma uzgona [prilog 4], koje su međusobno povezane. Nakon definiranja novih funkcija, implementirali smo ih u glavni program za slučaj 4D navigacije [prilog 1, red 65-76], gdje smo i definirali da brzina leta nikad ne može biti manja od najmanje dozvoljene brzine. Potrebno je napomenuti da nove funkcije koriste podatke iz modela zrakoplova (npr. trenutnu poziciju zrakoplova, trenutnu brzinu itd.). Svi podaci o zrakoplovu (BADA A320) su prikazani u prilogu 5.

Izvođenjem navedenih koraka i unošenjem novih funkcija u simulacijski program je omogućeno da zrakoplov prilagođava brzinu leta ovisno o zadanom vremenu dolaska, te je promjenom scenarija moguće odrediti i usporediti trend potrošnje goriva.

5. Eksperimentalni model potrošnje goriva

Model potrošnje goriva korišten u simulaciji je matematički model potrošnje za mlazne zrakoplove definiran i publiciran u BADI[8].

Za mlazne motore, specifična potrošnja goriva po potisku (eng. Thrust specific fuel consumption – TSFC), η (kg/(min*kN)), je definirana kao funkcija stvarne brzine (V_{tas} [kts]). Formula glasi (5)** [8]

$$\eta = C_{f1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right) \quad (5)$$

Nominalni protok goriva (eng. fuel flow), f_{nom} (kg/min) može biti izračunat koristeći potisak T (6) [8]

$$F_{nom} = \eta \times T \quad (6)$$

Ovi izrazi se koriste u svim fazama leta osim spuštanja bez gasa i krstarenja, gdje se koriste sljedeći izrazi: [8]

- Minimalni protok goriva (eng. Minimum fuel flow), f_{min} (kg/min), odgovara postavci bez snage tijekom uvjeta spuštanja, i definirana je kao funkcija visine iznad razine mora, h [ft], a glasi (7)**

$$f_{min} = C_{f3} \left(1 - \frac{h}{C_{f4}} \right) \quad (7)$$

- Protok goriva tijekom krstarenja (eng. Cruise fuel flow), f_{cr} (kg/min), je izračunat koristeći TSFC, potisak, i faktor protoka goriva u krstarenju C_{fcr} (eng. cruise fuel flow factor) (8)

$$f_{cr} = \eta \times T \times C_{fcr} \quad (8)$$

** C_{f1} i C_{f2} su TSFC koeficijenti, dok su C_{f3} i C_{f4} koeficijenti protoka goriva u spuštanju.

6. Simulacijski scenariji

Zadatak ovog rada je bio ispitati utjecaj 4D navigacije na potrošnju goriva u krstarećem režimu. Ukupno ima 34 simulacijska scenarija, 17 scenarija 3D putanje i 17 scenarija 4D putanje leta.

Početno stanje zrakoplova je za sve scenarije isto, koordinate početne točke su (0,0), početna visina je 11000 metara, početna brzina 229 m/s, smjer 360° i početna masa 60000 kilograma [prilog 1, red 14-21]. Duljina rute je također jednaka za sve scenarije i iznosi 1 000 000 metara (1000 km) u krstarećem režimu leta.

Razlika je da u 3D scenarijima zrakoplov leti konstantnom brzinom, te ovisno o vrijednosti vjetra dolazi do završne točke rute (1000km po x osi) u određeno vrijeme. U 4D navigaciji se zrakoplovu zadaje referentno vrijeme u koje mora biti na kraju rute, i pritom model sam podešava potrebnu brzinu kako bi ispunio taj zahtjev. U jednom i drugom slučaju se fokusiramo na rezultate potrošnje goriva. Referentno vrijeme je uzeto iz „nultog“ slučaja, odnosno scenarija 3D navigacije u uvjetima bez vjetra sa krstarećom brzinom od 230 m/s (TAS), kao što je vidljivo u tablici 2. Vrijednost vjetra se za svaki scenarij postavlja posebno u glavnom programu [prilog 1, red 29-33].

Tablica 2 "Nulti" simulacijski scenarij

Vrijeme leta [s]	4344
Prijeđeni put po x osi [m]	1.0000e + 06
Prijeđeni put po y osi [m]	0
Visina leta [m]	11000
Brzina leta [m/s]	230.2023
Smjer zrakoplova (heading) [°]	0
Masa zrakoplova [kg]	5.7184e +04

Iz tablice 2 vidimo da je za scenarij 3D navigacije, bez utjecaja vjetra zrakoplov prešao put od 1000 km za 4344 sekunde (1,206 h), da je visina leta 11000 metara, brzina leta 447 kts (230 m/s) pri smjeru zrakoplova 000°, te da mu je masa u tom trenutku 57184 kg.

Kao što je već prije spomenuto, u radu su 34 simulacijska scenarija, koji se dijele na 3D i 4D putanje, i u svakom je različita vrijednost vjetra. Vrijednosti vjetra su prikazane u tablici 3.

Tablica 3 Vrijednosti vjetra korištene za simulacijske scenarije

Vjetar[kts]
-80
-70
-60
-50
-40
-30
-20
-10
0
10
20
30
40
50
60
70
80

Vjetar sa prefiksom – je čeonni vjetar (eng. Headwind – HW), dok je vjetar sa pozitivnom vrijednošću leđni vjetar (eng. Tailwind – TW). Važno je napomenuti da je vrijednost vjetra uvijek isključivo čeonni ili leđni, odnosno da u simulaciji nema bočnog vjetra.

7. Rezultati simulacija

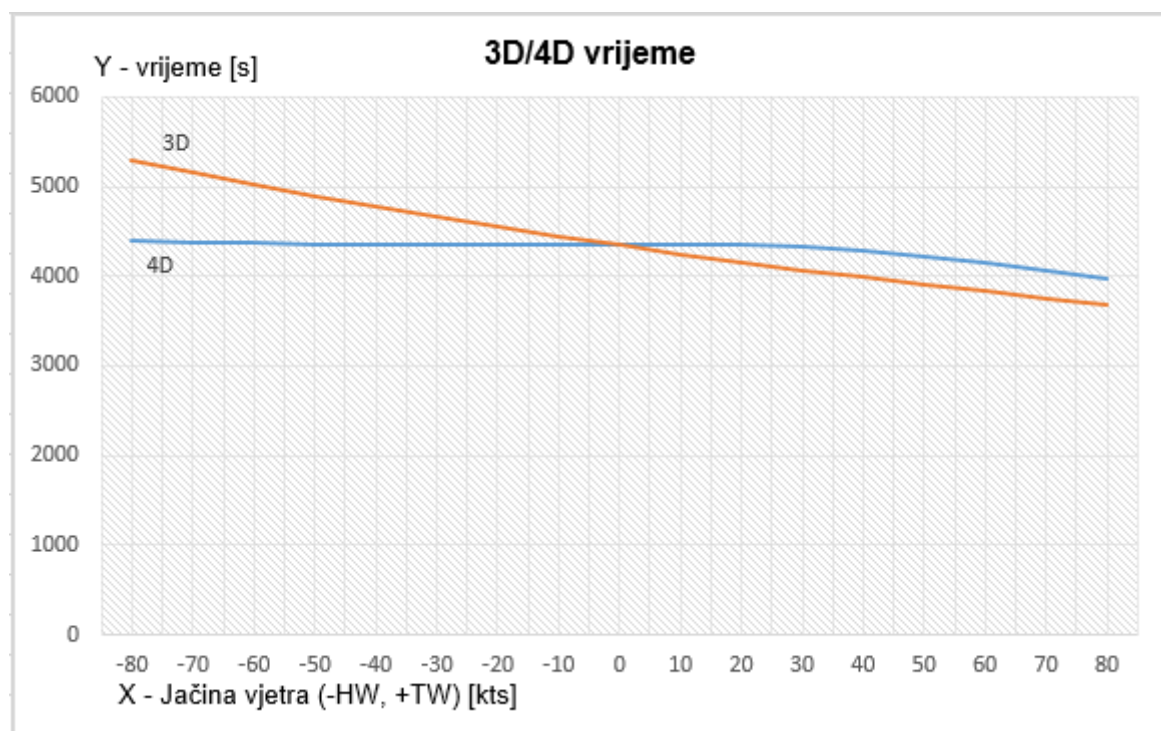
Rezultati svih simulacijskih scenarija su prikazani u tablici 4.

Tablica 4 Rezultati simulacijskih scenarija

A320				
3D			4D	
Vjetar[kts]	Vrijeme[s]	Masa na destinaciji[kg]	Vrijeme[s]	Masa na destinaciji[kg]
-80	5291	56581	4399	56129
-70	5151	56670	4380	56258
-60	5018	56754	4366	56388
-50	4892	56835	4356	56521
-40	4772	56911	4350	56653
-30	4658	56984	4347	56786
-20	4549	57054	4346	56920
-10	4445	57120	4345	57052
0	4345	57184	4344	57184
10	4250	57245	4344	57292
20	4159	57303	4342	57357
30	4072	57359	4323	57356
40	3989	57412	4283	57364
50	3909	57463	4223	57380
60	3832	57513	4149	57404
70	3757	57561	4064	57435
80	3686	57606	3974	57469

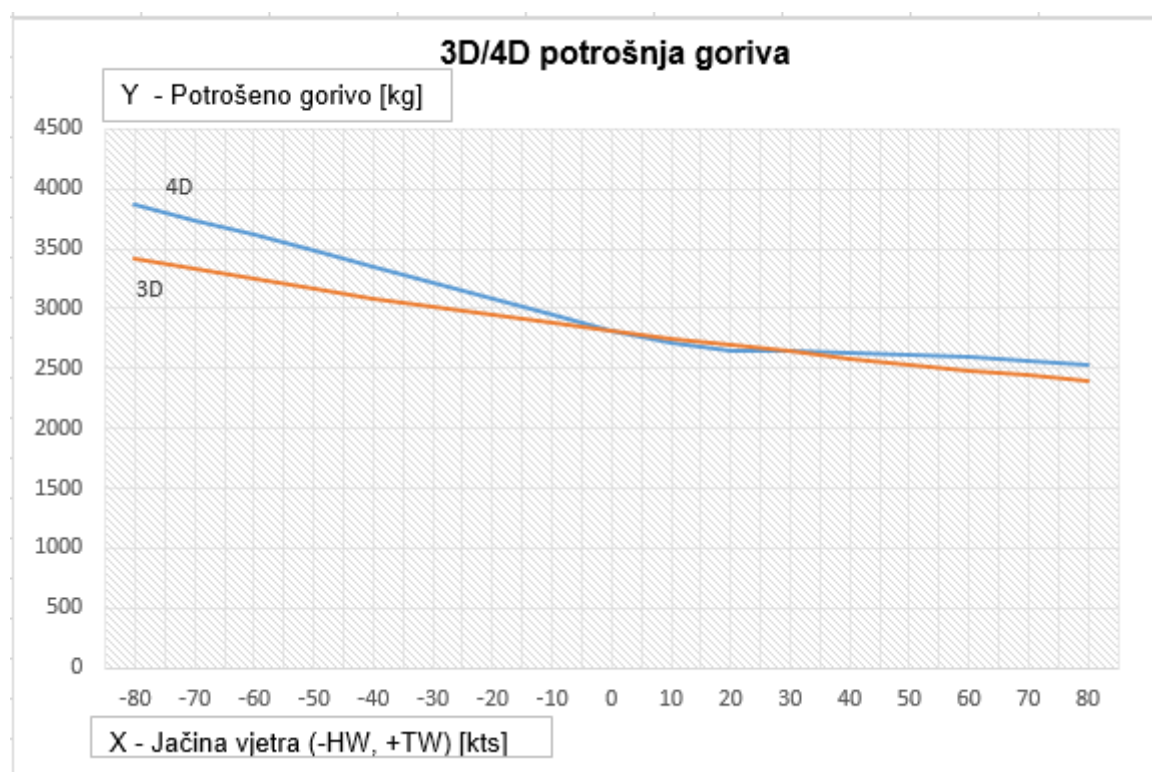
*** - vjetar je headwind, a + je tailwind

Kako bi lakše interpretirali rezultate, iz tablice 4. su izvučeni podaci potrebni za konstrukciju grafova u kojima su prikazani vrijeme, masa i potrošnja goriva u ovisnosti o jačini vjetera na ruti, uz korištenje eksperimentalnog modela zrakoplova i potrošnje goriva, te simulacijskih scenarija navedenih ranije u radu. (poglavlja 4, 5, 6).



Slika 4 Usporedba vremena dolaska simuliranih scenarija

Na grafu prikazanom na slici 4 možemo jasno vidjeti razliku između 3D i 4D navigacije u odnosu na vremena dolazaka, ovisno o jačini vjetra na ruti. Vidimo kako linija koja predstavlja 3D rute linearno pada, odnosno sa smanjenjem čeonog i povećanjem leđnog vjetra vrijeme leta se smanjuje, što je i logično pošto zrakoplov leti konstantnom brzinom, te ga komponenta vjetra ili dodatno ubrza ili uspori ovisno o smjeru. U slučaju 4D putanje vidimo da zrakoplov ima konstantno vrijeme dolaska, uz mala odstupanja (+/- 10 sekundi), osim u slučajevima utjecaja jakog leđnog vjetra. To je logičan ishod simulacije, jer poanta 4D navigacije je da se ispoštuje unaprijed zadano vrijeme dolaska. Razlog većeg odstupanja u uvjetima jakog leđnog vjetra je zbog minimalne brzine zrakoplova. Naime zrakoplov ne može letjeti ispod brzine sloma uzgona. U uvjetima gdje je leđni vjetar jačine 40 čvorova i više, unatoč tome što zrakoplov leti najmanjom dopuštenom brzinom, i dalje je prebrz, te nikako ne može ispoštovati zadano vrijeme dolaska nego dolazi ranije, što se vidi na padajućem dijelu 4D linije, gdje se povećavanjem jačine leđnog vjetra vrijeme dolaska smanjuje. Možemo i napomenuti da scenarij bez utjecaja vjetra u 3D i 4D navigaciji ima iste rezultate, jer smo 3D scenarij uzeli kao referentni, to će biti slučaj i na idućem grafu gdje će se prikazati potrošnja goriva.



Slika 5 Usporedba potrošnje goriva simuliranih scenarija

Graf prikazan na slici 5 nam pokazuje potrošnju goriva za sve simulirane scenarije. Vidimo kako graf koji prikazuje scenarije 3D navigacije opet linearno pada kako se čeonog vjetar smanjuje, odnosno leđni povećava. Razlog tome je logičan, u uvjetima čeonog vjetra zrakoplov putuje duže i time potroši veće količine goriva, isto vrijedi i za leđni vjetar i smanjenje potrošnje goriva. Ovdje su nam zanimljivi scenariji 4D navigacije, gdje vidim da u uvjetima jakog čeonog vjetra zrakoplov troši i do 13% više goriva, nego u uvjetima 3D navigacije, što nije mala brojka. Razlog tome je što zrakoplov ne leti najefikasnijom brzinom, odnosno brzinom najmanje ili optimalne potrošnje goriva kao u 3D navigaciji, nego brzinom potrebnom da stigne na cilj u zadanome vremenu; a u uvjetima jakog čeonog vjetra, ako je zrakoplov uopće tehnički sposoban (u smislu performansi) ostvariti potrebnu brzinu, to zahtjeva veću postavku potiska motora, a time i veću potrošnju goriva. Isto tako možemo uočiti da se trend veće potrošnje goriva u 4D navigaciji u odnosu na 3D navigaciju nastavlja duž cijelog grafa, osim u scenariju slabijeg leđnog vjetra (10 i 20 kts), gdje je potrošnja goriva u 4D navigaciji manja za 2%. Kako leđni vjetar raste, opet se događa porast potrošnje goriva do maksimalne razlike od 6% za scenarij leđnog vjetra od 80 kts.

8. Zaključak

Operacije temeljene na putanjama svakako imaju mjesto u budućnosti zračne plovidbe. Iako su još u stanju razvoja i implementacije u postojeći sustav, već sada se mogu uočiti mnogobrojne prednosti letenja po 4D putanjama u odnosu na konvencionalne metode. Iako je potpuni prelazak na 4D navigaciju desetak godina ispred nas, zbog ogromnih troškova koji su nužni kako bi se unaprijedili zrakoplovi i zemaljski sustavi, sigurno je da je dobar temelj za budućnost zračnog prometa zbog povećanja kapaciteta, smanjenja kašnjenja, povećanja sigurnosti i sve to uz manje ili jednake troškove i smanjenje ljudskog opsega posla. Iako će ukupni troškovi operacija biti zasigurno manji, zbog letenja željenim putanjama, troškovi potrošnje goriva će u pojedinim slučajevima zasigurno rasti, jer će zrakoplov morati poštivati unaprijed određeno vrijeme dolaska, te će svoju brzinu, a time i potisak podešavati ovisno o vremenu dolaska, a samim time u uvjetima sa jakim čeonim vjetrom će potrošnja goriva rasti.

Unatoč tome što potrošnja goriva u pojedinim uvjetima raste, ukupna korist cijelog zračnog prometa pri prelasku na operacije zasnovane na putanjama bi bila ogromna u svim aspektima pa tako i u aspektu ukupne cijene operacija, da bi eventualna cijena veće potrošnje goriva bila zanemariva u odnosu na ostale dobite ovog koncepta. Na kraju možemo zaključiti kako će potpunim prelaskom na operacije zasnovane na putanjama, zračni promet ući u novu eru.

Literatura

- [1] SESAR Joint Undertaking, "European ATM Master Plan, Ed. 2," SESAR Joint Undertaking, Bruxelles, Roadmap 2012.
- [2] The Effect of Trajectory-Based operations on Air Traffic Complexity, Zagreb 2014
dr.sc. T.Radišić
- [3] European ATM performance review report, 2014
- [4] D3 - The ATM Target Concept, SESAR consortium, September 2007.
- [5] http://www.skybrary.aero/index.php/4D_Trajectory_Concept
- [6] A Stochastic Hybrid Model for Air Traffic Control Simulation; William Glover , John Lygeros
- [7] Base of Aircraft Data (BADA) Aircraft Performance Modelling Manual: EEC Technical Report No.2009-009, April 2009.
- [8] User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA); Revision 3.7, EUROCONTROL, March 2009.
- [9] https://www.eurocontrol.int/phare/public/standard_page/FPM.html (Flight Path Monitoring)

Popis tablica

Tablica 1 Europski ATM učinak za 2013 [2]	2
Tablica 2 "Nulti" simulacijski scenarij.....	22
Tablica 3 Vrijednosti vjetra korištene za simulacijske scenarije.....	23
Tablica 4 Rezultati simulacijskih scenarija	24

Prilog 1

```
% GLAVNI PROGRAM
clear all
%inicijalizacija default vrijednosti
ACType = 'A320'; % Odabir tipa zrakoplova,
if ACType == 'A320' % Uvjet kojim definiramo korišteni tip
zrakoplova,
ACinfo = type_a320;
elseif ACType == 'DH8C'
ACinfo = type_DH8C;
end
% ULAZNI PODACI
IsFourD = 1; %0 - za 3d let, 1 - 4d let
CLmod = 'L'; % Početno stanje CLmod-a - horizontalni let,
AC_mode = 'C'; % Početno stanje ACmode-a - konstantna
brzina,
x = [0,0, 11000, 229, 0, 60000];
% Početne vrijednosti dinamičkih varijabli:
% (x) kordinata - X(1) = 0;
% (y) kordinata - X(2) = 0;
% (h) visina - X(3) = 11000; [m]
% (TAS) stvarna brzina zrakoplova - X(4) = 229; [Kts]
% (Heading) smjer zrakoplova - X(5) = 0;
% (m) masa zrakoplova - X(6) = 60000;
% Unesene vrijednosti se odnose na usporedbu putanja leta
zrakoplova A320,
u = [1, 0, 0, 4];
% Ulazni podaci:
% (T) Potisak u(1) = 1; [N]
% (bank) kut nagiba u(2) = 0;
% (pitch) kut penjanja/poniranja u(3) = 0;
% (C_d) koeficijent otpora u(4) = 4;
w = [0,0,0];
% Vrijednosti vjetra:
% Po x osi w(1) =0
% Po y osi w(2) =0
% Po z osi w(3) =0
T_0 = 288.15;
% Početna temperatura na razini mora.
load flpl;
% Učitavanje plana leta.
wpt = 2;

% waypoint = 2;
Trajectory(1,1) = x(1);
Trajectory(2,1) = x(2);
Trajectory(3,1) = x(3);
Trajectory(4,1) = x(4);
Trajectory(5,1) = x(5);
Trajectory(6,1) = x(6);
```

```

% Trajectory - izjednačavanje dinamičkih parametara za
analizu.
Log(1,1) = u(1);
Log(2,1) = u(2);
Log(3,1) = u(3);
Log(4,1) = u(4);
% Log - izjednačavanje ulaznih podataka za analizu.
for i = 1:10000

    %Meteo vrijednosti
    T = T_at_h(x(3), T_0);
    % Funkcija za izračun temperature na visini leta;
    rho = denst(x(3), T_0);
    % Funkcija za izračun gustoće zraka na visini leta;
    a = a_at_T(x(3), T_0);
    % Funkcija za izračun brzine zvuka na visini leta;
    CLmod = Cl_mod(x(3), FlPlan(wpt,3 ),CLmod);
    % Mod penjanja/poniranja

    if IsFourD==0
        CAS_nom = CAS_nominal(x(3), CLmod, ACinfo,T_0,
x(6));
    else
        GS_des = GS_desired(FlPlan, wpt, x, i);
        % Funkcija za željenu putnu brzinu
        TAS_curr = TAS_current(GS_des, w);
        % Funkcija za trenutnu brzinu u zraku
        CAS_nom = V_cas (x(3), T_0, TAS_curr);
        Vstall = V_stall (ACinfo, x(6));
        if CAS_nom < Vstall
            CAS_nom = Vstall;
        end
    end
    % Funkcija za izračun nominalne brzine leta;
    V_TAS_nom = V_tas(T_0,x(3),CAS_nom);
    % Pretvorba nominalnog CAS-a u TAS
    ACmod = AC_mod(x(4), V_TAS_nom, AC_mode);
    % Mod ubrzavanja/usporavanja
    V_CAS = V_cas (x(3), T_0, x(4));
    % Pretvorba TAS-a u CAS
    FlPhase = Fl_Phase(x(3),V_CAS,CLmod, ACinfo);
    % Funkcija za određivanje faze leta;
    Ma = Ma_Vtas(T_0, x(3), x(4));
    % Funkcija za izračun Machovog broja;
    C_l = Coef_lift (x(6), x(4), u(2), x(3), T_0,ACinfo);
    % Funkcija za izračun koeficijenta uzgona;
    u(4) = Coef_drag (C_l,FlPhase,ACinfo);
    % Funkcija za izračun koeficijenta otpora;
    u =
pitch(FlPhase,ACinfo,Ma,x,CLmod,ACmod,T_0,u,rho,V_TAS_nom);
    % Funkcija za izračun kuta penjanja/poniranja

```

```

u(2) = bank_control (FlPlan,x,u,w,wpt);
% Funkcija za izračun kuta nagiba;
ff = fuel_flow (x(4),ACinfo,x(3),u(1),FlPhase,CLmod);
% Funkcija za izračun potrošnje goriva:
x = updatestate (x,u,w,rho,ACinfo,C_l,ff);
% Funkcija za izračun dinamičkih parametara leta;
bank = 35; %maksimalni nagib zrakoplova
g = 9.80655; % Graviacijska akcelracija g = 9.80655
m/s^2
turn_rad = x(4)^2/g*tand(bank);
% Radijus zaokreta;
dist_to_wpt = sqrt((FlPlan(wpt,1)-
x(1))^2+(FlPlan(wpt,2)-x(2))^2);
% Udaljenost do točke leta
% Uvjet za preleta i obilaska;
if FlPlan(wpt,4)==1 && dist_to_wpt<250 % 1 = fly over, 0
= fly by;
wpt = wpt+1;
elseif FlPlan(wpt,4)==0 && dist_to_wpt< turn_rad
wpt = wpt+1;
end
Trajectory(1,i) = x(1);
Trajectory(2,i) = x(2);
Trajectory(3,i) = x(3);
Trajectory(4,i) = x(4);
Trajectory(5,i) = x(5);
Trajectory(6,i) = x(6);
Trajectory(7,i) = V_CAS/0.51444;
Log(1,i) = u(1);
Log(2,i) = u(2);
Log(3,i) = u(3);
Log(4,i) = u(4);
len = size(FlPlan,1); % prijevremeno zaustavljanje
simulacije;
if wpt>len
break
end
end

```

Prilog 2

```
function [GS] = GS_desired(FlPlan,wpt,x,t)
% Funkcija za izračun CAS nominalne vrijednosti
%   Ulazne vrijednosti: (FlPlan) - plan leta
%                       (wpt) - waypoint, preletna točka na putu
%                       (x) - pozicija zrakoplova
%                       (t) - vrijeme u letu

Tref = FlPlan(wpt,4);
Ttren = t;
t_preostalo = Tref - Ttren;
s = sqrt((FlPlan(wpt, 1) - x(1))^2 + (FlPlan(wpt, 2) - x(2))^2);
GS = s/t_preostalo;
```

Prilog 3

```
function [TAS] = TAS_current(GS_des, w)
% Funkcija za izračun CAS nominalne vrijednosti
%   Ulazne vrijednosti: (GS_des) - putna brzina [m/s]
%                       (w) - vjetar [m/s]
%                       (x) - pozicija zrakoplova (heading)
%                       (w(1)) - specificno za ovaj slucaj gdje
%                       zrakoplov leti samo po x osi uzimamo samo
%                       x komponentu vjetra

TAS = GS_des + w(1);
```

Prilog 4

```
function [V_stall] = V_stall (ACinfo, m_act)
% Funkcija za izračun brzine gubitka uzgona
%   Ulazne vrijednosti: (ACinfo) - podaci o trenutnom
%                       stanju zrakoplova
%                       (m_act) - trenutna masa
%                       zrakoplova

V_stall = V_operativ(ACinfo.confCR(1)*0.514444, ACinfo.mref,
m_act);
```


Prilog 5

```

classdef type_a320
properties (Constant = true)
%%% Airbus A320 (BADA)
%% Aircraft type
atype = 'A320';
neng = 2;
engtype = 'jet';
wake = 'M';
%% Mass block
mref = 64000; %reference mass
mmin = 39000; %minimum mass
mmax = 77000; %maximum mass
mpyld = 21500; %maximum payload mass
Gw = 0.280; %ft/kg, weight gradient on max. altitude
%%Flight envelope block
Vmo = 350; %maximum operating speed: kts(CAS)
Mmo = 0.82; %maximum operating Mach number
hmo = 39000; %maximum operating altitude: ft
hmax = 34354; %max. altitude at MTOW and ISA: ft
Gt = -130; %temperature gradient on max. altitude: ft/C
%%Aerodynamics block
wngsurf = 122.6; %reference wing surface area: m2
Clbo_M0 = 1.04; %Buffet onset lift coef. (jet only)
k = 0.227; %Buffeting gradient (jet only)
Cm16 = 0; %???
%Configuration characteristics: Vstall(KCAS), Cd0, Cd2
%Vstall - stall speed (KCAS), Cd0 - parasitic drag
coefficient, Cd2 -
%induced drag coefficient
%CR - cruise, IC - initial climb, TO - take-off, AP -
approach, LD -
%landing
confCR = [145, 0.024, 0.0375];
confIC = [120, 0.0242, 0.0496];
confTO = [114, 0.0393, 0.0396];
confAP = [107, 0.0456, 0.0381];
confLD = [101, 0.0838, 0.0371];
Cd0ldg = 0.0312; % gear down
%%Engine thrust block
Ctc1 = 136050; %1st max. climb thrust coefficient:
N(jet/pist), kt-N(tprop)
Ctc2 = 52238; %2nd max climb thrust coefficient: feet
Ctc3 = 0.26637E-10; %3rd max. climb thrust coefficient:
1/ft2(j), N(tprop),kt-N(pist)
Ctc4 = 10.29; %1st thrust temperature coefficient: °C
Ctc5 = 0.0058453; %2nd thrust temperature coefficient: 1/°C
Ctdes_low = 0.009437; %low altitude descent thrust
coefficient

```

```
Ctdes_hi = 0.031014; %high altitude descent thrust
coefficient
Hdes = 15000; %transition altitude for calculation of descent
thrust: ft
Ctdes_app = 0.13; %approach thrust coefficient
Ctdes_ld = 0.34; %landing thrust coefficient
Vdes_ref = 310; %reference descent speed: KCAS
Mdes_ref = 0.78; %reference descent Mach number
%%Fuel consumption block
Cf1 = 0.94; %1st thrust specific fuel consumption
coefficient:J:kg/(min*kN),Tprop:kg/(min*kN*kt), P:kg/min
Cf2 = 100000; %2nd thrust specific fuel consumption
coefficient: kts
Cf3 = 8.89; %1st descent fuel flow coefficient: kg/min
Cf4 = 81926; %2st descent fuel flow coefficient: feet
Cfcr = 1.06; %Cruise fuel flow correction coefficient
%%Ground movement block
TOL = 2190; %take-off length: m
LDL = 1440; %landing length: m
Span = 34.1; %wingspan: m
length = 37.57; %Length: m
%%Company settings
Vcl1 = 250; %kts
Vcl2 = 300; %kts
Mcl = 0.78;

Vcr1 = 250;
Vcr2 = 280;
Mcr = 0.78;

Vdes1 = 260;
Vdes2 = 270;
Mdes = 0.78;
end
end
```