

Jedan od prilaza određivanju parametarske ocene radnog opterećenja operatora u zatvorenoj upravljačkoj konturi

Mr Predrag Stojaković, dipl.inž.¹⁾

Razmatra se procena radnog opterećenja pilota na osnovu signala po kome se operator spreže s ostatkom sistema zatvorene upravljačke konture. Analizirani podaci su dobijeni *off-line* simulacijom pilota u upravljačkoj konturi. Objekat kojim upravlja pilot je napadački avion podesivih zakona upravljanja koji daju skup kvaliteta leta željenog nivoa. Zadatak napadačkog aviona je progonjenje napadnutog aviona koji izvodi prethodno određeni skup manevara izbegavanja sa zaokratima sužavajućeg radijusa. U upravljačkoj konturi je primenjen model pilota progonitelja. Parametar radnog opterećenja pilota, dobijen za svaku kombinaciju razmatranih manevara i izabrani nivo kvaliteta leta, uspostavljen je kao funkcija standardne devijacije i spektralnih osobina veličina ulaza i izlaza modela pilota unutar zatvorene upravljačke konture. Konzistentnost dobijenih rezultata o radnom opterećenju pilota opravdava dalja istraživanja on-line simulacijom i letnim ispitivanjima.

Ključne reči: Projektovanje sistema upravljanja, matematičko modeliranje, simulacija, radno opterećenje operatora.

Uvod

OD početka istraživanja pilota u upravljačkoj sprezi, postoji potreba za uspostavljanjem odnosa između ocena pilota i onih parametara upravljačke konture aviona koji se mogu podvrgnuti inženjerskoj analizi. Mišljenje operatora je konačna ocena za bilo koji sistem sa ljudskim bićem u upravljačkoj konturi i potvrda uspešne integracije čoveka i mašine. U vazduhoplovnim projektima se proces pribavljanja mišljenja operatora ostvaruje prvo simulacijom u realnom vremenu, i konačno ispitivanjima uređaja i sistema na zemlji i u letu, pri čemu oba iziskuju određene materijalne troškove. Zbog toga je nužno da se informacije koje se odnose na integraciju čoveka i mašine dobiju što je moguće ranije u projektnom procesu.

U radu se razmatra sistem upravljanja čiji je objekat letelica – avion, a upravljački sistem je složen i sastavljen od upravljačkog sistema leta (USL) i operatora – pilota. Osobina ovog tipa sistema upravljanja je da je za operatora ostatak sistema uvek objekat upravljanja, bez obzira što u avionu mogu postojati upravljački podsistemi i uređaji. Upravljački sistem leta je ključni element u integraciji pilota i aviona, bez obzira na to da li je ostvaren u najjednostavnijem obliku mehaničkih komandi ili kao složen sistem električnih komandi leta (EKL). Ponašanjima aviona s kojima je pilot u uzajamnom dejstvu dominiraju zakoni upravljanja ostvareni u upravljačkom sistemu leta. Pri upotrebi, avion kao svaki složeni dinamički sistem, mora da ostvari širok opseg zadataka jasno izraženih dinamičkih svojstava. Kvalitet ostvarenog dinamičkog ponašanja aviona se proverava u odnosu na zahtevani, bilo pojedini zadatak, bilo skupinu srodnih zadataka, odnosno funkciju cilja koja odgovara datom zadatku. U oceni dinamičkih osobina aviona su kvaliteti leta, kvaliteti upravljanja i ocene pilota, tri jasno razdvojena sistema samerljivosti, pri čemu se prva dva zasnivaju na inženjerskim postupcima, a treći predstavlja normiranje radnog opterećenja pilota. Mada postoji sličnost ocena

unutar prethodno pomenutih skala, među njima ne postoje obostrano uzročne veze, tj. postojanje zadovolja-vajućih kvaliteta leta ne mora značiti da će postojati i odgovarajuće ocene pilota.

Međutim, kada se avion posmatra kao upravljani objekat, USL predstavlja samo deo njegovog ukupnog upravljačkog sistema. Drugi deo upravljačkog sistema predstavlja pilot. Zakoni upravljanja implementirani u USL-u moraju biti takvi, da u odnosu na dinamiku celokupnog sistema optimalno sjedinjuju operatora i upravljani objekat. Pilot svoj deo upravljačke konture ostvaruje ponašanjem koje odražava u njemu ostvareni zakoni upravljanja, pri čemu za njega preostali deo dinamičkog sistema sastavljenog od letelice i USL-a predstavlja jedinstvenu celinu. Pri projektovanju zakona upravljanja implementiranih u USL-u polazi se od zahteva koji se postavljaju dinamici aviona, koja se od slučaja do slučaja njegove primene razlikuje. Dinamici aviona u svakoj fazi leta odgovara posebna funkcija cilja, a svakom zadatku aviona odgovara njemu optimalna kombinacija zakona upravljanja letom i ponašanja pilota.

Mera uspešnosti ponašanja pilota unutar upravljačke konture može da se iskaže njegovim radnim opterećenjem. Ovde radno opterećenje pilota – operatora predstavlja kategoriju koja se određuje u okvirima automatskog upravljanja i dinamike sistema kao naučnih grana. Ono nije strogo povezano sa fiziološkim opterećenjem čoveka pri zadacima upravljanja dinamikom sistema, tj. veće radno opterećenje ne mora nužno značiti i veće fiziološko opterećenje. S druge strane, ne postoji metodologija koja bi između radnog i fiziološkog opterećenja čoveka uspostavila dovoljno pouzdanu i kvantifikovanu vezu.

Upotreba modela pilota u ranim fazama postupka projektovanja zakona upravljanja letom, jedan je od načina za dobijanje prvog pouzdanog uvida u očekivane ocene pilota o stvarnom avionu. Prvi problem koji se razmatra u ovom radu je, koji minimalan skup promenljivih unutar

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

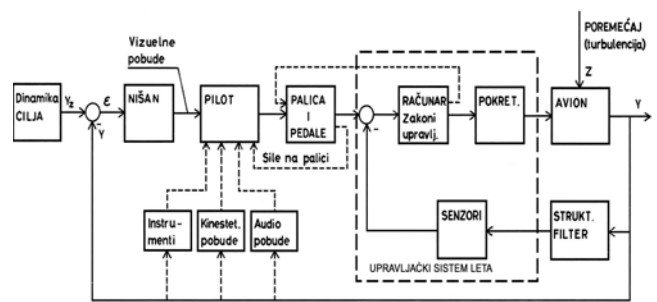
upravljačke konture sastavljene od aviona, njegovog sistema upravljanja i pilota treba posmatrati. Drugo, koji je oblik tumačenja tih veličina potreban da bi se dobile odgovarajuće procene radnog opterećenja pilota u svakoj od faza projektovanja sistema upravljanja letom. Kao prirodan izbor posmatranja ističu se one veličine kojima se stvarni pilot spreže sa ostatkom sistema. Za rešenje ovog problema se kao najjeftinije i najdostupnije oruđe usvaja *off-line* simulacija kompletnog aviona sa sistemom upravljanja i modelom pilota, a u kojoj se posmatraju ulazi i izlazi modela pilota, avion kao upravljani objekt je sa promenljivim zakonima upravljanja, čime se pri datom zadatku dobija dinamičko ponašanje sa željenim opadajućim nivoima kvaliteta leta. Unutar izabranih granica kvaliteta leta, za razmatranje je određen skup od četiri ostvarenja zakona upravljanja.

Simulacijom se razmatraju upravljanja pilota unutar dinamike napadačkog aviona u zadatku vazdušne borbe (VB), a radi dejstva topovima. Kao nepromenljiva "eksperimentalna" osnova se usvaja skup prethodno određenih prostornih manevara izbegavanja smanjujućeg radijusa koje izvodi avion u odbrambenoj ulozi. Na tom se skupu manevara izbegavanja primenjuju progonjenja napadačkog aviona s različitim realizacijama zakona upravljanja. Radno opterećenje pilota je procenjeno za svaku kombinaciju manevara i nivoa kvaliteta leta napadačkog aviona. Na taj je način obrazovana prihvatljiva baza podataka za korelaciju između procenjenog radnog opterećenja pilota i nivoa kvaliteta leta. Dobijeni rezultati treba da posluže kao potvrda koncepta za potrebe daljeg istraživanja.

Kao napadački avion je izabran lovac električnih komandi leta sa digitalnim računom, što kao posledicu omogućava avion promenljive dinamike. Primer napadačkog aviona je *F-16*, dok je u napadnoj ulozi cilja avion *F-4*. Baze podataka letelica zahtevane u simulaciji su objedinjene na osnovu objavljenih članaka i izveštaja, a prikazane u [1].

Model simuliranog sistema

Osnovu za verodostojnu simulaciju traženog nivoa tačnosti daju modeli sistema i podistema zadovoljavajuće složenosti. Posmatrani objekt je kompletan avion sa pilotom u upravljačkoj konturi. Struktura posmatranog sistema sa naznakama odnosa podistema je data na slici 1. Elementi simuliranog sistema su nišan i dinamika aviona, motor, upravljački sistem leta i pilot. Upravljački sistem leta se sastoji od pilotske palice i pedala, senzora, digitalnih računara upravljanja letom i hidrauličnih servopokretača. Modeli prethodnih podistema služe za izradu algoritama izračunavanja njihove dinamike, a međusobni odnosi sa sl.1 su osnova za algoritam glavnog simulacionog programa. Simulacioni program je načinjen u FORTRAN-skome kodu, a izvršavan na VAX računaru opšte namene. Sve promenljive i baze podataka su date u ISO metričkom sistemu. Detaljan opis modela podistema je dat u [1].



Slika 1. Struktura posmatranog sistema.

Podsystemi su sa modelima različite složenosti. Najsloženija je dinamika letelice. Ostali modeli su različite složenosti, a koristi se najjednostavnija složenost koja još uvek zadovoljava posmatranje dinamike pilota u upravljačkoj konturi. S druge strane, program je ostvaren sa takvom komunikacijom među modulima da se bilo kakva kasnija zamena modelima veće složenosti svodi samo na izmenu programskog koda koji dati model opisuje.

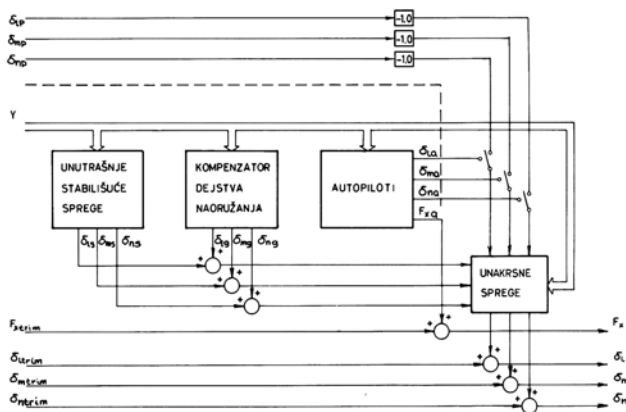
Dinamika aviona je predstavljena modelom krutog tela sa šest stepeni slobode. Inercijalni koordinatni sistem je vezan za ravnu Zemlju. Avion je definisan kao simetrično telo koje leti u kvazistacionarnom strujnom polju standardne atmosfere. Masa aviona je nepromenljiva tokom perioda integracije. Relativno kretanje aviona u odnosu na vazduh određuje aerodinamičke sile i momente kao funkcije Mahovog i Reynoldsovog broja, napadnog ugla α i ugla klizanja β , ugaonih brzina (p, q, r), izvoda po vremenu relativne brzine aviona u odnosu na vazduh ($\dot{V}, \dot{\beta}, \dot{\alpha}$) i konfiguracije i oblika aviona (tj. otklona komandnih površi). Model aviona razvijen unutar ovih ograničenja je dovoljne složenosti da zadovolji praktično sve zahteve u postupku projektovanja USL-a. Dobro je dokumentovan u literaturi, a jedan od najboljih primera je u [2]. Ulazi modela dinamike aviona su otkloni komandnih površi, takvi da su pozitivni oni otkloni koji izazivaju lokalni priraštaj aerodinamičke sile (NASA konvencija), a izlaz je vektor stanja aviona.

Dinamika pokretača je razvijena sa stanovišta integracije aviona i USL-a. Pokretač svake komandne površi je modeliran kao dinamički sistem prvog reda s uticajem opterećenja i ograničenjima po položaju i brzini. Da bi se obuhvatila dejstva zazora između klipnjače pokretača i upravljačke površi, postoji mogućnost izmene izlaza pokretača odgovarajućim histerezisom. Ulaz pokretača je zahtevani, dok je njegov izlaz ostvareni otklon upravljačke površi.

Senzori se modeliraju tako da se prvo odrede pobude koje na njih deluju, a zatim pretvaranje tih pobuda u signale koje USL koristi. U ovom slučaju su pretvarači modelirani kao objekti s funkcijama prenosa nultog reda, tj. bez dinamičkih svojstava. Odgovarajuća zatvaranja povratnih sprega su time ostvarena samo pobudama senzora.

Palica i pedale pilota su modelirani kao uređaji upravljanja rotacionim kretanjima, tako da njihovi pozitivni otkloni stvaraju pozitivnu rotaciju aviona. U ovom slučaju su pozitivni otkloni palice suprotni klasičnoj koncepciji palice i pedala, kod koje pozitivni otkloni palice daju prethodno definisane pozitivne otklone komandnih površi. Palica je u oba pravca, i uzdužnom i poprečno-smernom, predstavljena nelinearnim elementom koji prati kašnjenje prvog reda. Model pedala pilota se sastoji samo od nelinearnosti tipa mrtve zone. Ulazi u ovaj modul su sile udova pilota, dok su izlazi željeni uglovi propinjanja i skretanja, kao i brzina valjanja.

Računar upravljanja letom je digitalni sistem koji sadrži zakone upravljanja sistema EKL. Generalni prikaz njegovih funkcija je dat na sl.2. One obuhvataju sistem unutrašnjih stabilisućih sprega, sistem kompenzacije reakcije naoružanja, autopilote i unakrsne sprega. Pošto efekti dejstva naoružanja nisu razmatrani, sistem kompenzacije naoružanja je sa 'praznim' modelom i odgovarajućim program-skim simulacionim blokom. Funkcijama autopilota su obuhvaćeni autopiloti brzine, visine, penjanja, valjanja i kursa, a predstavljaju PID regulatore u obliku diferencnih jednačina. Blok sa unakrsnim spregama objedinjuje signale pilota (ili autopilota) sa signalima sistema unutrašnjih stabilisućih sprega, s jedne strane, a s druge strane daje unakrsne sprega u sprezi unapred. Sistem unutrašnjih stabilisućih sprega dominira dinamičkim ponašanjem aviona i za bilo koji USL je hijerarhijski najviši deo, a detaljnije je izložen u odeljku o sintezi zakona upravljanja. Ulazi u računar upravljanja letom su izlazi pilotske palice i pedala, kao i senzorskih elemenata. Izlazi računara upravljanja letom su željeni otkloni upravljačkih površi.



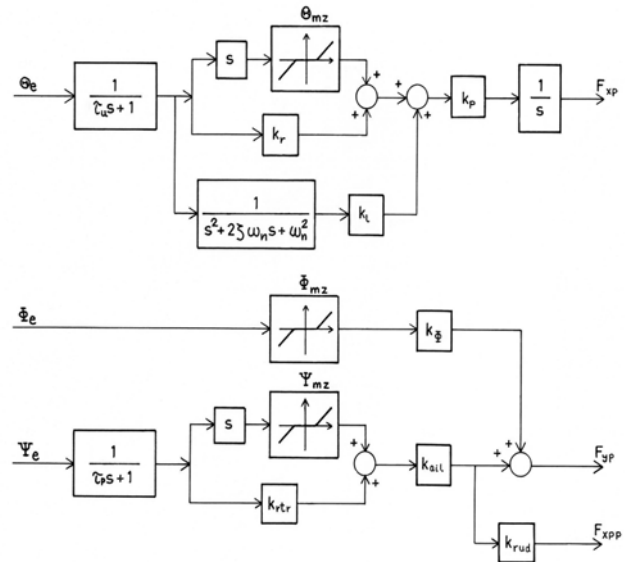
Slika 2. Funkcije računara upravljanja letom

Nišan, kolimator ili *head-up-display* je potpunije opisan u [3]. Osnovna namena mu je izračunavanje greške funkcije cilja. Za liniju nišanja je usvojena X-osa napadačkog aviona. Određivanje greške funkcije cilja u odnosu na liniju nišanja se zasniva na računanju relativnog položaja cilja u odnosu na napadački avion. Ulazi su položaj i ugaona orijentacija cilja i napadačkog aviona. Izlazi su uglovi viđenja cilja, elevacije Θ_e i bočni na Ψ_e , relativan ugaon nagiba (valjanja) cilja Φ_e i projekcija na ravan kolimatora karakteristične duži cilja b_e .

Model pilota primenjen u simulaciji je uzet iz [4]. U rešavanju problema je bilo preporučljivo usvojiti model pilota koji je već verifikovan unutar opsega zadataka aviona F-16 koji se u ovom radu razmatraju. Stvaran pilot je promenljivog, prilagodljivog i prilagođenog ponašanja, a svakom zadatku odgovara poseban tip i struktura modela njegovog ponašanja. Tipovi modela pilota se mogu razvrstati u tri kategorije i kompenzacije, zahvata i progonjenja. Pri razmatranju složenih manevara i slučajeva leta modeli ponašanja pilota se smenjuju, tako da posle nekog prelaznog perioda dominira tip modela koji odgovara datom zadatku. Pošto dinamika leta spada u domen kauzalne mehanike, to je potpuno opravdano posmatrati model pilota koji datom zadatku odgovara, jer se predistorije ponašanja pilota isk-ljučuju. U ovom radu je usvojen model pilota tipa progoni-telja, strukture prikazane

na sl.3, a predstavlja dinamički sistem petog reda. U odnosu na originalni model, modifikovan je time da je sprega po relativnom uglu nagiba Φ_e aktivna samo ako projekcija karakteristične duži cilja b_e prelazi graničnu vrednost koja omogućava rezoluciju tog ugla. Ulazi u model pilota su izlazi kolimatora, a sile na palici i pedalama su njegovi izlazi.

Kontinualno-diskretni stvarni sistem mora da se na odgovarajući način prikaže radi pružanja kvalitetnih simulacionih rezultata aviona modeliranog zajedno sa pilotom u upravljačkoj konturi. Ovo je učinjeno deljenjem koraka integracije kontinualne celine sistema na dva dela, sa računanjem ponašanja diskretne celine sistema između njih. Prvi deo integracije kontinualne celine je trajanje koje odgovara ukupnom kašnjenju digitalnog računara od početka A/D do završetka D/A konverzije. Zatim se u programu izračunavaju odzivi diskretne celine (računara) na ulaze sa početka ukupnog koraka integracije. Zahtevane komande aviona (otkloni komandnih površi), ili ulazi u servopokretače, se dovode na nove vrednosti na početku drugog dela vremena koraka integracije, dok su zahtevane komande koje deluju na avion u prvom delu koraka integracije one sračunate u prethodnom koraku.



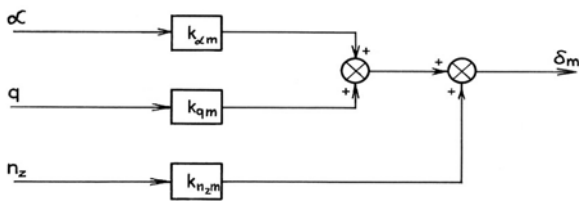
Slika 3. Struktura usvojenog modela pilota

Sinteza zakona upravljanja

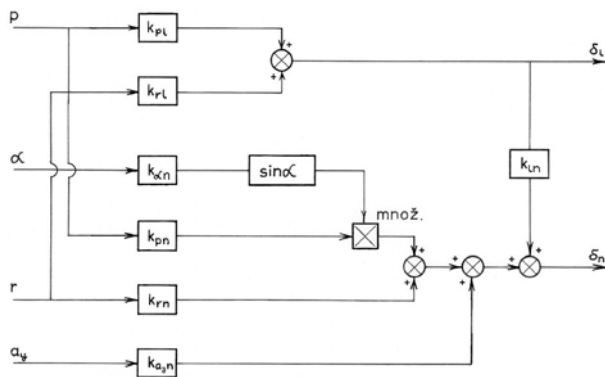
Zakoni upravljanja letom napadačkog aviona su projektovani [1,5] za dinamiku aviona linearizovanu u okolini tačke u prostoru stanja koja odgovara ravnomernom pravolinijskom horizontalnom letu bez nagiba na početku manevara borbenog zahvata. Linearizovane jednačine kretanja aviona su dobijene algoritmom numeričke linearizacije prikazanom u [6]. U numeričkom određivanju Jakobijana nelinearne funkcije $\dot{\mathbf{X}} = f(t, \mathbf{X}, \mathbf{U})$, $\mathbf{Y} = g(\mathbf{X}, \mathbf{U})$ koristi se isti programski modul sa opisom dinamike same letelice kao i pri simulaciji. Usled pretpostavki načinjenih pri modeliranju dinamike aviona [2,1], pojava prekida prve i druge vrste je praktično zanemarljiva, što kao posledicu daje glatku nelinearnu funkciju.

Za prethodno definisane tačke u prostoru stanja, karakteristična matrica linearizovane dinamike leta aviona se može lako preurediti u Žordanov oblik, omogućavajući time neposrednu dekompoziciju na modove uzdužnog i

poprečno--smernog kretanja. Tada se unutar ta dva moda primenjuje klasičan pristup sintezi zakona upravljanja. Opšta struktura zakona upravljanja uzdužnim kretanjem je data na sl.4, dok je na sl.5 ona poprečno-smernih, sa prikazanim zatvorenim upravljačkim spregama.



Slika 4. Struktura zakona upravljanja uzdužnim kretanjem



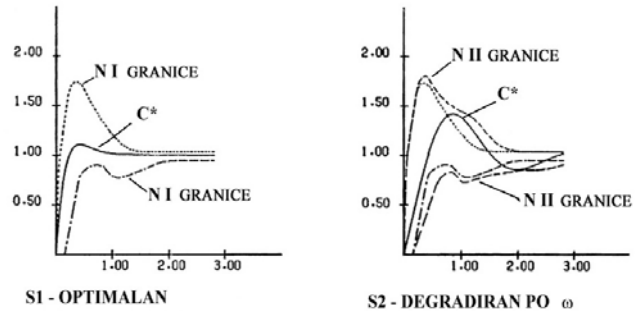
Slika 5. Struktura zakona upravljanja poprečno-smernim kretanjem

Zakoni upravljanja su projektovani u skladu sa zahtevima izvedenim iz MIL standarda i propisa. Projektni cilj je bio da se ostvari skup zakona upravljanja koji, za zadatak koji se izvodi, daje dinamiku aviona željenog nivoa kvaliteta leta. Osim onih zakona upravljanja letom koji obezbeđuju optimalnu dinamiku aviona, bilo je neophodno, sasvim suprotno uobičajenim postupcima projektovanja, načiniti one zakone upravljanja koji pružaju dinamiku aviona željenog degradiranog nivoa. Glavna smetnja u ostvarivanju ovog drugog cilja je bio problem određivanja toga šta je mera lošeg ponašanja aviona, pošto se projektni cilj nezadovoljavajućih kvaliteta leta javlja krajnje retko i isključivo u istraživačkim zadacima. Bilo koja realizacija zakona upravljanja koja određuje nezadovoljavajuće ponašanje postavlja dinamiku aviona unutar jasno određenih granica nižih nivoa kvaliteta leta određenih u skladu sa MIL propisima. Pri tome se u literaturi niti razmatra niti vrši kategorizacija lošeg ponašanja aviona.

Za $q-\alpha$ koncept kratkoperiodičnog uzdužnog kretanja, strukture date na sl.4, je sintetizovan par zakona upravljanja. Usvojene su jednostavne povratne sprege konstantnog pojačanja određenog klasičnim metodama položaja polova. Kao dodatak, zakoni upravljanja su verifikovani u odnosu na C^* kriterijum. Karakteristične vrednosti "optimalnog" zakona upravljanja označenog sa **S1** i onog koji daje degradirano ponašanje, označenog sa **S2**, su date u tabeli 1. Odzivi aviona po C^* kriterijumu su dati na sl.6.

Tabela 1. Parametri kratkoperiodičnog moda uzdužnog kretanja.

| Slučaj | k_α (rad/rad) | k_q (rad/(rad·s ⁻¹)) | ω_{nsp} (rad·s ⁻¹) | ζ_{sp} | n_z/α (g/rad) |
|-----------|-------------------------|---------------------------------------|--|--------------|-------------------------|
| S1 | -1,3 | -0,4 | 5,843 | 0,8649 | 44,82 |
| S2 | -0,4 | -0,12 | 2,989 | 0,7380 | 34,19 |



Slika 6. Odzivi po C^* kriterijumu uzdužnog kretanja

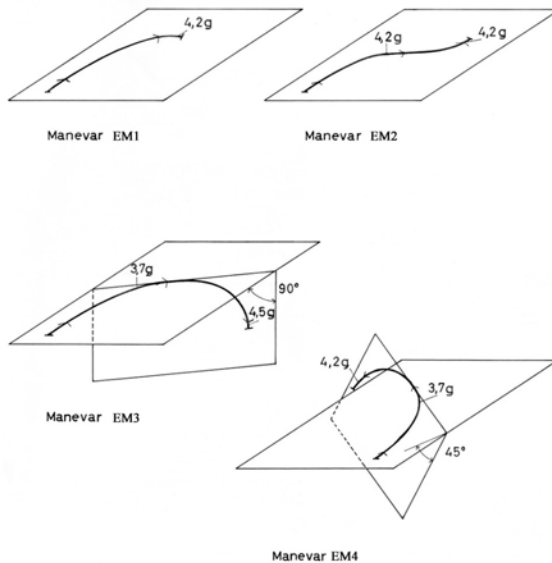
Za slučaj poprečno-smernog kretanja usvojen je nešto drugačiji pristup. Struktura zakona upravljanja je uzeta iz [4], a po prevođenju vrednosti u ISO metrički sistem je u proceduri projektovanja sproveden korak njihove verifikacije. Dati referentni "optimalni" slučaj je označen sa **P1**, a ostvareni kvaliteti leta su jasno postavljeni unutar granica nivoa I. Kao primer "loše" dinamike su izabrani zakoni upravljanja koji "dutch-roll" mod poprečno-smernog kretanja degradiraju do nivoa II, a označeni su sa **P2**. Slučaj **P2** na nivo II postavljaju prigušenje "dutch-roll" moda (ζ_d) i odstupanje ugla klizanja u prelaznom procesu ($\Delta\beta/k$). Za slučaj **P1** je prigušenje "dutch-roll" moda $\zeta_d = 0,48$, a odstupanje ugla klizanja $\Delta\beta/k = 1,8^\circ$, dok su u slučaju **P2** odgovarajuće vrednosti $\zeta_d = 0,26$ i $\Delta\beta/k = 2,94^\circ$.

Verifikacija zakona upravljanja pre njihove implementacije u složen, nelinearan, model s pilotom u upravljačkoj strukturi je načinjena poređenjem odziva simulacije odskočnih ulaza komandnih površi kod linearnog i nelinearnog modela [1].

Simulacija leta

Baza podataka za određivanje radnog opterećenja operatora je obezbeđena simulacijom sa pilotom u upravljačkoj konturi napadačkog aviona. Simulirani manevri pripadaju klasi vazdušne borbe (VB) kad napadač dejstvuje topovima. Funkcija cilja je dovođenje napadnutog aviona u pravac X-ose napadača radi dejstva topom, odnosno minimizacija uglova viđenja cilja, elevacije Θ_e i bočnog Ψ_e . Kao osnova za posmatranje dejstva implementacije različitih zakona upravljanja napadačkog aviona služi nepromenljiv skup manevra izbegavanja napadnutog aviona. Svaka kombinacija manevra i realizacije zakona upravljanja daje realizaciju funkcije cilja napadačkog aviona i opterećenja njegovog pilota.

Napadnuti avion izvodi manevre izbegavanja koji predstavljaju prostorne zaokrete smanjujućeg radijusa povećavajućeg normalnog opterećenja. Njegovo normalno opterećenje se smanjuje samo pri prelazu iz desnog u levi nagib ili obratno, a promene brzine duž putanje leta mu se održavaju unutar relativno uskih granica. Početni deo svakog manevra napadnutog aviona je pravolinijski horizontalan let bez nagiba. Opšti oblik četiri putanje leta napadnutog aviona sa oznakama njegovih manevra je dat na sl.7.



Slika 7. Oblici putanja aviona cilja

Program za *off-line* simulaciju, načinjen u FORTRAN-u, sastoji se od modula opisanih u odeljku 2, a izvršavan je na VAX računaru. Program koristi tri grupe ulaznih podataka. Prva sadrži opis aviona, tj. geometrijske i inercijalne parametre, bazu aerodinamičkih podataka, kao i parametre sistema upravljanja letom. Druga upravlja izvršavanjem simulacije pomoću datoteka koje sadrže početna stanja i upravljanja letom aviona. Treća se sastoji od spoljašnjih poremećaja, kao što su reaktivna dejstva naoružanja, vetar i turbulencija atmosfere i kretanje aviona-cilja. Ovakav pristup je, u odnosu na treću grupu, usvojen da bi se dobili spoljašnji poremećaji jasnih i ponovljivih karakteristika. U proceni radnog opterećenja pilota nisu uzimana u obzir reaktivna dejstva naoružanja ili kretanje atmosfere.

Kretanje cilja – napadnutog aviona, je određeno kombinacijom metoda inverznih i direktnih rešenja dinamike aviona [6]. U prvom koraku su određene prostorne putanje koje se sastoje od segmenata sa željenim centrifugalnim ubrzanjima. Zatim se primenjuje program koji, segment po segment, daje inverzno rešenje dinamike aviona, tj. za zadanu prostornu putanju nalazi odgovarajuću putanju u prostoru stanja, a zatim i ulaze aviona. U sledećem koraku se ‘glačaju’ prekidi koji se u izračunatim otklonima komandnih površi javljaju pri prelazu sa segmenta na segment. Konačno, pomoću nezavisnog programa za simulaciju same letelice određuju se odzivi napadnutog aviona na tako određene ulaze.

Početni međusobni položaj između napadačkog i napadnutog aviona je određen usvojenim modelom pilota. Diferencijalni elementi u modelu pilota zahtevaju da početna vrednost greške funkcije cilja bude što je moguće manja. Zbog toga su u početnom trenutku napadnuti avion i vektor njegove brzine u pravcu nišanske ose napadačkog aviona. Izabrane su dve vrednosti početnog rastojanja između napadačkog i napadnutog aviona od 800,0 m i 400,0 m, što u kombinaciji s putanjama leta napadnutog aviona daje ukupnu osnovu od osam manevara. Zahvati dva aviona s početnim rastojanjem od 800,0 m označeni su kao i putanje manevara sa sl.7, **EM1**, **EM2**, **EM3** i **EM4**, dok su oni sa početnim rastojanjem od 400,0 [m] označeni sa **EM1A**, **EM2A**, **EM3A** i **EM4A**. Dva para realizacije zakona upravljanja uzdužnim, **S1** i **S2**, i poprečno-smernim, **P1** i **P2**, kretanjem daju četiri kombinacije. Zakoni upravljanja

primenjeni u datoj simulaciji su obeleženi kombinacijom prethodnih oznaka, od **S1P1** do **S2P2**. Ovim je za ocenu radnog opterećenja pilota načinjena osnova od ukupno 32 simulacije, pri čemu svaka predstavlja jasno izdvojen “eksperimentalni” slučaj označen datim manevrom i realizacijom sistema upravljanja.

Svaka simulacija se sastoji od dva dela, uvodnog i radnog. U prvoj sekundi uvodnog dela simulacije, napadački avion je u pravolinijskom, horizontalnom letu bez nagiba na visini od 6095,0 m i pri Mahovom broju od $M=0,8$ pod kontrolom autopilota visine, brzine, kursa i valjanja. U prvoj sekundi se napadnuti avion pojavljuje u nišanskoj osi, autopilot visine, kursa i valjanja se isključuju, a aktivira se model pilota tipa progonjenja. Kraj uvodnog dela simulacije je trenutak koji odgovara kraju pravolinijskog horizontalnog leta napadnutog aviona, dok je još uvek u nišanskoj osi napadačkog aviona. Ovakav uvodni deo simulacije je načinjen da bi se obezbedili stabilni i isti uslovi na početku radnog dela simulacije. U radnom delu simulacije, napadnuti avion izvodi manevre izbegavanja duž prethodno opisanih putanja, dok ga napadački avion aktivno progoni radi minimizacije uglova viđenja cilja. Simulirani manevri traju 19,0 s i 25,0 s. Radno opterećenje pilota se procenjuje samo na osnovu podataka dobijenih tokom radnog dela simulacije. Autopilot brzine ostaje uključen tokom celog simuliranog manevara, čime je minimizirana relativna brzina između napadačkog i napadnutog aviona. Ovo je uzrokovano prvenstveno odsustvom sprege po brzini u modelu pilota, a potom i izborom ugaonih ulaza modela pilota kao parametara u određivanju radnog opterećenja. Rezultati ovakvih simulacija služe kao osnova za procenjivanje radnog opterećenja pilota.

Procena radnog opterećenja pilota

Metode ocena pilota u određivanju kvaliteta rukovanja ili leta aviona su potvrdile da na njih dominantno utiče radno opterećenje pilota unutar upravljačke konture aviona [7]. Stoga bi procena radnog opterećenja pilota, zasnovana na podacima merenim unutar upravljačke konture aviona, trebalo da načini vezu sa ocenama pilota. Ovakav pristup postavlja smernice u metodi procene radnog opterećenja pilota opisanog u ovom radu, čineći ih time uporedivim s onim koje se upotrebljavaju pri određivanju ocena pilota, onako kako je opisano u [7]. Prvo, kvaliteti leta i radno opterećenje pilota se određuju za određeni *zadatak* progonjenja napadačkog aviona u borbi u vazduhu. Minimizirana funkcija cilja je tražena performansa napadačkog aviona, dok izlazi modela pilota služe za određivanje napora pilota. Tokom posmatranog manevara, kombinacija funkcije cilja i napora pilota određuje radno opterećenje pilota u odnosu na izvršeni zadatak. Za sistem s aktivnim operatorom u upravljačkoj konturi, funkcija cilja može da se odredi samo na onom skupu promenljivih koje čine senzorske pobude čoveka. Prema tome, ulazi modela pilota se biraju kao promenljive koje određuju funkciju cilja, dok njegovi izlazi određuju napor pilota. Na toj podlozi se zasniva inženjerska kvantifikacija koja daje metodu procene radnog opterećenja pilota.

U posmatranju ovog tipa dinamike čovek–mašina je prirodno razdvajanje upravljačkih sprega duž granica modela pilota, odnosno čoveka–operatora. Po toj konturi se pilot spreže sa upravljanim sistemom, avionom i SUL-om. Promenljive ulazno/izlaznog tipa duž granica modela pilota su zato prirodan izbor za posmatranje dinamike kako

aviona, tako i pilota. Ove promenljive su dostupne i merljive i u ispitivanjima sa pilotom u upravljačkoj strukturi. U ovom slučaju se procena radnog opterećenja pilota zasniva na statističkim i frekventnim osobinama promenljivih duž granica modela pilota. Fiziologija čoveka je takva da su, kako veličine sa kojima se spreže sa okolinom, tako i njegovo ponašanje, kontinualnog karaktera, pa je definicija ovih osobina data u kontinualnom domenu.

Podaci na osnovu kojih se procenjuje radno opterećenje pilota su diskretni, pošto su i simulacija kojom su dobijeni i njihova naknadna obrada obavljena na digitalnom računaru. Simulacije na digitalnom računaru mora biti takva, da nema uočljive razlike između njom dobijenog podatka i onog dobijenog diskretizacijom merenog kontinualnog signala, što u analizi signala opravdava razmatranja sa stanovišta kontinualnih sistema. Međutim, pokazuje se da u analizi spektra snage u okolini vrednosti učestanosti, čiji period odgovara dvostrukoj veličini koraka integracije, odnosno polovini učestanosti koraka integracije, postoji skok koji je posledica toga što je kontinualno ponašanje sistema zamenjeno skupom kontinualnih ponašanja trajanja perioda integracije. Zbog toga gornja granica u analizi spektra snage mora da se odredi uzimajući ovo u obzir.

Varijansa neke promenljive x se izračunava obrascem:

$$\sigma^2 = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} (x - x_m)^2 dt \quad (1)$$

dok je divergencija σ . Postavljajući t_1 na 0,0 i t_2 na T , Furijeova transformacija x je:

$$X(\omega) = \int_0^T x(t) e^{-j\omega t} dt \quad (2)$$

a njena amplituda je:

$$A(\omega) = \frac{1}{T} X(\omega) \cdot X^*(\omega) \quad (3)$$

gde je $X^*(\omega)$ konjugovano kompleksni par $X(\omega)$. Unutar izabranog opsega između donje f_D i gornje f_G učestanosti, spektar snage, ili spektar gustine energije promenljive x je:

$$S = \int_{\omega_D}^{\omega_G} A(\omega) d\omega = 2\pi \int_{f_D}^{f_G} A(f) df \quad (4)$$

Spektar snage između donje f_D i neke granične učestanosti l_x je dat sa:

$$S_{l_x} = \int_{f_D}^{l_x} A(f) df \quad (5)$$

U ovim razmatranjima se granična učestanost l_x neke promenljive x određuje iz:

$$\frac{S_{l_x}}{S} = \frac{\int_{f_D}^{l_x} A(f) df}{\int_{f_D}^{f_G} A(f) df} = 0,947 \quad (6)$$

što, pretpostavljajući Gausovu raspodelu energije unutar datog opsega učestanosti, znači da je do l_x zadovoljen uslov $3\sigma_f$ disperzije. U primenjenoj analizi su donje granice učestanosti, (f_D), postavljene na nulu, dok se gornje granice (f_G), određuju tako da su veće od pretpostavljanog propusnog opsega posmatranog signala, ali dovoljno manje od polovine učestanosti koraka integracije.

Ugao elevacije i bočni ugao cilja su, onako kako ih vidi pilot, označeni u modelu sa Θ_e i Φ_e . Njihove divergencije po (1) su σ_{Θ_e} i σ_{Φ_e} , a granične učestanosti po (6) su l_{Θ_e} i l_{Φ_e} . Tada je:

$$P_\gamma = \sqrt{(\sigma_{\Theta_e} \cdot l_{\Theta_e})^2 + (\sigma_{\Phi_e} \cdot l_{\Phi_e})^2} \quad (7)$$

parametar ugla konusa nišanja. Što je parametar P_γ manji, to je bolja funkcija cilja napadačkog aviona. U progonjenjima tipa borbe u vazduhu, performanse napadačkog aviona se poboljšavaju ako se minimiziraju kako divergencije, tako i oscilacije ugla viđenja cilja.

Sile kojima pilot deluje na palicu u x i y pravcu su označene, redom, sa F_{xp} i F_{yp} . Neka su, slično, njihove divergencije po (1) $\sigma_{F_{xp}}$ i $\sigma_{F_{yp}}$, a granične učestanosti po (6) $l_{F_{xp}}$ i $l_{F_{yp}}$. Tada je:

$$P_{F_p} = \sqrt{(\sigma_{F_{xp}} \cdot l_{F_{xp}})^2 + (\sigma_{F_{yp}} \cdot l_{F_{yp}})^2} \quad (8)$$

parametar sile pilota. Što je manji parametar P_{F_p} , to je sa stanovišta pilota bolji avion. Sa stanovišta pilota, avion ima bolja svojstva za rukovanje ako su minimizirane divergencija i oscilacije sile na palici.

Divergencije i granične učestanosti veličina Θ_e , Φ_e , F_{xp} i F_{yp} su posebno određene programima za statističku i spektralnu analizu razvijenim u *Vojnotehničkom institutu VJ*. Tada se parametri P_γ i P_{F_p} mogu lako izračunati i određeni su za sve kombinacije manevara i realizacija zakona upravljanja, odnosno za sva 32 "eksperimentalna" slučaja dobijena simulacijom.

Za sve slučajeve je jedna prezentacija parametara P_γ i P_{F_p} data u obliku tačkastih ocena na sl.8. Parametar P_{F_p} je na apscisi, dok je P_γ na ordinati. Neka je:

$$P = P_\gamma \cdot P_{F_p} \quad (9)$$

proizvod parametara P_γ i P_{F_p} , što definiše parametar površine na dijagramu sa sl.8. Kao što se vidi na sl.8, parametar površine P se, za jednu realizaciju zakona upravljanja, povećava sa povećanjem složenosti i zahteva manevara. S druge strane, za isti manevar se parametar površine P povećava sa degradacijom kvaliteta leta aviona. Prema

tome, postoji neka korelacija između kvaliteta leta aviona, onako kako su definisani tokom procesa projektovanja zakona upravljanja, i parametra površine P , što ga određuje kao neku vrstu mere kvaliteta leta.

S druge strane, neophodno je da se, bez obzira na izvedeni manevar, ove parametarske ocene aviona koji poseduje različite zakone upravljanja postave u iste okvire. Kao što je napomenuto pri sintezi zakona upravljanja, postoji par referentnih ili "optimalnih" realizacija zakona upravljanja za uzdužno i poprečno-smerno kretanje koji daje kombinaciju **SIP1**. Unutar jednog manevra je tada normalizovana parametarska ocena određena sa:

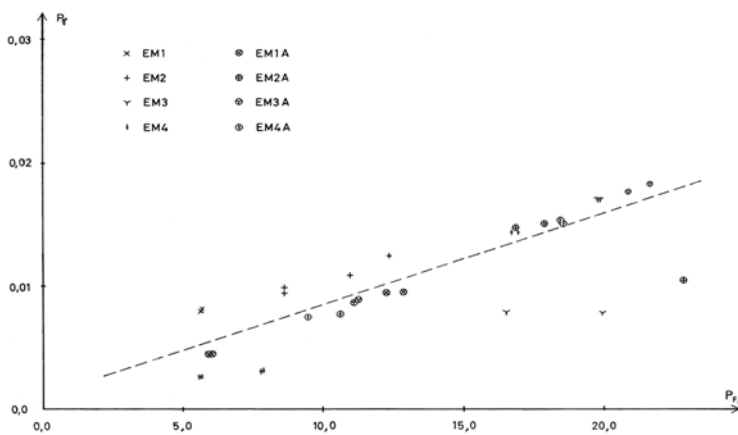
$$N_{P(i)} = P_{(i)} / P_{(oc)} \quad (10)$$

gde su: $P_{(oc)}$ ocena parametra površine leta sa "optimalnom" realizacijom zakona upravljanja, dok je $P_{(i)}$ ocena parametra površine leta u slučaju i -te realizacije zakona upravljanja. Normalizovane parametarske ocene su prikazane na sl.9.

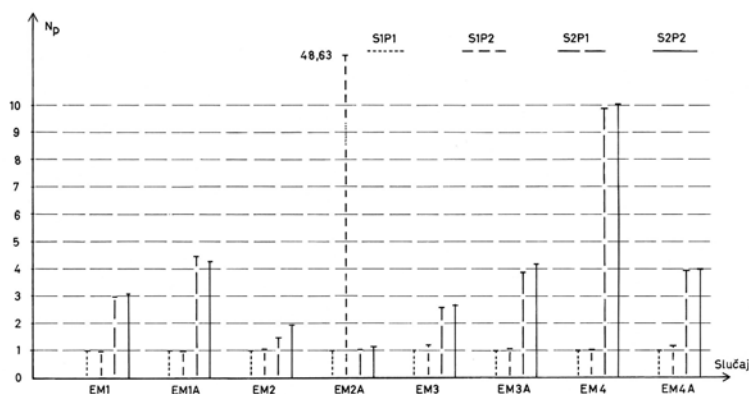
Da bi se proverio rezultat, kako prikazane metode određivanja radnog opterećenja pilota, tako i rezultata dobijenih simuliranim "eksperimentima", za skup tačkastih ocena na sl.8 je načinjena linearna regresiona analiza. Dobijena jednačina oblika:

$$P_{\gamma} = a_0 + a_1 \cdot P_{F_p} \quad (11)$$

je data isprekidanom crtom na dijagramu na sl.8.



Slika 8. Parametarske ocene radnog opterećenja pilota



Slika 9. Normirane parametarske ocene radnog opterećenja pilota

Rezultati prikazani na slikama 8 i 9 ukazuju na konzistentnost rezultata dobijenih parametarskim ocenama tipa P_{γ} , P_{F_p} , P i N_p . Prema tome, ovaj skup parametarskih ocena može da se upotrebi da se osobine rukovanja, ili dinamičko ponašanje aviona tokom izvođenja zadatka odrede kao funkcija rukovanja pilota. Isti skup parametarskih ocena se može koristiti i za određivanje kvaliteta leta aviona, odnosno osobina njegovih dinamičkih performansi, gde je jedan primer parametar funkcije cilja. Nadalje, srazmere parametarskih ocena su uporedive sa postojećim srazmerama kvaliteta leta i rukovanja. Divergencije tačkastih i normalizovanih parametarskih ocena su posledica činjenice da su ovi rezultati dobijeni u prvom pokušaju da se odredi radno opterećenje pilota. Pokazuje se da je, kada se reše praktični problemi određivanja parametara P_{γ} i P_{F_p} , ovaj postupak veoma osetljiv na ulazni manevar dat u obliku putanje leta napadnutog aviona. To se desilo u slučaju manevra **EM2** i **EM2A** zato što je promena u vremenu normalnog ubrzanja pri prelasku iz desnog u levi zaokret držana na visokom nivou koji ne odgovara realnom.

Naznake da je radno opterećenje pilota moguće razmatrati na način opisan u ovom radu, mogu da se nađu još od početka istraživanja modela pilota. Na primer, u klasičnom radu McRuera i saradnika [8] se ističe da je propusni opseg modela pilota određen frekventnim osobinama pilotiranog aviona tokom izvođenja posebnog zadatka. Adams i saradnici su u svojim izveštajima [9,10] utvrdili da se, za približno iste performanse izvođenja zadatka, propusni opseg modela pilota povećava sa degradacijom kvaliteta leta koje je u stanju da ostvari SUL.

S druge strane, povećanje oba parametra, i P_{F_p}

i P_{γ} , doprinosi povećanom radnom opterećenju pilota. Kako se čovek-operator može smatrati kao neuromuskulotorni upravljački sistem, to se može kazati da parametar P_{F_p} ukazuje na mišićni napor čoveka operatora, dok P_{γ} čini to isto za nervne napore, pri čemu oba napora utiču na radno opterećenje. Prema tome, može se smatrati da parametar površine P iz jed. (8) predstavlja bliski pokazatelj radnog opterećenja pilota. On, u suštini, pokazuje da je radno opterećenje operatora srazmerno zahtevu za njegovim ponašanjem kao 'energetskim propusnikom'. Naime, za neki signal x , povećanje kako divergencije σ_x , tako i granične učestanosti I_x , znači povećanje 'energije' koju taj signal nosi, odnosno kod stvarnog uređaja predstavljenog signalom x se povećava stvarna energija koju propušta.

S druge strane, između nivoa kvaliteta leta definisanih MIL propisima i opisne skale date u [7], koja služi da pilot da kvantifikovanu ocenu dinamike aviona, postoji korespondencija. Ta korespondencija, kao što je već pomenuto, ne mora biti obostrana. Tako se može uočiti sličnost između vrednosti normalizovanog parametra N na sl.9 i skale ocena pilota određene u [7]. Vrednosti normalizovanog parametra N na sl.9 su u granicama ocena pilota koje bi se očekivale za datu realizaciju zakona upravljanja i njima određen nivo kvaliteta leta.

Ograničenja prikazanog postupka određivanja radnog opterećenja pilota se ogledaju u činjenici

da je to proces apstrakcije simulacionih podataka. Sama simulacija predstavlja, po sebi, neki postupak apstrakcije stvarnih zbivanja. Pri analizi rezultata merenih u letu prvo se vrši apstrakcija od stvarnog zbivanja do izmerenog signala, a potom apstrakcija od izmerenog signala do ocene zbivanja. Zbog te razlike u načinima apstrakcije, ovom postupku određivanja radnog opterećenja pilota mora prethoditi temeljna interpretacija svih simulacionih rezultata.

Zaključak

Predmet istraživanja prikazanih u ovom radu je bio da se ukaže na one oblasti u integraciji čoveka i mašine koje opravdavaju buduća traganja. Kao rezultat prikazanog postupka procenjivanja radnog opterećenja pilota se može načiniti nekoliko zaključaka. Prvo, rezultati prikazani pri proceni radnog opterećenja pilota pokazuju zadovoljavajući nivo unutrašnje konzistentnosti. Drugo, ukazuju da ovaj skup parametarskih ocena može poslužiti u uspostavljanju veze između klasičnih parametara kvaliteta leta i pilotskih ocena. Treće, opravdavaju dalja istraživanja u ovoj oblasti.

Ova istraživanja bi bilo potrebno načiniti u tri koraka, pri čemu bi povoljni rezultati svakog koraka opravdavali nastavak rada u sledećem. Na početku bi trebalo načiniti podrobnju *off-line* simulaciju u nekoliko pravaca. Prvi je ka obezbeđivanju šire baze manevara izbegavanja napadnutog aviona koji bi bili istog tipa kao i oni opisani u ovom radu. Drugi je okrenut ka upotrebi jednostavnijih, poželjno linearnih, modela dinamike aviona i pilota. Konačne *off-line* simulacije bi se načinile za različite zadatke sa modelom pilota prilagođenim svakom od njih. Drugi korak bi bila *on-line* simulacija sa čovekom operatorom u upravljačkoj konturi, obavljena na simulatoru leta. Simulirani upravljani objekt bi u prvim delovima ovog

istraživanja trebalo da bude jednostavne dinamike sa podesivim parametrima, dok bi na završetku to bio model aviona promenljive stabilnosti. Treći i konačni korak bi bilo ispitivanje u letu sa avionom promenljive stabilnosti, koje bi se sprovedo da se uspostavi konačna veza između merljivih ulazno/izlaznih parametara pilota i njegovih ocena.

Literatura

- [1] STOJAKOVIĆ, P. *Model pilota u analizi kvaliteta leta*. magistarski rad, Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd, 1991.,
- [2] ETKIN, B. *Dynamics of Atmospheric Flight*. John Wiley & Sons Inc, New York/London/Sidney, 1972.,
- [3] STOJAKOVIĆ, P. *Modeliranje cilja na nišanu*. Naučno-stručni skup **Vazduhoplovstvo '95**, Beograd, 1995., p.E1-E18.
- [4] MARCHAND, M.A. *Pitch Rate Flight Control for the F-16 Aircraft to Improve Air-to-Air Combat*. AFIT/GGC/EE/77-7, Dec.1977.
- [5] STOJAKOVIĆ, P. *Projektovanje različitih nioa kvaliteta leta za potrebe dobijanja parametarske ocene radnog opterećenja pilota*, Naučno-stručni skup **Vazduhoplovstvo '95**, Beograd, 1997, p.D13-D18.
- [6] VUKOBRATOVIĆ, M., STOJIĆ, R. *Modern Aircraft Flight Control*. Springer-Verlag, 1988.
- [7] COOPER, G.E., HARPER, R.P. *The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities*. NASA TN D-5153, April 1969.,
- [8] MCRUER, D.T. et al. *New Approaches to Human-Pilot/Vehicle Dynamic Analysis*. AFFDL-TR-67-150, February 1968.
- [9] ADAMS, J.J. HATCH, H. *An Approach to the Determination of Aircraft Handling Qualities by Using Pilot Transfer Functions*. NASA TN D-6104, January 1971.
- [10] ADAMS, J.J., et al. *An Analytical Study of Aircraft Lateral-Directional Handling Qualities Using Pilot Models*. NASA TN D-8103, January 1976.

Rad primljen: 29.10.2001.god.

