Dr Dragoljub Vujić,
dipl. inž.
Vojnotehnički institut VJ,
Beograd

ULOGA SERVOMECHANIZAMA U SISTEMU UPRAVLJANJA LETOM AVIONA

UDC: 629.735.3.05-526

Rezime:

U okviru sistema upravljanja letom aviona razmotrena je funkcija servomehanizama. Detaljno je analizirano funkcionisanje hidrauličko-mehaničkog sistema za upravljanje komandom visine. Posebno je predstavljena uloga pilota u sistemu komandi leta.

Ključne reči: komande leta, servomehanizam, servopokretač.

SERVOMECHANISMS ROLL IN AIRCRAFT FLIGHT CONTROL

Summary:

In frame of the system for aircraft flight control a function of servomechanisms is considered. A functional analysis of hydraulic-mechanical system for elevator control is presented in detailed. A pilot roll in commands flight is specially presented.

Key words: commands flight, servomechanism, actuator.

Uvod

U praktičnoj realizaciji upravljanja letom koristi se pilotirani i automatski let. U prvom slučaju pilot obavlja izbor putanje, njeno praćenje, stabilizaciju aviona, kompenzaciju uticaja spoljašnjih poremećaja, kao i niz pomoćnih radnji koje su u vezi s funkcijom upravljanja [3]. Pri tome pilot koristi svoje intelektualne, kreativne i adaptivne sposobnosti za nalaženje rešenja u situacijama koje nisu unapred predviđene. Ovaj vid upravljanja ima i svoje nedostatke koji se ogledaju u subjektivnosti izbora tzv. »optimalne« putanje, podložnosti pilota greškama i neposrednog izlaganja opasnostima, pogotovo usled zamora pri dugotrajnom letu. Zbog toga je bila opravdana težnja da se što veći broj

funkcija upravljanja automatizuje. Kod automatskog leta sistem upravljanja, ili tzv. autopilot, preuzima sve funkcije upravljanja. Sistem upravljanja automatski obezbeđuje ograničenja dozvoljenih vrednosti napadnog ugla, ugaonih brzina, otklone upravljačkih površina i onemogućava dovodenje aviona u neupravljiva i opasna stanja pri dejstvu spoljnog poremećaja ili greške pilota. Za uvođenje automatskih sistema upravljanja postoji više razloga, kao što su: nedovoljna snaga pilota za pokretanje upravljačkih organa kod nekih kategorija aviona, održavanje određenog režima leta sa što manjim odstupanjem, zamor pilota i potreba da se on rastereti nekih akcija upravljanja.

Komande leta aviona

Komande leta, zajedno sa komandama motora, omogućuju pilotu da upravlja avionom, odnosno da ga dovede u željenu poziciju i režim leta unutar propisane anvelope leta.

Od primarnog značaja za upravljanje letom aviona su komande: visine (uzdužna komanda), valjanja (poprečna komanda) i skretanja (komanda pravca). To su ručne komande, koje se obično realizuju preko pilotske palice dijagonalno pokretljive u dve ravni, i nožne komande (pedale). Dejstvom na pilotsku palicu u uzdužnoj ravni pilot otklanja upravljačku površinu komande visine — krmilo visine ili pokretni (obrtni) horizontalni stabilizator, a dejstvom na pilotsku palicu u poprečnoj (bočnoj) ravni otklanjaju se krilca (simetrični otklon gore-dole). Pritiskom na pedale otklanja se krmilo pravca (levo-desno). Potrebno pomeranje pilotske palice ili pedala, da bi se izazvao željeni otklon upravljačke površine, zavisi, u najvećoj meri, od tipa mehaničke konstrukcije komandnog sistema i konstrukcije hidrauličkih sistema za pokretanje upravljačkih površina. Kod savremenih borbenih aviona često se sreće automatsko upravljanje efektivnim otklonom upravljačke površine koja deluje na uzdužno kretanje, zavisno od trenutnih uslova leta. Za iste hodove pilotske komande upravljačka površina se različito otklanja, čime se obezbeđuje zahtevana upravljivost i stabilnost letelice prema trenutnim uslovima leta [2].

Sekundarne komande leta ostvaruju se putem izvršnih organa upravljačkih površina kao što su: pretkrilca i zakrilca, aerodinamičke kočnice, spojleri, itd. Kod sekundarnih površina i izvršnih organa komanda je tipa prekidača, što je uobičajena komanda

pretkrilaca i stajnog trapa ili tipa tastera, kod nekih tipova aerodinamičkih kočnica.

Komande mogu biti reverzibilne i ireverzibilne. Kod reverzibilnih postoji direktna veza između pokreta pilota — pomeranjem pilotske palice i (ili) pedala i pomeranja upravljačkih površina. Moment aerodinamičkih sila u odnosu na obrtnu osu krmila visine, na primer, direktno se prenosi na pilotsku palicu, što pilot oseća na rukohvatu. Na primer, ako pilot u toku provere u avionu na stajanci pokreće palicu, otklanjajući se krmilo visine, odnosno ako se rukom spolja obrće krmilo visine, pokretaće se palica. Kod ovih sistema, pilot ostvaruje sve potrebne sile za savladavanje obrtnog momenta na upravljačkim površinama. Reverzibilni sistemi upravljanja, pored mehaničkih, sadrže i hidrauličke komponente pomoću kojih se pojačava sila koju ostvaruje pilot.

Kod ireverzibilnih komandi pilot u kabini, pokretom pilotske palice i pedala, aktivira hidrauličke ili električne uređaje koji pokreću aerodinamičke upravljačke površine. Pri tome se aerodinamički obrtni momenti ne prenose na palicu i pedale. Da bi se obezbedio potreban osećaj sile—otpora pri pilotiranju, ovim sistemima se mora dodati uređaj za simulaciju opterećenja na palici (sl. 1). Na taj način pilot dobija osećaj otpora, kao pri letu sa dobrim reverzibilnim komandama.

Zazor u upravljačkom sistemu krmila negativno utiče na tehniku pilotiranja. Ako postoji zazor u mehanizmu ili razvodu servouređaja, onda se sa otklonom palice javlja otklon krmila, tek pošto se savlada zazor, a ovo kašnjenje izaziva nelagodan osećaj pri pilotiranju. Sve to nesumnjivo ukazuje na značaj smanjivanja sile trenja i zazora u upravljačkim sistemima krmila savremenih konstrukcija aviona, kao i drugih letelica.

Komanda leta za ostvarivanje otklona krmila visine

Iz šematskog prikaza principa rada komande leta za ostvarivanje otklona krmila visine jednog borbenog aviona (sl. 1) očigledno je da se radi o elektro-mehaničkom i hidrauličkom sistemu koji omogućava da se signal sa pilotske palice (1) prenese na izvršni servopokretač (7) koji zaokreće krmilo visine (8).

Simulator opterećenja (3) predstavlja uređaj za stvaranje veštačkog opterećenja na palici i omogućava pilotu, preko izvršnog mehanizma-uređaja za promenu osećaja sile (2), osećaj aerodinamičkih sila na palici. Elektropokretač (4) u sistemu komandi ima ulogu unutrašnjeg pokretača trimera. Ograničavač sile (6) predstavlja opružni mehanizam koji štiti hidraulički pokretač (7) u slučajevima kada su ulazna opterećenja do palice veća od unapred propisane vrednosti. Propisana vrednost sile definisana je prednaponom opruge. Nelinearnim mehanizmom (5) omogućava da se pri većim hodovima palice dobije manji otklon upravljačke površine. Na taj način može se ostvariti linearni i nelinearni gradijent sila na palici u funkciji njenog pomeranja, odnosno zahtevana osetljivost komandovanja.

Ostali elementi sistema koji nisu posebno specificirani predstavljaju polužne mehanizme preko kojih se vrši prenos opterećenja sa palice do upravljačke površine.

Hidraulički servopokretač (7), kao izvršni mehanizam, predstavlja osnovnu komponentu sistema. Napaja se iz glavnog hidrauličkog sistema aviona. U slučaju otkaza glavnog sistema servopokretač nastavlja rad napajanjem iz komandnog sistema, samo sa smanjenom mogućnošću opterećenja. U slučaju otkaza i glavnog i komandnog sistema napajanje se vrši pomoćnim sistemima.

Uprošćeni uzdužni presek servopokretača prikazan je na sl. 2.

Servopokretač se sastoji od dva hidraulička klipa (1) koji se nalaze na zajedničkoj klipnjači (4). Njihovo pomeranje je posledica pokretanja poluge (5), odnosno pomeranja klipa (8) razvodnika iz statičkog (neutralnog) u dinamički (radni) položaj, kao odgovor na pilotovu ulaznu komandu. Ulazna komanda se prenosi do razvodnika preko sistema poluga (5 i 6) i klackalice (7). Usled pomeranja klipa (8) razvodnika hidrauličko ulje pod pritiskom, preko ulaznih otvora P, prolazi kroz filter (9), otvara nepovratni ventil (10) i usmerava se, preko razvodnih kanala, do komora (ispred čela klipa). Is-

Sl. 1 — Šematski prikaz komande visine

1 — pilotska palica, 2 — uređaj za promenu osećaja otpora, 3 — simulator opterećenja, 4 — elektropokretač, 5 — nelinearni mehanizam, 6 — ograničavač sile, 7 — servopokretač, 8 — krmilo visine

tovremeno, hidrauličko ulje iza klipova potiskuje se u povratne vodove R. Usled toga dolazi do izvlačenja klipnjače (4) servopokretača, a kretanje donje tačke (5), preko poluge (6) dovodi klipove razvodnika (8) u početni položaj, pri čemu se zatvaraju ventili (10) razvodnika. Stanje mirovanja održava se zahvaljujući ravnoteži pritiska u četiri komore cilindra, koja se ostvaruje putem prigušnika (11). Na taj način prestaje rad servopokretača sve dok se ne dobije naredna komanda.

Neka w predstavlja pomeranje pilotske palice (α je njeno ugaono pomeranje), y — translatorno pomeranje klipa razvodnika, $\dot{x}$ — brzinu klipa razvodnika, x — pomeranje klipa servopokretača, a δ — ugaono pomeranje (zaokretanje) krmila.

Očigledno je da se komanda pilota, kao vodeća veličina w , može predstaviti u obliku odskočne funkcije i da pilotska palica predstavlja proporcionalni element, u literaturi poznat kao element nultog reda. Komandni signal

sa pilotske palice prenosi se na klip razvodnika preko sistema poluga. Pri aktiviranju klipa razvodnika vrlo brze promene pritiska u komorama razvodnika i njima ekvivalentno pomeranje klipa servopokretača manifestuju se u obliku brzih prelaznih procesa. Najjednostavnija aproksimacija servopokretača jeste kada se on posmatra kao integralna komponenta prvog reda (pomeranje klipa x servopokretača predstavlja se nagibnom funkcijom u blok-šemi na sl. 3). Ovakva aproksimacija ima smisla kod relativno sporih servopokretača i pri njegovom jednosmernom kretanju [10]. U slučaju kada se klip servopokretača kreće oscilatorno pojavljuju se efekti direktnog i povratnog dejstva spoljašnjeg opterećenja, koji su posledica relativnog menjanja smera dejstva spoljašnjeg opterećenja u odnosu na smer kretanja klipa radnog cilindra servopokretača. Ovakvi efekti dovode do nelinearnog ponašanja servopokretača. Uporedna analiza nelinearnog i linearnog modela servopokretača, pri čemu su zanemareni efekti stišljivosti

Sl. 2 — Uzdužni presek servopokretača komande visine

1 — klip servopokretača, 2 — veza sa strukturom, 3 — veza sa krmilom visine, 4 — klipnjača servopokretača, 5 — poluga, 6 — prenosna poluga, 7 — klackalica, 8 — klip razvodnika, 9 — filter, 10 — nepovratni ventil, 11 — prigušnica servopokretača

i curenja radnog fluida, data je u [10]. Uzimanjem u obzir ovih efekata i njihovim uključivanjem u dinamički model obuhvaćeni su prelazni procesi koji nastaju pri uključivanju servopokretača. Rezultati simulacije ponašanja servopokretača, sa efektima stišljivosti i curenja radnog fluida, prikazani su u [11]. Dakle, servopokretač predstavlja integralni element, jer je brzina promene izlazne veličine proporcionalna ulaznoj veličini. Kao što je poznato iz teorije [5], kada se na ulaz integralnog elementa dovede odskočna funkcija onda se kao prelazna funkcija dobija linearna nagibna funkcija x , koja u ovom slučaju predstavlja pomeranje klipa radnog cilindra servopokretača.

jih izlazna veličina prati ulaznu, nazivaju se i »pratećim« sistemima. U sistemu upravljanja uključen je pilot ili autopilot koji stalno vrši korekciju izlazne veličine, pa je to onda sistem sa zatvorenim kolom ili sistem sa povratnom spregom. Da bi se dobio odziv aviona, pilot daje određeni ulazni signal u sistem komandi leta, a zatim se isključuje iz zatvorenog kola upravljanja i posmatra rezultujuće kretanje aviona. Naime, pilot koji upravlja avionom stalno prati, vizuelno i preko instrumenata, željene uglove nagiba i propinjanja, zatim brzinu, kurs, visinu, itd., i upoređuje te veličine sa željenim. Ako je potrebno, vrši korekciju ulazne veličine (X_{ul}) delovanjem na

Sl. 3 — Blok šema hidraulično-mehaničkog sistema za upravljanje komandom visine

Na kraju, pomeranje klipa radnog cilindra servopokretača je ulazna veličina za otklon krmila visine δ . Otklon krmila visine predstavlja prelaznu karakteristiku, kao odziv na zadati odskočni ulaz. Na slici 3 prikazana je blok-šema funkcionisanja hidraulično-mehaničkog sistema za upravljanje komandom visine.

Karakteristike servomehanizama

Na osnovu teorije automatskog upravljanja, sistem za upravljanje komandama leta predstavlja klasičan primer servomehanizma, gde je ulazna veličina mehanički položaj (na primer, otklon komande). Ovi sistemi, kod ko-

komande leta dok se ne postigne željena izlazna veličina (X_{izl}). Prema tome, i najjednostavniji sistem komandi leta, zajedno sa pilotom, može se predstaviti blok-dijagramom sa zatvorenim kolom (sl. 4).

Sl. 4 — Sistem upravljanja komandama leta

Postoje tri načina za pokretanje komandi leta koje izvodi pilot i to: stepenasti (odskočni) ulaz, impulsni ili dvostruko impulsni ulaz (sl. 5) [2]. U prvom slučaju, komanda leta se naglo

pokrene do zadatog položaja i čvrsto zadrži u tom novom položaju, a u drugom — komanda se naglo pokrene do željenog položaja, zatim malo zadrži i naglo vrati u prvobitni položaj. Treći slučaj predstavlja dvostruki impuls-

turno vremensko kašnjenje u reagovanju od 0,1 do 0,16 sekundi. Te konstantne karakteristike osnovna su ograničenja pilota kao dela servomehanizma unutar zatvorenog kola upravljanja.

Sl. 5 — Ulazni signal za pokretanje komande leta
a — stepenasti, b — impulsni, c — dvostruko impulsni

ni ulaz, kod kojeg su impulsi simetrični u odnosu na smer pokretanja komandi i vremenski pomešani. Navedeni modovi koriste se pri ispitivanju dinamičke stabilnosti aviona.

U analizi ovih sistema se pretpostavlja da se pomeranje komandi izvodi za tzv. »nulto« vreme, iako se zna da je to, zbog prirode samog procesa, fizički nemoguće. Analiza odziva aviona za slučaj naglog pomeranja pilotske palice izvršena je u literaturi [2].

Pilot ima ograničenja koja se mogu usvojiti kao konstante. To su, pre svega vreme reagovanja, koje iznosi oko 0,2 do 0,3 sekunde i neuromuskula-

Zaključak

Komande leta, zajedno sa komandama motora, omogućuju dovođenje aviona u željenu poziciju unutar propisane anvelope leta. Sa stanovišta teorije automatskog upravljanja sistem za upravljanje komandama leta predstavlja klasičan primer servomehanizma i može se predstaviti blok-dijagramom sa zatvorenim kolom. U sistem upravljanja uključen je pilot (autopilot) koji daje ulazni signal komandama leta, prati parametre leta i, ako je potrebno, delovanjem na komande leta, vrši korekciju ulazne veličine dok se ne postigne željena izlazna veličina.

Literatura:

- [1] Nenadović, M.: Stabilnost i upravljivost letelica (drugi deo), SSNO, Beograd, 1984.
- [2] Rendulić, Z.: Mehanika leta, Vojnoizdavački i novinski centar, Beograd, 1987.
- [3] Vukobratović, M., Stojić, R.: Automatsko upravljanje letom aviona (teorija i primena), Institut »Mihajlo Pupin«, Beograd, 1985.
- [4] Vukobratović, M., Cvetković, V., Stokić, D.: Dinamika leta aviona i njena primena (deo prvi), SSNO, Beograd, 1980.
- [5] Sekulić, M.: Osnovi teorije automatskog upravljanja-servomehanizmi, Naučna knjiga, Beograd, 1982.
- [6] Gligorić, B., Vujić, D.: Prilog izučavanju elektrohidrauličkih servosistema, HIPNEF '96, Vrnjačka Banja, 1986.
- [7] Opis i održavanje komandi aviona H-62, SSNO, 1991.
- [8] Denić, N., Đilas, M., Milić, M.: Praćenje i ispitivanje funkcionalnih primarnih komandi leta aviona u ciklusu remonta, Zbornik radova Vazduhoplovstvo '95, Sava Centar-Beograd, 1995.
- [9] Backe, W.: Servohydraulik, 4. Auflage, RWTH, Aachen, 1984.
- [10] Janković, J.: Uticaj dinamike brzohodnih hidrauličkih aktuatora na sintezu upravljanja aviona, Zbornik radova Vazduhoplovstvo '95, Sava Centar-Beograd, decembar 1995.
- [11] Janković, J.: Računarska simulacija ponašanja digitalno upravljanih hidrauličkih servopokretača, Zbornik radova Vazduhoplovstvo '95, Centar Sava, Beograd, decembar 1995.