

Vladimir Zeljković  
Ivan Djokić  
Slavoljub Lukić

Vazduhoplovnotehnički institut  
Ž A R K O V O

JEDAN PRISTUP OTKLANJANJU AEROSERVOELASTIČNIH  
NESTABILNOSTI

ONE APPROACH TO ELIMINATING AEROSERVOELASTIC  
INSTABILITIES

SADRŽAJ - Aeroservoelastična nestabilnost javlja se kao posledica postojanja sistema automatskog upravljanja na avionima. U radu je pokazan način identifikovanja tih nestabilnih petlji i predložen je metod, baziran na ugradnji odgovarajućeg tipa filtra, za postizanje zahtevane rezerve stabilnosti. Postupak je ilustrovan primerom.

ABSTRACT - An aeroservoelastic instability comes from closed loop automatic flight control system. In this paper, the way of identification this instability loops is defined and the method, based on application of convenient filter, for achieving required stability margine, is given. The metod is illustrated by one example.

1. UVOD

Uvodjenjem sistema automatskog upravljanja na savremenim avionima javlja se problem sličan flateru, poznat kao aeroservoelastična nestabilnost. Ovoj pojavi u poslednje vreme povećen je odredjen broj radova koji se uglavnom bave konkretnim avionima. Izloženi rad predstavlja pokušaj opštijeg prilaza rešenju problema. Daje se analiza pojava i mogućnost stabilizacije primenom jednog od dva tipična filtra. Postupak je ilustrovan konkretnim primerom.

2.- POSTAVKA PROBLEMA

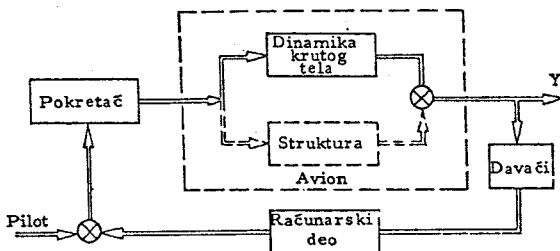
Sistem automatskog upravljanja letelicom projektuje se u cilju poboljšanja dinamičkog ponašanja. Pri tome se najčešće avion razmatra kao kruto telo sa šest stepeni slobode:

Sistem automatskog upravljanja se sastoji od tri celine: davača, računarskog dela i pokretača. Smatra se da je sprega između komandne površine i davača definisana samo dinamikom aviona. Međutim, u praksi postoji još jedna značajna sprega - preko strukture.

Struktura realnog aviona poseduje elastična svojstva koja nisu obuhvaćena matematičkim modelom koji opisuje dinamiku aviona. Opšta šema sistema upravljanja pokazana je na sl.1. Deo informacija koje daju davači, a koje potiču od sprege zatvorenih preko strukture predstavljaju "smetnje".

Elementi sistema se projektuju najčešće prema dinamici aviona kao krutog tela. Tako projektovan sistem automatskog upravljanja može biti nestabilan u prisustvu strukturne sprege.

Ovaj oblik nestabilnosti sreće se pod nazivom aeroservoelastična nestabilnost /1/. Problem je blizak problemu filatera s tom razlikom što njegovu pojavu omogućava sistem automatskog upravljanja. Može se javiti u oblasti određenih dinamičkih pritiska ili u čitavoj anvelopi leta, pa čak i na zemlji.



Sl.1

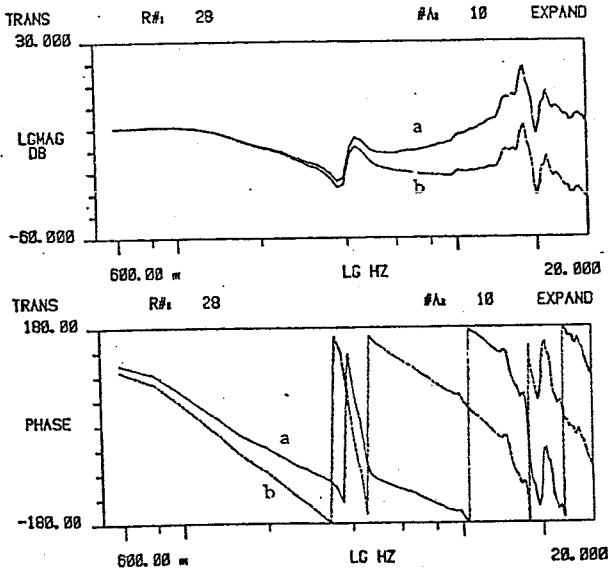
Zato je potrebno pri realizaciji sistema automatskog upravljanja, proveriti i sve sprege zatvorene preko strukture. Broj petlji koje treba razmotriti određen je matricom K povratne sprege realizovane u računarskom delu sistema. Nekada se ovaj problem svodi na jednostavan slučaj jedne zatvorene konture. Češći je slučaj složenih međusobno povezanih kontura.

Problem je veoma složen za analizu, pre svega zbog opisivanja svojstava strukture; matematički model je složen i različit za svaki tip aviona a parametri modela se teško određuju. Posebno treba naglasiti njena izrazito nelinearna svojstva. Matematički model koji opisuje ukupno ponašanje aviona (uzimajući u obzir i elastična svojstva) zavisno od stepena aproksimacije kreće se od nekoliko desetina do nekoliko hiljada stepeni slobode. Praktično se primenjuju modeli sa 60 stepeni slobode /4/, pri čemu 54 elastična moda a 6 potiču od aviona kao krutog tela.

Najizraženiji modovi kretanja strukture su prvi modovi savijanja i uvijanja krila, torzija, uzdužno i bočno savijanje trupa. Pri analizi strukturnog sprezanja sa sistemom automatskog upravljanja, u svakoj takvoj sprezi najčešće je dominantan jedan od ovih modova. Na taj način se sistem razlaže na jedostavnije pod sisteme. Dominantni strukturni modovi kod borbenih aviona su

u oblasti učestanosti od 5 do 30 Hz sa veoma malim koeficijentom prigušenja ( $\zeta = 0,01$ ).

Stabilnost svake zatvorene sprege sistema moguće je analizirati pomoću funkcija povratnog prenosa. Oblici ovih funkcija su različiti i zavise od dinamike aviona kao krutog tela, elemenata sistema automatskog upravljanja i odgovarajućih strukturnih spreaga. Tipična funkcija povratnog prenosa prikazana je na sl.2.a.



Sl.2

Na pojavu rezonantnih vrhova najveći uticaj imaju strukturne sprege zbog malog koeficijenta prigušenja. Rezonantni vrhovi mogu biti toliko izraženi da smanje stabilnost ispod propisane utvrđenih granica, pa čak i da dovedu i do nestabilnosti. U daljem radu biće navedeni postupci koji omogućavaju postizanje propisane rezerve stabilnosti.

### 3 - POSTUPAK

Za otklanjanje mogućih aeroservoelastičnih nestabilnosti i postizanje propisane rezerve stabilnosti predlaže se sledeći postupak:

1.- Odredjivanje funkcija povratnog prenosa - U fazi projektovanja sistema automatskog upravljanja moguće je dosta tačno analitički opisati sve elemente otvorenog kola izuzev strukturnog dela. Na osnovu teoretskih podataka moguće je približno odrediti funkciju povratnog prenosa i analizirati rezerve stabilnosti svih spreaga. Kod već realizovanih sistema, zbog nepreciznosti matematičkog opisivanja a u cilju tačnog odredjivanja parametara

otvorenog kola, vrše se direktna merenja. Eksperiment se izvodi tako što se raskine posmatrana sprega, to je najpogodnije uraditi u računaru, a sve ostale ostaju zatvorene. Pri merenju potrebno je, zbog nelinearnih svojstava sistema, funkcija snimati u čitavom domenu merene koordinate.

2.- Izbor filtra - Na osnovu odredjenih funkcija povratnog prenosa, korišćenjem jedne od frekventnih metoda (Nikvist, Bode npr.) pronalaze se sprega sa nedovoljnom rezervom stabilnosti. Efikasan i jednostavan način za postizanje zahtevane rezerve stabilnosti je ugradnja filtra u svaku od ovih sprega. U zavisnosti od karakteristika otvorenih kola vrši se izbor tipa filtra. Najpogodniji za primenu su:

- niskopropusnik učestanosti i
- nepropusnik opsega (strukturni ili notch filter)

Niskopropusnik se koristi u slučajevima kada u funkciji povratnog prenosa postoji nekoliko rezonantnih vrhova čije su učestanosti mnogo više od osnovnih učestanosti aviona i ako je značajna promena rezonantnih vrhova usled nelinearnih svojstava i promena mase strukture pri postavljanju podvesnih tereta.

Nepropusnik opsega se koristi kada postoji jedan nepromenljivi rezonantni vrh, a posebno kada je blizu opsega osnovnih učestanosti dinamike aviona. Njegova prednost nad niskopropusnikom je u tome što daleko manje menja funkciju povratnog prenosa izvan opsega potiskivanja, a time manje menja i dinamiku sistema upravljanja. Njihova realizacija zavisi od realizacije sistema upravljanja, a jednostavna je i u analognoj i u digitalnoj tehnologiji.

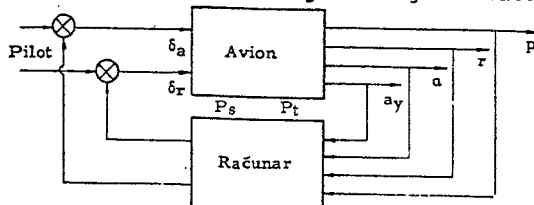
3.- Odredjivanje parametara filtra - Kao osnovni kriterijumi za odredjivanje parametara filtra koriste se:

- zahtevani nivo stabilnosti sistema (prema propisima za projektovanje aviona MIL-F-9490 zahteva se minimalni pretek pojačanja od 6 db pri nultoj brzini aviona)
- što manja promena projektovanih dinamičkih svojstava aviona sa sistemom upravljanja (iskustveni je zahtev da filter ne unosi veći fazni pomak od  $20^\circ$  na učestanostima do 1 Hz u funkciji povratnog prenosa sistema)

4.- Provera rezerve stabilnosti - Nakon ugradnje filtra, vrši se provera dinamičkih karakteristika, a posebno rezerve stabilnosti sistema upravljanja. Provera se vrši na zemlji i u letu, praktično se izvodi povećanjem pojačanja u spregama do pojave nestabilnosti, a zatim se utvrđuje da li je to pojačanje veće od dva puta (6 db).

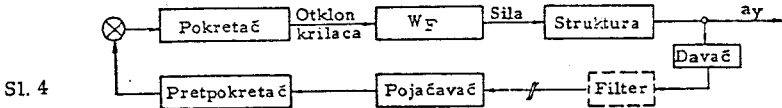
#### 4.- PRIMER

Predloženi postupak otklanjanja strukturnih nestabilnosti sproveden je na domaćem savremenom avionu. Blok šema sistema upravljanja u poprečnosmernom kretanju data je na sl.3,



Sl. 3

Učinjenom analizom ustanovljeno je da se po pitanju nestabilnosti kritična sprega zatvara preko krilaca ( $\delta_a$ ) i davača bočnog ubrzanja ( $a_y$ ). Za merenja vršena na zemlji sprega se zatvara samo preko strukture, te se deo sistema može predstaviti na sledeći način, sl.4.



Pri određivanju frekventnih karakteristika funkcije povratnog prenosa merene su dinamičke karakteristike svakog elementa a i kola kao celine. Dobijene su sledeće pojednostavljene funkcije prenosa:

$$\text{davač} \quad W_{\text{dav}} = 1$$

$$\text{pojačanje} \quad K_{\text{ay}} = 25^{\circ}/g$$

$$\text{pretpokretač} \quad W_{\text{pp}} = 1 / \left( \frac{s^2}{70^2} + \frac{0,7}{70} s + 1 \right)$$

$$\text{pokretač} \quad W_{\text{p}} = 1 / \left[ (1 + 0,03 s) \left( \frac{s^2}{200^2} + \frac{0,1}{200} s + 1 \right) \right]$$

Strukturu pobudjuje sila izazvana pomeranjem krilaca i određena je sa  $W_f = s^2 m$  ( $m$  - redukovana masa krilaca).

Strukturnu spregu nije jednostavno dati u analitičkom obliku. Merena je funkcija prenosa od krilaca do davača bočnog ubrzanja. Frekventne karakteristike strukturne sprege imaju izgled dat na slici 5.

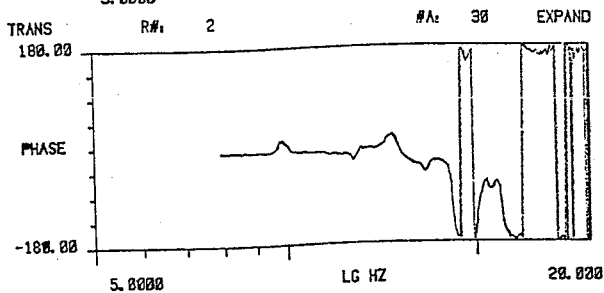
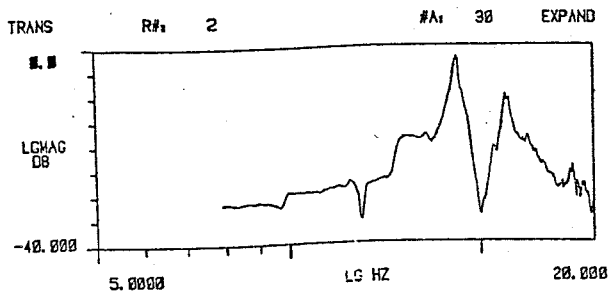
Frekventne karakteristike funkcije povratnog prenosa sistema sa sl.4, date su na sl.6, gde je moguće uočiti doprinos svakog elementa na ukupnu karakteristiku, obzirom da poznajemo njihove funkcije prenosa. Posebno se ističe doprinos strukturnih modova. Na osnovu ranijih ispitivanja elastičnih svojstava strukture ovi modovi su modovi torzije i savijanja krila. Izraženi rezonantni vrhovi su na 17,8 Hz i 21,6 Hz. Sa frekventnih karakteristika funkcije povratnog prenosa se vidi da će sistem sa zatvorenom povratnom spregom biti nestabilan. Na faznoj karakteristici, za  $3\bar{u}$ , odgovara na amplitudnoj karakteristici kružno pojačanje od +20,4 db.

Nestabilno ponašanje sistema sa zatvorenom povratnom spregom je snimljeno na avionu i vremenski zapis signala davača bočnog ubrzanja dat je na slici 7.

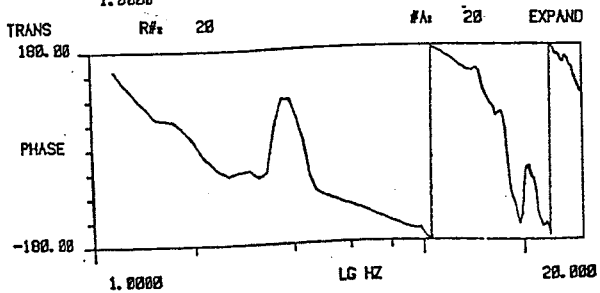
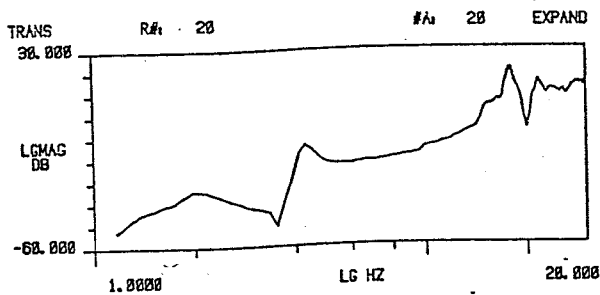
Sa slike se vidi da je u početku proces divergentan. Ograničenje amplitude oscilovanja je posledica nelinearnih svojstava sistema (ograničena moć pretpokretača), a modulisanost potiče od oscilovanja aviona na stajnom trapu.

Uočeni problem nestabilnosti zahteva uvođenje odgovarajućeg filtra. Usled prisustva dva rezonantna vrha čije su učestalosti visoke i mogućih pomeranja sa promenom podvesnih tereta na

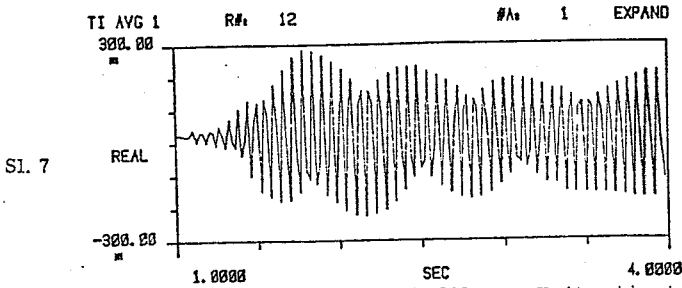
IV.182



S1.5



S1.6



krilima, pogodniji je niskopropusni filter. Kriterijumi koji odredjuju red i parametre filtra su:

- za obezbedjenje potrebne rezerve stabilnosti treba da filter ima slabljenje od 26,6 db na učestanosti od 17,8 Hz. Ovo slabljenje treba da kompenzira 20,6 db kružnog pojačanja i da obezbedi 6 db rezerve stabilnosti,

-da na učestanosti od 1 Hz ne unosi fazni pomak veći od 20°.

Filter koji zadovoljava ove uslove je Batervortov filter drugog reda čija je funkcija prenosa

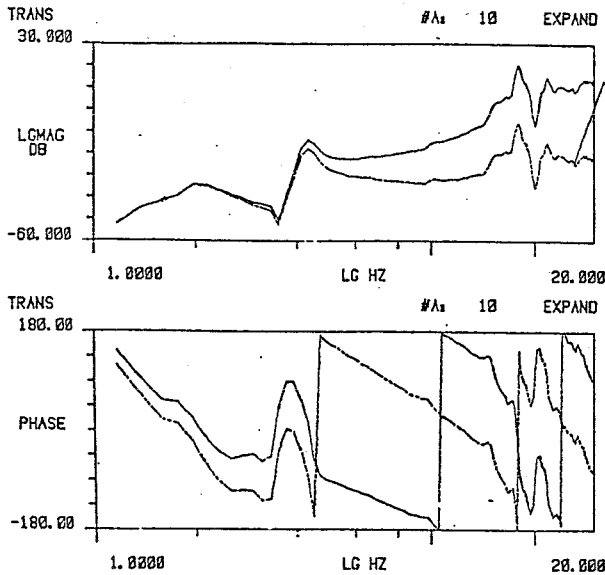
$$W_{bf} = 1 / \left[ 1 + 2 \frac{0,7}{24} s + \left( \frac{s}{24} \right)^2 \right]$$

Na sl.8 prikazan je frekventni dijagram funkcije povratnog prenosa sa i bez filtra.

Za analizu uticaja filtra na dinamičko ponašanja aviona izvršena je simulacija poprečnosmernog kretanja linearnim matematičkim modelom četvrtog reda za režim leta Mahov broj  $M=0,8$  i visinu  $H = 3000m$ . Na sl.2 prikazane su frekventne karakteristike kompletnog sistema sa otvorenim povratnom spregom. Indeks "a" odnosi se na sistem bez ugradjenog filtra, a "b" sa ugradjenim filtrom. Vidi se da je uvođenje filtra malo izmenilo frekventne karakteristike sistema u opsegu učestanosti koje dominantno utiču na dinamičko ponašanje aviona. Do učestanosti od 1 Hz amplitudno slabljenje je zanemarljivo, a unetá fazno kašnjenje je 22°, što je blisko zahtevanoj vrednosti.

Uprošćenja u matematičkom modelu su izvršena pri opisanju dinamike aviona kao krutog tela, a elastična svojstva (strukturna sprega) direktno su snimana na avionu. Obzirom da je za otklanjanje aeroservoelastičnih nestabilnosti značajna oblast strukturnih modova, koji su snimljeni na objektu, to zanemarivanje nelinearnosti u matematičkom modelu dinamike aviona kao krutog tela ne utiče na razmatranje pojave.

Ispitivanja u letu sa ovako projektovanim filtrom su pokazala dobre rezultate u svim režimima leta.



## 6.-ZAKLJUČAK

Sl. 8

U radu je razmatrana pojava aeroservoelastične nestabilnosti izazvana sprezanjem sistema automatskog upravljanja i strukture aviona. Predložen je postupak za obezbeđivanje zahtevane rezerve stabilnosti korišćenjem dva tipična filtra - niskopropusnika učestanosti ili strukturnih filtera. Postupak je izveden i njegova vrednost potvrđena na primeru jedne sprege sistema automatskog upravljanja savremenog borbenog aviona.

Vrednost izložene metoda je u jednostavnom i efikasnom korišćenju teorijskih znanja iz oblasti automatskog upravljanja za praktično prevazilaženje problema koji se najčešće analizira složenim matematičkim aparatom strukturnih analiza. Nedostatak je što se postupak merenja funkcije povratnog prenosa i određivanje parametara filtra može izvršiti nakon realizacije sistema upravljanja na avionu.

## 7.-LITERATURA

- /1/ Arthurs T.D.-Gallagher J.T.: Interaction Between Control Augmentation System and Airframe Dynamics on the YF-17, AIAA, No 75-824, 1975.
- /2/ Pelovbet R.P.: YF-16 Active Control System Structural Dynamics Interaction Instability, AIAA Paper, No 75-823, 1975.
- /3/ Griffin E.K., Eastep E.F.: Active Control of Forward Swept Wings with Divergence and Flutter Aeroelastic Instabilities, Journal Aircraft, October 1982.
- /4/ Hodges E.G., McKenzie R.J.: Performance Compatibility and Flight Testing of B-52 CCV Systems, AIAA Paper No 75-1035