

DIJAGNOSTIČKI SISTEM TURBOMLAZNOG MOTORA

TURBOJET ENGINE DIAGNOSTIC SYSTEM

D.Vujić*

Rezime:

Prikazan je koncept digitalnog ele-ktronskog upravljanja turbomlaznim motorima kao osnova za funkcionisanje dijagnostičkog sistema motora u realnom vremenu. Pošlo se od baznog sistema koji, bez udvajanja komponenata, obezbeđuje minimalno zahtevanu pouzdanost. U cilju povećanja pouzdanosti baznog sistema pokazano je kako se vrši selektivno udvajanje komponenata.

Ključne reči: električni sistem upravljanja, digitalno elektronsko upravljanje, turbomlazni motor, vazduhoplovna oprema, dijagnostički sistem

Abstract:

This paper presents a concept of digital electronic control of turbojet engines as a basis for engine diagnostic system operation in real time. It was started from baseline system, which provides a minimum of required reliability without redundancy. In order to increase a reliability of baseline control system, it is shown a way for selective redundancy.

Key words: fly-by-wire control system, digital electronic control, turbojet engine, airforce equipment, diagnostic system

1. UVOD

Upravljanje letom savremenih aviona zasniva se na električnim, tzv. fly-by-wire sistemima. Razvoj ovišlog veka, zahvaljujući nagloj ekspanziji tehnologije mikroprocesora, memorijskih sistema postao je izrazito intenzivan posle 70.-tih godina proh elemenata, integralnih elektronskih kola, kao i drugih elektronskih komponenata.

Do tada korišćeno konvencionalno hidromehaničko upravljanje, bazirano na komponentama koje su dugo razvijane i usavršavane, iako je imalo visok nivo pouzdanosti, moglo je samo delimično da zadovolji zahteve u pogledu povećanja performansi, naročito kod vojnih supersoničnih aviona. Kod motora savremenih aviona primenjuje se promelji-va geometrija lopatica kompresora, u novije vreme upravlja se vektorom potiska i opšta je težnja za smanjenjem dimenzija i mase.

Ovi zahtevi su neminovno doveli do povećanja broja ulaznih i izlaznih parametara, za čije upravljanje je bio potreban moćan digitalni računar. Iskustvo sa višestrukim ulazima i izlazima, odnosno sa tzv. multivarijabilnim sistemima je pokazalo da je izvođenje kompletnog hidrauličkog upravljačkog sistema gotovo nemoguće. Samo realizacija električnih sistema upravljanja u digitalnoj tehnologiji omogućava ispunjenje gotovo svih zahteva koji se postavljaju pred sadašnje i buduće avione.

U periodu između 1980 - 1990. godine vodeće firme Amerike i Zapadne Evrope, proizvođači avionskih motora za vojnu i civilnu upotrebu, radile su na razvoju potpuno elektronskog digitalnog sistema automatskog upravljanja na osnovu mikroprocesora i drugih komparativnih prednosti elektronske tehnike.

2. ELEKTRONSKI DIGITALNI UPRAVLJAČKI SISTEM

Američka firma Pratt Whitney Aircraft razvila je elektronski motor F100, ugrađen na lovcima F-15 i F-16. Osnovni zadatak ovog sistema je upravljanje potiskom motora.

Pri izboru konfiguracije sistema upravljanja polazi se od tzv. baznog sistema, koji se projektuje da zadovolji minimalno zahtevanu pouzdanost, bez udvajanja komponenata, osim senzora za broj obrtaja i sistema za doziranjski digitalni upravljački sistem pod nazivom Digital Electronic Engine Control (DEEC) za turbomlae goriva.

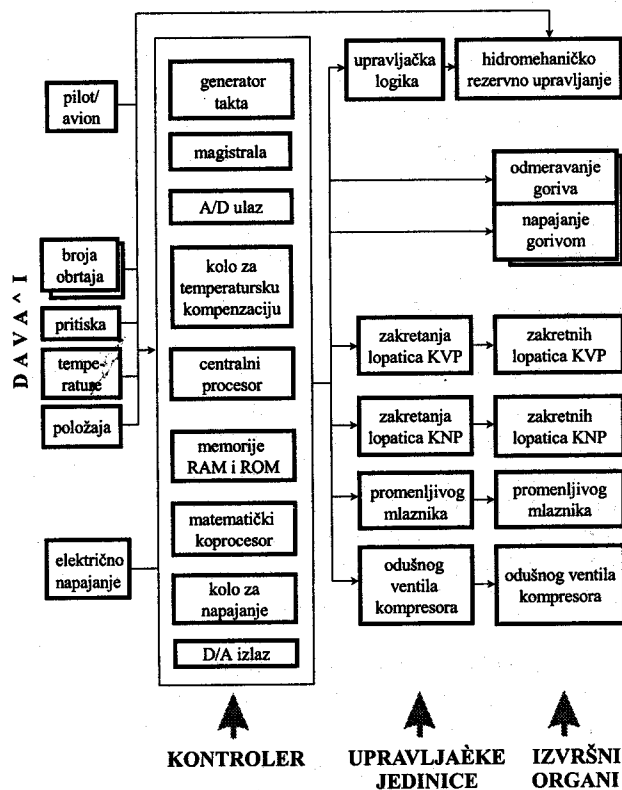
Sistem je modularnog tipa i sastoji se od: davača, kontrolera, upravljačkih jedinica izvršnih organa (drajvera), izvršnih organa (aktuatora) i upravljačke logike. Na sl.1 prikazan je blok-dijagram uprošćenog sistema upravljanja.

Upravljački sistem (kontroler) prima informaciju o:

- 1) stanju motora preko davača (senzora) pritiska, temperature, broja obrtaja,
- 2) stanju strukture preko ugla ručice gasa i Mahovog broja i
- 3) stanju sistema upravljanja preko davača povratnih sprega aktuatora koji pokazuju promenljivu poziciju lopatica

*Dr Dragoljub Vujić, dipl.inž.,Vojnotehnički institut

kompresora niskog i visokog pritiska, poziciju glavnih ventila goriva i poziciju površine izlaznog mlaznika. Kontroler obrađuje dobijene podatke, bira odgovarajući algoritam upravljanja, sračunava radno stanje motora, poredi ga sa zahtevanim i vrši korekciju promenljivih veličina u cilju postizanja zahtevanog stanja motora. Upravljački sistem poseduje rezervni hidromehanički regulator koji



Slika 1. Blok dijagram baznog sistema upravljanja

omogućava da se, u slučaju potpunog otkaza elektronike, nastavi rad na osnovnom, tzv. besforsažnom režimu.

Skup davača čine davači broja obrtaja, pritiska, temperature i položaja. Davači pritiska, temperature i broja obrtaja daju informacije kontroleru o stanju motora koje predstavljaju ulazne parametre sistema upravljanja.

Davači položaja se nalaze na aktuatorima i deo su povratne sprege sistema upravljanja. Kontroler se sastoji od: generatora takta, magistrale, A/D i D/A konvertora, kola za temperatursku kompenzaciju, centralnog procesora, memorije RAM i ROM, matematičkog koprocetora i kola za napajanje. Upravljačke jedinice izvršnih organa (drajveri) regulišu rad aktuatora u zavisnosti od dinamike izvršnih organa.

Skup drajvera čine: pumpa goriva i regulator protoka goriva, drajveri aktuatora zakretnih lopatica kompresora niskog i visokog pritiska, drajveri aktuatora promenljivog mlaznika i odušnog ventila kompresora.

Aktuatori (zakretnih lopatica kompresora niskog pritiska - KNP, i kompresora visokog pritiska - KVP, promenljivog mlaznika i sistema za odvođenje vazduha), kao izvršni organi, direktno utiču na promene upravljanih veličina. Upravljačka logika je u stanju da detektuje otkaz komponente ili celog elektronskog sistema i da upravljanje turbomlaznog motora prebaci na hidromehanički rezervni sistem.

Osnovni zahtevi pri projektovanju upravljačkog sistema bili su dostizanje visoke pouzdanosti u eksploataciji i smanjenje troškova održavanja i remonta. Primenjena je modularna konstrukcija sistema od unificiranih blokova i modula kao što su: procesori, blokovi memorije, magistrale, montažni elementi, interfejs, itd. Sistem je sastavljen od 15 blokova, zamenljivih na stajanci, bez neophodnih kasnijih kontrolnih ispitivanja motora. Osim toga, predviđena je mogućnost zamene 35 drugih modula, 21 mehaničkih i 14 elektronskih ograničivača određenih parametara u procesu tehničkog održavanja, bez kasnijih ispitivanja na uređajima zamenjenih komponentata. Procenjeno je da je upotreba ovog elektronskog upravljačkog sistema smanjila učestanost otkaza svih sistema upravljanja za otprilike 50%. Prelaz na elektronsko upravljanje omogućio je da se izbaci osam hidromehaničkih komponentata, koje se sastoje od 2167 delova. Usled tog smanjenja mase, povećalo se prigušenje vibracija dva puta, zaštita od buke povećana je tri puta, a osetljivost sistema na zaprljanost goriva snižena je sedam puta.

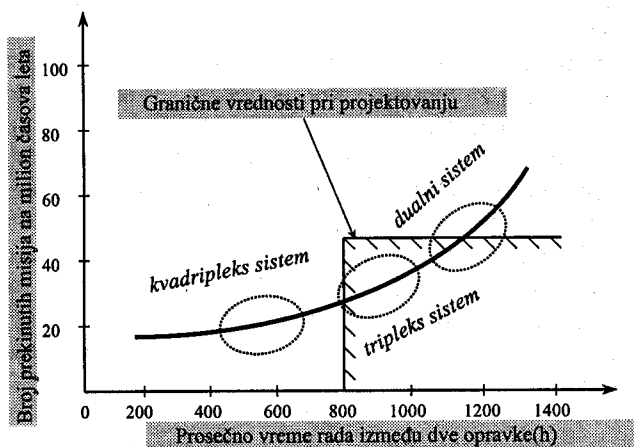
U cilju povećanja pouzdanosti vrši se selektivno udvajanje komponentata sistema. Tako su nastali, uslovno nazvani sistemi 2, 3 i 4, pri čemu bazni sistem uslovno predstavlja sistem 1. Pri koncipiranju sistema 2 zahtev je bio postizanje vrlo visoke pouzdanosti misije. Zahtev da verovatnoća uspeha tročasovne misije bude 0,999975 znači dva fatalna (kritična) otkaza na milion časova leta. Realizacija ovog sistema je smatrana nerealnom i nepoželjnom za primenu usled dodatne težine potpuno trostruke (triplex) hardverske konfiguracije.

Zbog toga su razmatrana tri dodatna sistema 3,4 i 5 od kojih se zahteva pouzdanost 0,9995 za tročasovnu misiju, što odgovara broju od 250 otkaza na milion časova leta 3.

Pri projektovanju digitalnog sistema upravljanja za motor F100, pošlo se od zahteva da je: broj prekinutih misija manji od 50 na 10^6 časova leta, srednje vreme između dve opšte opravke veće od 800 časova, i broj fatalnih otkaza manji od 2 na 10^6 časova leta.

3. ARHITEKTURA MIKROPROCESORSKOG SISTEMA UPRAVLJANJA

U zavisnosti od nivoa udvajanja mikroprocesorske jedinice razlikuju se: dualni sistemi (udvojeni mikroprocesor na dva odvojena kanala, udvojeni davači i drajveri izvršnih organa), tripleks sistemi (utrostručeni mikroprocesor na tri kanala, udvojeni davači, utrostručeni drajveri), kvadrupleks sistemi (učetvorostručeni mikroprocesor na četiri kanala, udvojeni davači, učetvorostručeni drajveri) 6.



Slika 2. Broj prekinutih misija u funkciji sistema upravljanja

Izbor jednog od navedenih sistema elektronskog upravljanja predstavlja kompromis između zahtevane pouzdanosti i troškova 3.

Na sl.2 predstavljen je dijagram izbora sistema upravljanja u zavisnosti od broja prekinutih misija i prosečnog vremena rada između dve opravke.

Granične vrednosti (šrafirane linije) kod projektovanja su: prosečno vreme rada sistema od 800 časova između dve opravke i 50 prekinutih misija na milion časova leta.

Zaključuje se da početne zahteve zadovoljavaju dualni i tripleks sistemi upravljanja. Ova dva sistema su realizovale firme PrattWhitney (dualni) i General Electric (tripleks).

3.1 ARHITEKTURA DUALNOG SISTEMA

Sistem se sastoji od dva asinhrona kanala od kojih svaki ima svoje davače, ulazno-izlazne kontrolere (UIK), dvostruke mikroprocesore (MP). Podsystemi aktuatora sastoje se od zakretnog motora sa udvojenim kalemovima i servoventila sa udvojenom povratnom granom.

Strukturna blok-šema data je na sl.3. Ovakva konfiguracija omogućava postojanje dve potpuno odvojene upravljačke kutije, smeštene na različitim stranama motora, koje omogućuju nesmetan rad motora čak i u slučaju da se jedna kutija ošteti. UIK objedinjuje više funkcija: A/D i D/A konverziju, digitalne signale šalje u MP, vrši međusobnu razmenu podataka sa drugim MP, kontroliše rad izvršnih organa prema zakonima sintetizovanim u MP. Kako kanali rade asinhrono, signali sa davača jednog kanala neće biti istovetni sa signalima drugog kanala, pa otuda ni zakoni upravljanja po kanalu neće biti isti.

Kao posledica ovoga, je da udvojeni kalemovi na zakretnom motoru ne dobijaju iste signale. Ovo se rešava putem tzv. trim-balans kola, koje se nalazi na svakom kanalu, i nuluje ili balansira kanale. Za vreme rada kontrolera aktivno je samo jedno balans kolo, dok se drugo nalazi na stand by režimu. U slučaju otkaza trim-balans kola na kanalu, automatski se to kolo isključuje i aktivira drugo.

Detekcija kvara na ulazu u dualni mikroprocesor, pri radu motora, sastoji se: iz provere opsega davača i provere odnosa veličina koje daju davači. Procesor prati vrednosti parametara koje daje davač i ako one izađu iz predviđenog (mogućeg) opsega, automatski se rad prebacuje na drugi kanal. Provera parametara upoređivanjem vrši se na taj način što procesor prati vrednosti koje daje grupa davača na istom kanalu.

Vrednosti parametara sa davača procesor upoređuje sa vrednostima u memoriji, za određeni režim rada motora. Ukoliko odnosi parametara nisu zadovoljeni upravljanje se prepušta drugom kanalu. Međutim, ovakav način provere još uvek ne omogućava procesoru da utvrdi koji davač netačno radi. Pratt&Whitney je razvio detekcioni filter koji služi da to tačno odredi. Detekcija kvara na izlazu iz dualnog mikroprocesora, pri radu motora, obuhvata sledeće provere: opseg i odnos veličina davača povratne sprege, trim-balans kola, kontinualnost rada zakretnog motora. Provera opsega i odnosa veličina davača povratne spege vrši se na isti način kao i pri detekciji kvara na ulazu u mikroprocesor.

Ukoliko trim-balans kolo pređe granicu, pri pokušaju da izjednači signale za zakretni motor, upravljačka logika odabira onu petlju koja daje sigurnije uslove za rad motora.

Detekcija kvara dualnog mikroprocesora, pri radu motora, obuhvata sledeće: samoproveru rada (built-in-test), izlaznog takta (watching timer), uzajamnu kontrolu MP i UIK, upoređivanje izlaznih signala procesora na istom kanalu (bit-for-bit). Ulazi u procesore na istom kanalu su isti, pa otuda i izlazi moraju biti istovetni. Ukoliko to nije slučaj, znači da je došlo do kvara na nekom od procesora i taj kanal se isključuje.

3.2 ARHITEKTURA TRIPLEKS SISTEMA

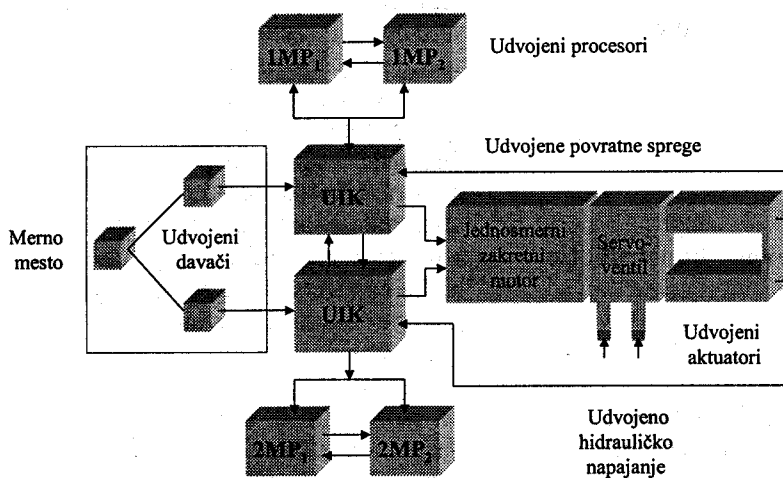
Sistem se sastoji od: udvojenih davača, tripleks procesora, trostrukih namotaja zakretnog motora, udvojenih aktuatora i trostruke povratne sprege (sl.4). Osnovna razlika između dualnog i

tripleks sistema je u tome, što kod tripleks sistema sva tri procesora rade sinhronizovano sa potpuno identičnim setom podataka i sa vrlo intenzivnom razmenom podataka između kanala.

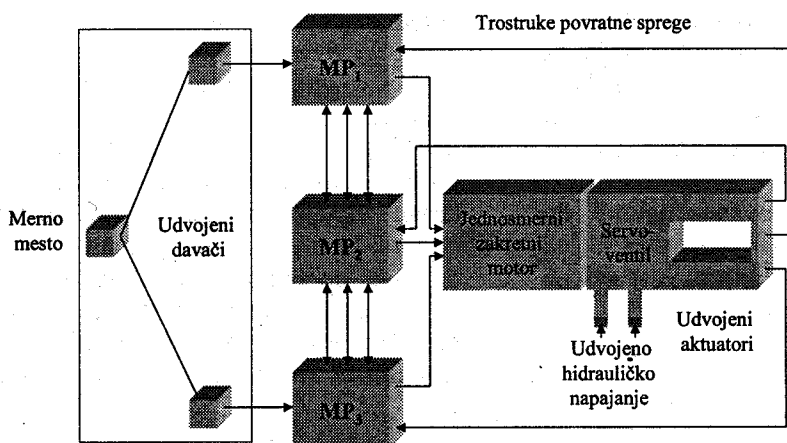
Kod dualnog sistema svaki kanal radi sa svojim setom davača i sa minimalnom razmenom podataka sa drugim kanalom.

Tripleks procesor se programira kao simpleks tako da za iste ulaze, zakoni upravljanja koji se u njemu sintetizuju treba da budu isti. Kada se ta identičnost potvrdi onda svaki kanal propušta 1/3 potrebne struje prema zakretnom motoru.

Detekcija kvara na ulazu u tripleks mikroprocesor, pri radu motora, obuhvata proveru opsega davača i proveru odnosa signala dva ili više signala. Kao i kod dualnog sistema prvo se vrši provera opsega, a zatim upoređivanje signala. Prilikom poređenja vrednosti koje daju dva davača, na istom mestu, treba da budu u okviru neke tolerancije, a njihova srednja vrednost uzima se za



Slika 3. Konfiguracija dualnog sistema



Slika 4. Konfiguracija tripleks sistema

stvarno izmerenu. Ako to nije slučaj, vrši se upoređivanje izmerenih parametara sa svakog davača sa memorisanim vrednostima, iz aerodinamičkog modela u realnom vremenu, za date uslove. Onaj davač čija se vrednost nalazi u toleranciji sa vrednošću iz memorije, usvaja se kao dobar i njegova vrednost smatra realnom.

Detekcija kvara na izlazu iz tripleks mikroprocesora, pri radu motora, vrši se na isti način kao kod dualnog sistema. Jedino se ne pojavljuje trim-balans kolo u hardverskoj realizaciji pošto ono nije ni potrebno, s obzirom da kanali rade sinhronizovano. Kako se vrši detekcija kvara mikroprocesora pri radu motora? Signali pre nego što uđu u procesor prolaze kroz kolo za izbor, gde se vrši njihovo poređenje.

Ukoliko je sve u redu međusobno identični signali ulaze u procesor. Ako jedan od signala nije identičan sa ostala dva, smatra se da je taj pretvarač pokvaren i isključuje se, a u procesore ulaze signali sa ostala dva pretvarača. Slično se dešava i na izlazu iz procesora. Kola za poređenje upoređuju signale izlaza i ako je neki različit od ostala dva taj procesor se isključuje. U tom slučaju, na svaki namotaj zakretnog motora dolazi 1/2 potrebne struje.

4. PROJEKTNI ZAHTEVI ZA AVIONSKE SISTEME

Obezbeđenje jednostavne konstrukcije predstavlja neophodan zahtev za sve sisteme koji se projektuju, jer je, pod jednakim ostalim uslovima, sistem pouzdaniji ako se sastoji od manje komponenata i manjeg broja međusobnih veza. Da bi se stvorio sistem jednostavne konstrukcije potrebno je, pored smanjenja broja sastavnih delova i njihovih uzajamnih veza, smanjiti broj i pojednostaviti konstrukciju sredstava tehničkog održavanja, učiniti pristupačnim sve sastavne delove opreme i kontrolne tačke. Teško pristupačni delovi treba da budu veoma pouzdani.

Najbolji sistem je najjednostavniji sistem, u kojem je obezbeđen pristup za ljudstvo koje ga opslužuje, i gde postoji mogućnost da se sa velikom produktivnošću otkrije mesto neispravnosti (kvara), bez upotrebe spoljnih sredstava kontrole.

Ovakav princip projektovanja dovodi do porasta produktivnosti rada zaposlenih na opsluživanju, jer se brže obnavlja gotovost aviona posle leta, i do toga da veći broj aviona

bude u stanju gotovosti. Pri projektovanju blokova i modula avionskih sistema neophodno je ispuniti tri zahteva:

- blokovi i moduli treba da se skidaju brzo i da se zamenjuju direktno na stajankama. Njihova pouzdanost treba da je visoka, a cena relativno niska.
- ugrađena sredstva kontrole, koja se primenjuju za otkrivanje i izolaciju otkaza, treba da budu pouzdana i da imaju mali procenat lažnih dijagnoza.
- blokovi i moduli koji se zamenjuju treba da budu laki za demontažu i da imaju modularnu konstrukciju.

5. DIJAGNOSTIČKI SISTEM MOTORA

Američka firma PrattWhitney razvila je dijagnostički sistem motora EDS (Engine Diagnostic System) koji se oslanja na sistem za elektronsko digitalno upravljanje, koristi njegove podatke i senzore, i zahteva samo minimum dodatnih specijalnih dijagnostičkih senzora.

Dijagnostički sistem automatski, kontinualno prati rad motora u realnom vremenu, beleži kritične događaje i oslobađa pilota od praćenja parametara motora. Ukoliko se otkrije greška, modularni sistem konstrukcije omogućava da se modul zameni novim, a motor brzo vrati na dalju upotrebu. Neispravnost bloka koji treba da se zameni, utvrđuje se automatski po programu za otkrivanje neispravnosti, smeštenog u memoriji upravljačkog sistema. Informacija o otkazu i neophodnosti zamene blokova i modula daje se personalu u digitalnom obliku, u vidu lako dostupnog izlaza. Podaci iz sistema za dijagnostiku mogu da se očitaju, korišćenjem opreme za podršku na zemlji, ili da se prenesu direktno na avion, ako se to zahteva.

Programi za samo-testiranje, automatski, po ugrađenoj logici, kontrolišu dve grupe neispravnosti.

U prvu grupu spada integralna provera ispravnosti blokova stalne i operativne memorije, kontrola izvršavanja komandi mikroprocesora i selektivna provera ulaznih signala. Provere koje se odnose na drugu grupu, izvršavaju se u procesu normalnog rada motora. One uključuju: zbirna revizionu ispitivanja blokova operativne memorije u okviru vremena izvršenja algoritma upravljanja, proveru komandi mikroprocesora, proveru ulaznih signala, proveru izvršnih mehanizama i njihovih brzina reagovanja.

6. ZAKLJUČAK

Konvencionalno hidromehaničko upravljanje, bazirano na komponentama koje su dugo razvijane i usavršavane, iako ima visok nivo pouzdanosti, može samo delimično da zadovolji zahteve u pogledu povećanja performansi, naročito kod vojnih supersoničnih aviona. Realizacija električnih sistema upravljanja u digitalnoj tehnologiji omogućava ispunjenje gotovo svih zahteva koji se postavljaju pred sadašnje i buduće avione.

Dijagnostički sistem motora se oslanja na elektronsko digitalno upravljanje, koristi njegove podatke i senzore, i zahteva samo minimum dodatnih specijalnih dijagnostičkih senzora.

Sistem automatski, kontinualno prati rad motora u realnom vremenu, beleži kritične događaje i oslobađa pilota od praćenja parametara motora. Ukoliko se otkrije greška, modularni sistem konstrukcije omogućava da se modul zameni novim, a motor brzo vrati na dalju upotrebu.

LITERATURA

[1] Vujić D., Prilog elektronskom upravljanju turbomlaznim motorima, Međunarodni naučno-stručni skup, Vazduhoplovstvo 97, Zbornik radova, 11-12 decembar, Sava Centar, Beograd, pp.C43-C48, 1997.

[2] Vujić D., Osnovni koncept sistema elektronskog upravljanja turbomlaznim motorima, Naučno-tehnički PREGLED, vol.XLVIII, br.5, pp.39-44, 1998.

[3] Vujić D., Uticaj konfiguracije elektronskih sistema upravljanja na pouzdanost i održavanje turbomlaznih motora, Zbornik radova, XXVjubilarni jugoslovenski simpozijum o operacionim istraživanjima SYM-OP-IS 98, 21.-24. sept., Herceg Novi, 1998.,pp.531-534.

[4] Vujić D., Cvijović S., Savremeni koncept tehničkog održavanja automatskih elektronskih sistema primenjenih u vazduhoplovstvu, XXIII Jugoslovenski majski skup, Održavanje tehničkih sistema, Zbornik radova, Kragujevac, 20 do 22 maja, 1998, pp.817-822.

[5] Vujić D., Koncept digitalnog elektronskog konferencija ETRAN-a, Zbornik radova, sveska I, Vrnjačka Banja, 2-5. juna 1998., pp.339-342.

[6] Vujić D., Arhitektura mikroprocesorskog sistema upravljanja turbomlaznim motorima, XLIII konferencija ETRAN-a, Zbornik radova, Zlatibor, 20.-22. septembar 1999.

[7] Barrett J. W., Rembold P.J., Burcham W.F., Myers P.L., Digital Electronic Engine Control System F-15 Flight Test, Journal Aircraft, Vol.20, N0.2, 1983.

[8] Sergio C., Trust Vectoring Control: The Silent Revolution, Military Technology MILTECH, 9/1996.

[9] Timothy J.L., Microprocessor-based Engine Control, 23th Joint Propulsion Conference, June 29-July 2, San Diego, California, 1987.

[10] Warner, D.E. and Hermann, H. W., Reliability Design Study for a Fault-Tolerant Electronic Engine Control, AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, June 21-23, 1982.

[11] Richard K.S., State of the art for digital avionics controls, AGARD Conference Proceedings No.272, Advances in guidance and control systems using digital techniques, Ottawa, Canada, 8-11 May 1979.

[12] Landy J.R., Yonke A.W., Stewart F.J., Development of HIDECA Adaptive Engine Control Systems, Transactions of the ASME, Vol.109, pp.146-151, 1987.

[13] Raymond G., Experience of One UK Electronic Equipment Supplier With Bite on Engine/Flight Control Over the Past Ten Years-Part 2, Part 3, Aircraft Engineering, October, pp.10-14, November, pp.10-17, 1986.

[14] Robinson K., Engine Controls for Integrated Aircraft Systems, Aircraft Engineering, pp.8-12, April 1986.

[15] Szuch R.J., Advancements in Real-Time Engine Simulation Technology, 18th Joint Propulsion Conference, AIAA-82-1075, June 21-23, Cleveland, Ohio, 1982.

[16] Terry F., High Technology in Service, Aircraft Engineering, pp.2-7, march 1988.

[17] Fisher A.V., Engine controls for the 1990s,