

Hidravlika v vse bolj elektrificiranih letalih

2. del – Ponovno odkritje prednosti hidravlike

Darko LOVREC

Naslovi, kot je npr. Tradicionalna hidravlika in pnevmatika na letalih se postopno zamenjuje z lažjimi in učinkovitejšimi električnimi sistemi, in pa kratice kot MEA (More electric airplane – bolj električno letalo) ali AEA (All electric airplane – vseelektrično letalo) pompozno najavljajo, da se bo na letalih v bližnji bodočnosti uporabljal zgolj električna pogonska tehnika. Hidravlike naj ne bi bilo več, če pa že, pa v malem obsegu. Ali je temu res tako? Zadnje raziskave kažejo, da ne. Nekateri pomembni zaključki in spoznanja v zvezi s tem so predstavljeni v tem prispevku.

■ 1 Uvod

V zadnjem desetletju vedno aktualnejša okoljska in gospodarska vprašanja povzročajo velike pritiske na letalsko industrijo. Zahteva se razvoj okolju prijaznejših, cenejših in varnejših letal. Dva glavna proizvajalca letal Airbus in Boeing sta do pričetka finančne krize kot odziv na naraščajoči zračni transport in potrebe po prenovi postaranih zračnih flot prodala vsak okoli 1000 letal letno. Zlasti glede ozkotrupnih letal z

enojnim hodnikom, ki se uporabljajo predvsem za zračni transport na krajše razdalje, je vzpon svetovnih velesil (Kanade, Braziliije, Rusije in Kitajske) postavil proizvajalcem tovrstnih letal vedno večje izzive (zahteve). Podobno velja tudi za področje vojaških letal, zlasti za visoko zmogljiva zračna plovila brez posadke (UAV – Unmanned aerial vehicle).

Proizvajalci so iskali primerno rešitev novih izzivov (zahtev) in potreb v smeri večje (pogostejše) uporabe električne pogonske tehnike – »vseelektrično letalo«, pri katerem bi se pogonska moč prenašala izključno po električnih žicah – koncept Power-by-Wire. [1]

V tovrstne raziskave, ki so zajemale vse ravni načrtovanja letala, je bilo od leta 1990 dalje vloženih veliko naporov in sredstev. Če se omejimo samo na evropski prostor in na pogonsko opremo (predvsem gradnike – aktuatorje za krmiljenje oz. vodenje letala), je vsekakor potrebno omeniti projekta Epica (1993–1997) in Elisa (1999–

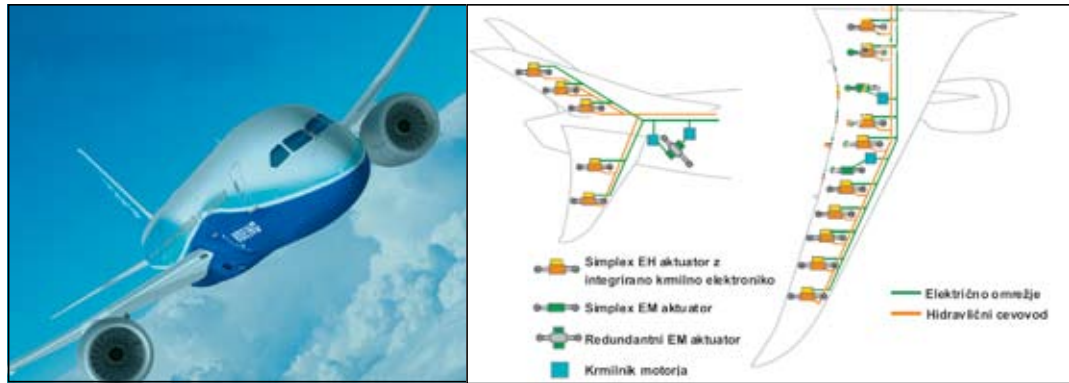
2001). Elektroenergetski sistemi za klimatiziranje prostorov, generiranje električne energije, krmarjenje leta in pristajalno podvozje so bili podrobneje raziskani v okviru projektov Power Optimized Aircraft (POA, 2001–2007, 46 udeležencev, financiranje v višini 100 M€). Kasnejše raziskave, ki so bile vezane na letalo kot celoto (mreža in integracija pogonskih sistemov), pa so potekale v okviru projekta More Open Electrical Technologies (MOET, 2006–2009, 62 udeležencev, 37 M€). Pomembne aktivnosti v smeri »bolj električnega letala« je možno zaslediti tudi na številnih namenskih delavnicah ali konferencah (glej npr. [2]–[6]). V industrijskem svetu pa je začetek tega trenda opazen na letalih Airbus A380 in Boeing 787, ki sta prvi »bolj električni letali«, namenjeni za komercialne prevoze. [7], [8]

A380 ima npr. električno gnane rezervne naprave, ki omogočajo delovanje kljub izpadu enega od treh hidravličnih krogotokov: za izvajanje funkcij primarnega in sekundarnega leta je tako v varnostnem

Doc. dr. Darko Lovrec, univ. dipl. inž., Univerza v Mariboru, Fakulteta za strojništvo

Povzeto po predavanju prof. Jean-Charlesa Marea, ki je bilo izvedeno v okviru 7. mednarodne konference o fluidni tehniki (7th International Fluid Power Conference) v Aachnu marca 2010. Prof. Mare je član inštituta INSA iz Toulousea v Franciji

načinu delovanja uporabljenih 18 elektrohidrostatičnih ali elektromehaničnih elektronsko krmiljenih aktuatorjev vrste EHA (ElectroHydrostatic Actuator), EBHA (Electro Backup Hydrostatic Actuator) ali EMA (Electro-Mechanical Actuator). Kot rezervni hidravlični pogonski sistemi so v bližini aktuatorjev za zaviranje in krmiljenje letala nameščeni trije lokalni elektrohidravlični agregati LEHGS (Local ElectroHydraulic Generation System). Airbus A380 ima na krovu skupaj 817 kW hidravličnih in 910 kW električnih agregatov oz. generatorjev.



Slika 1. Aktuatorji na letalu Boeing 787 Dreamliner [7]

kazan zadnji koncept razvoja letalske tehnike: na letalo je potrebno gledati kot celoto, vključno s tehnološkimi pomanjkljivostmi, neželenimi učinki med sistemi in načrtovanjem procesov in letala kot celote.

2 Problematika aktuatorjev

V nadaljevanju se najprej posvetimo problematiki, povezani s samimi aktuatorji – vrsta uporabljane energije in zasnova, varnost, funkcionalnost. Primer uporabe različnih virov energije in aktuatorjev na sodobnem potniškem letalu Boeing 787 prikazuje slika 1.

2.1 Modulacija moči

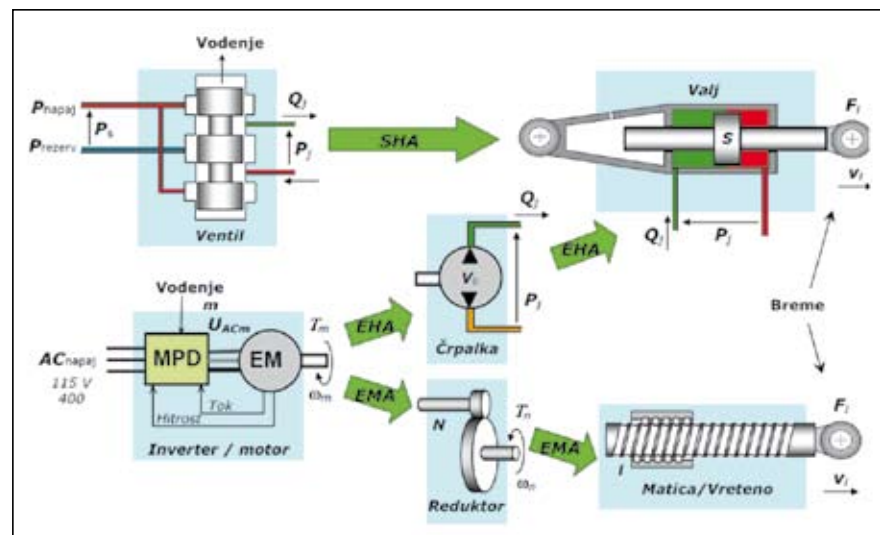
Običajna zgradba linearnih aktuatorjev, kakršni se uporabljajo v letalski tehniki, je prikazana na sliki 2. V hidravlični izvedbi so linearna gibanja izvedena s servohidravličnimi aktuatorji (SHA), ki delujejo na konstantni tlačni mreži, premikanje bremena

pa se opravlja z ventilsko reguliranim hidravličnim valjem. V električni izvedbi je ventilsko krmiljenje (regulacija) izvedeno kot kombinacija konstantne hidravlične črpalke, gnane s hitrostno reguliranim elektromotorjem – t. i. elektrohidrostatični aktuator (EHA). Hidravlično tekočino in njene naloge pa lahko v celoti nadomesti tudi popolnoma mehanski prenosnik, ki združuje mehanski prenosnik (reduktor) in navojno vreteno z matico – elektromehanični aktuator (EMA).

Močnostno krmiljenje električnih pogonov izkorišča prednosti visokofrekvenčnega preklapljanja sodobne močnostne elektronike ob sprejemljivi stopnji motenj, ki jih povzroča pulzirajoče oddajanje moči. Na drugi strani pa hidravlični sistemi žal ne morejo izkoristiti prednosti visokofrekvenčnega preklopnega krmiljenja, saj močna pulzacija tlaka znatno zmanjšuje življenjsko dobo komponent zaradi utrujanja materiala.

Boeing 787 dejansko še vedno uporablja tri konvencionalne hidravlične sisteme, pri čemer elektrohidravlične delno nadomeščajo elektromehanični aktuatorji. Vsi zavorni sistemi delujejo na električnem principu, brez uporabe zavornega olja. Krmiljenje leta (krmilni mehanizem) je elektronsko krmiljeno po sistemu vodenja po žici (PbW – Power-by-Wire), v normalnem načinu delovanja za horizontalne aktuatorje THSA (Trim horizontal stabilizer actuator) in v rezervnem (back-up) načinu za zakrilca (flaps) in predkrilca (slats). Štirje spojlerji od štirinajstih so vodeni elektromehanično in omogočajo popolnoma električen (varnostni) način. Poleg aktuatorjev je Boeing zasnoval tudi pogonski motor brez izpustov, kjer sta klimatizacija zraka in protizmrzovalni sistem izvedena elektromehansko s pomočjo električno gnanih kompresorjev.

Povratne informacije, pridobljene iz različnih raziskovalnih projektov in industrijskih programov, so pokazale, da kljub določenim prednostim električnih aktuatorjev pred hidravličnimi nove potencialne rešitve za vseelektrično letalo vnašajo določene probleme, ki bi se lahko preprosto rešili z uporabo hidravlične pogonske tehnologije. Ta dejstva so predstavljena v nadaljevanju, kjer je pri-



Slika 2. Zgradba različnih prenosnikov moči [8]

Večina aktuatorjev temelji na uporabi običajnih regulacijskih ventilov, ki so napajani s konstantnim tlakom. Izvzeti so rotacijski pogoni, ki izrabljajo prednosti regulacije pretoka (npr. krmiljenje predkrilc in zakrilc na Airbusu A380).

2.1.1 Vidik funkcionalnosti

Z vidika zgolj prenosa moči omogoča električni motor skupaj s prigradenimi komponentami izvedbo pogona, pri katerem se lahko moč aktuatorja prilagaja dejanskim potrebam brez izgube moči, ki se pojavlja zaradi načina delovanja gradnikov. V nasprotju s tem pa povzročajo ventilsko krmiljeni hidravlični pogoni večje izgube, npr. padec tlaka na ventilu. Tako je nivo napajalnega tlaka vedno višji, kot pa bi bil potreben glede na breme. Če gledamo samo omenjeni vidik, potem imajo električni pogoni očitno prednost, še zlasti, če gledamo zgolj na porabo energije.

Pri električnih pogonih, ki delujejo pri konstantni vrtilni hitrosti, so glavni vir izgub izgube zaradi prevodnosti. Glavna izguba moči je sorazmerna z elektromagnetnim navorom (kar je v neposredni povezavi z zahtevo glede obremenitvenega navora), ne glede na vrtiljaje.

S tega funkcionalnega vidika lahko zaključimo, da:

- električni pogoni porabljajo energijo v odvisnosti od izhodnega navora, ustvarjanje hitrosti pa je brez izgub;
- ventilsko regulirani hidravlični pogoni porabljajo energijo v odvisnosti od hitrosti porabnika, samo generiranje sile pa poteka brez izgub.

2.1.2 Realistični pogled

V delu [8] so bile podrobneje raziskane in predstavljene izgube energije posameznih vrst aktuatorjev, uporabljenih za krmiljenje krilc ozkotrupnega letala. Med seboj so bili primerjani aktuatorji vrste SHA, EHA in EMA (tabela 1) med dveurnim delovanjem v nazivni delovni točki. Izgube v hidravličnih ceveh so bile zanemarljive, prav tako tudi izgube zaradi trenja uležajenja krilca.

Če analiziramo rezultate, podane v tabeli 1, lahko zaključimo sledeče:

- Zaključkov, zapisanih v točki 2.1.1, ne moremo več šteti za primerne.
- Rezultati se morajo obravnavati zgolj okvirno, saj se navedene vrednosti nanašajo na različne primere aplikacij. Kot primer na-

vedimo učinkovitost EHA-aktuatorja, proizvajalec Liebherr, ki se uporablja na Airbusu A321: učinkovitost znaša v nazivni točki samo 43 %, kar je precej daleč od modelnih vrednosti.

- Ventilski način vodenja je konkurenčen v nazivni delovni točki, vendar notranje puščanje servoventila pokvari sliko učinkovitosti za celoten (delovni) profil nalog. Druge vrste izgub se pojavljajo v enakem obsegu kot pri ostalih vrstah aktuatorjev.
- Tudi če so izgube močnostne elektronike (usmernika in inverterja) zanemarljive v nazivnih pogojih delovanja, te običajno predstavljajo 45 % vseh izgub celotnega delovnega področja aktuatorja.
- Za SHA-aktuator velja, da je poraba energije na celotnem področju delovanja ekvivalentna specifični toploti nekaj deset gramov goriva. Posledično zato poraba sama po sebi v primerjavi z ostalimi kriteriji ni glavni vidik načrtovanja pogona. Še posebej, če upoštevamo tipično zasnovo 150-sedežnega ozkotrupnega letala, kjer znaša običajna prostornina rezervoarja za gorivo 0,03 kg na premikajoči kilogram. Pri letih krajših od 100 km, povzroča večje izgube vgrajena masa aktuatorja, kot pa ga

Tabela 1. Izkoristek aktuatorja pri nazivni izhodni moči – primerjava [8]

Moč pri xx mm/s in xx kN (W)	SHA		EHA		EMA	
	delovanje	regeneracija	delovanje	regeneracija	delovanje	regeneracija
Izhodna moč	700	-700	700	-700	700	-700
Aktuator trenje	13	8	13	8		
notranje puščanje	103	129				
Črpalka trenje			164	125		
puščanje			66	62		
Kroglično vreteno trenje					162	344
Reduktor trenje					96	40
Elektromotor baker			59	18	70	5
navitje			70	41	5	54
IGBT polprevodniški			2	1	2	1
Pogonski diode polprevodniške			6	3	6	2
motor IGBT preklopni			2	1	2	1
diodne preklone			8	0	8	0
Usmernik diode polprevodniške			8	0	8	0
Vstopna moč	1005	1031	1110	-433	1121	-252
Izkoristek	70 %	0 %	63 %	62 %	62 %	36 %



Slika 3. Aktuatorja vrste EHA proizvajalca Liebherr (levo) in Moog (sredina) ter aktuator vrste EMA – Moog (desno)

aktuator porabi za svoje delovanje. Za določitev porabe moči aktuatorja na ravni (glavnega, pogonskega) motorja je potrebno upoštevati tudi izkoristek aktuatorja in pripadajočih prenosnikov.

- Z ustrezno zasnovo aktuatorja bi lahko prilagajali moč glede na dejansko potrebo in s tem omogočili vračanje (regeneracijo) energije v primeru naraščajočega bremena. Kljub temu tabela 1 jasno prikazuje visoke izgube pri regeneraciji energije, pri čemer je regenerirana (vrnjena, povrnjena) energija zanemarljiva.

2.2 Velikost aktuatorja

Dimenzioniranje hidravličnih aktuatorjev je veliko preprostejše kot dimenzioniranje električnih. Pri aktuatorjih SHA imamo zelo malo vpliva na določanje profila in dinamike pogona, saj se izbira lahko izvede samo na nazivno točko delovanja. V nasprotju pa je dimenzioniranje električnega motorja zelo odvisno od namena uporabe, ki ga definirata vztrajnost in toplotna bilanca.

2.2.1 Vpliv vztrajnosti

V primeru aktuatorja SHA je masa gibljivih delov zanemarljiva glede na maso bremena, zato za pospeševanje potrebuje zelo nizek delež razpoložljive hidravlične energije. V primeru uporabe elektromotorja za koncept pogona EHA ali EMA je možno skupno maso pogona zmanjšati le, če se zmanjša masa elektromotorja. Ključni faktor načrtovanja pogona je tako sestavljen iz izbire motorja ob upoštevanju največje potrebne moči in razpona vrtilne hitrosti do zgornje tehnološke meje. Za običajne aktuatorje za krmarjenje letala ta znaša od 10 do 15000

vrt/min. Na ta način je navor motorja minimiziran ter zahteva nižjo indukcijo in nižji tok (kar pomeni manj magnetov, manj železa in manj bakra). Posledično mora biti motor povezan z reduktorjem z visokim prestavnim razmerjem, ki na ravni bremena odraža veliko vztrajnost (vztrajnost rotorja motorja krat razmerje reduktorja na kvadrat). Ta vztrajnost je precej višja od vztrajnosti samega bremena. V primeru aktiviranja krilc 150-sedežnega ozkotrupnega letala, npr. vztrajnost krilca na aktuatorju odgovarja ekvivalentu mase 500 kg, običajni elektromotor pa vsaj 40-kratniku te vrednosti. Zato se motor ne sme dimenzionirati le glede na enakomerno hitrost v nazivni delovni točki. Potrebno je upoštevati delovni profil in k temu dodati potreben navor za doseganje dinamike prehodnih pojavov – pospešitev vrtečih se delov motorja pri prehodu iz ene v drugo delovno točko.

2.2.2 Termični vpliv

V hidravličnih aktuatorjih se energetske izgube, ki se pojavljajo zaradi trenja na krmilnih robovih v ventilu ali kot notranje puščanje, vračajo nazaj v rezervoar ali oddajajo v okolico. V nasprotju z električnim prenosom moči, kjer ni masnih tokov, pa se lahko energetske izgube v obliki toplote odvajajo le preko okoliškega zraka ali sosednjih trdnih snovi. Zato je dimenzioniranje električnih motorjev omejeno z zahtevo, da ostane motorsko navitje v varnem območju delovanja, ki preprečuje poškodbe izolacije navitja ali izgube magnetnih lastnosti. Dinamika prenosa toplote iz navitja v okolico omogoča motorju generiranje prehodnega vrtilnega momenta, ki lahko običajno doseže 2- do 3-kratno vrednost trajnega navora. Dimenzioniranje električnih motorjev mora

biti izvedeno na osnovi reprezentativnega profila obremenitve, vključno z upoštevanjem dinamike navora.

2.2.3 Specifikacija zmogljivosti električne energije

V točkah 2.2.1 in 2.2.2 je poudarjena potreba po dobrem poznavanju dejanskega profila obremenitve, če želimo ustrezno dimenzionirati popolnoma električno voden aktuator. Ta vidik je zlasti pomemben pri električnih pogonskih sistemih, ki zahtevajo prilagoditev oz. spremembo postopkov izbire, ki so bili namenjeni hidravličnim aktuatorjem: dokumenti sedaj natančno specificirajo izbiro hidravličnih komponent – po predpisih (moč, hitrost, zanesljivost); za električne aktuatorje ti predpisi ne morejo biti enaki oz. morajo biti ti dokumenti prilagojeni. Ta praksa predstavlja za proizvajalca letal dve vrsti novih težav:

- Proces načrtovanja za dobro znano tehnologijo implicitno vključuje lastnosti uporabljane tehnologije. Kot primer omenimo nazivno moč v optimalni delovni točki, določeni brez upoštevanja trajanja delovanja hidravličnega aktuatorja. Takšno poenostavljanje dejanskih razmer in neupoštevanje skritih, »parazit-skih« učinkov tehnologije vodi do napak v projektu, ki se pogosto odkrijejo (pre)pozno.
- Proizvajalci letal se pri določanju reprezentativnih profilov počutijo nemočne. Po eni strani nimajo na voljo zadosti podatkov za določanje obremenitev pri nekem reprezentativnem letu (predvsem časovni potek spreminjanja sil na aktuatorju). Po drugi strani pa se jim zdi nevarno, da takšen reprezentativni potek fiksirajo, saj

bi lahko ta v praksi pripeljal do operativnih omejitev, ki bi jih bilo težko rešiti.

2.3 Dinamično obnašanje

Na dinamiko elektromehaničnega akuatorja vpliva poleg navora in kotnega pospeška v veliki meri tudi sama vztrajnost elektromotorja. V primeru servohidravličnega akuatorja, kjer temelji princip delovanja na hidromehaniki – vzajemno delovanje tekočine in obremenitve, je v primeru elektromehanskega principa delovanja to večino časa zgolj mehanično, kjer imata vpliv vztrajnost rotorja in celovita skladnost mehanskega prenosa. Takšna različna narava dinamike akuatorja določa dinamiko pogonskega sistema in dinamiko celotnega letala (npr. od akuatorja pristajalnega podvozja do celotnega podvozja letala in s tem dinamike letala). Pri prehodu iz pogonskega koncepta SHA na EHA se povečata vztrajnost in togost sistema. Ta sprememba niti ni toliko pomembna, saj je mnogo bolj kritična dinamična togost sistema, npr. reakcija spremenljivih zunanjih sil, ki se odražajo kot posledica vztrajnosti rotorja elektromotora. Pri tem je dokaj težavno zagotoviti varovanje pogona in nosilne strukture proti preobremenitvam. V primeru hidravličnega akuatorja je takšno varovanje možno izvesti zelo enostavno: merjenje diferencialnega tlaka na obeh priključkih servohidravličnega akuatorja je zelo učinkovit ukrep za preprosto in hitro omejevanje sile. V nasprotju s tem pa je omejevanje sile veliko težje doseči pri elektromehanskem pogonu: to je zaradi prihranka teže običajno izvedeno v višjih stopnjah mehanskega reduktorja, pri čemer izkoristek reduktorja močno vpliva na razliko med vhodno in izhodno močjo. Ta vpliv je odvisen od hitrosti.

2.4 Zanesljivost

Odziv pogona v primeru okvare je odvisen od krmilne oz. pogonske funkcije. Pogon mora zadržati breme v položaju (npr. za horizontalno stabilizacijo) in pri tem premagovati pojavljajoče se sile. Kot že omenjeno, lahko to funkcijo v servohidravličnem sistemu enostavno izvedemo preko



Slika 4. Električna zavora in njena namestitvev (proizvajalec Goodrich)

obeh priključkov na akuatorju: zaprtje priključka povzroči »hidravlično zaklepanje« oz. blokiranje akuatorja, medtem ko lahko preko obtočne povezave (eventualno s prigradenim hidravličnim uporom) izvedemo deblokiranje. V primeru elektromehanskega sistema se lahko doseže funkcija držanja bremena na nivoju elektromotorja z dograditvijo električne zavor. Za razliko od hidravlične rešitve ostaja pri tej izvedbi še vedno resno vprašanje deblokiranja akuatorja v primeru blokiranja ali zagozdenja mehanskih delov.

■ 3 Problematika na ravni sistema in celotnega letala

Specifične lastnosti posamezne vrste akuatorja se odražajo na izvedbi in delovanju večjega sklopa in celotnega letala.

3.1 Izvedba električnega zaviranja

Na ravni sistema ali celotnega letala prinaša sprememba hidravličnega v električni princip prenosa energije velik plaz učinkov, ki bo ponazorjen na primeru električnega načina zaviranja. V nekaterih zadnjih programih so se proizvajalci letal odločili, da hidravlične zavor nadomestijo z električnimi (slika 4). Običajne hidravlične zavor za svoje delovanje uporabljajo dva tlačna servoventila in 10 do 12 zavornih valjev, ki so zaradi zanesljivosti razvrščeni v dve med seboj neodvisni samostojni vezji. Servoventila sta nameščena na hidravlično vezje, ki se nahaja na zgornjem delu pristajalnega podvozja. V primeru

električnih zavor pa so potrebni štirje brezkrtačni enosmerni elektromotorji, električna zavora, mehanični reduktor z zobniki s čelnim ozobjem in krogličnim vretenom. Pri tem so omenjene komponente nameščene neposredno na kolesu, močnostna elektronika (MPD) pa je v predalu podvozja. [9]

Takšna izvedba zavornega sistema ima naslednje posebnosti:

- Kot je bilo že omenjeno, povzroča proizvodnjo sile pri elektromehanskem akuatorju prevodnostne izgube, kar je v nasprotju s hidravliko, kjer je zahtevan samo konstantni tlak. Med zaviranjem mora elektromotorni pogon odvajati veliko toplote, zato ga je bilo nujno hladiti s pomočjo stisnjenega zraka, dovedenega po posebnem vodu iz centralnega pnevmatskega sistema. V tem primeru izvedbe so bile hidravlične cevi dejansko odstranjene, potrebno pa je bilo prigraditi pnevmatični razvod.
- Da bi se izognili držalnemu toku, potrebnemu za parkirno zavoro, je na vsak motor nameščena elektromagnetna izklopna zavora. Ker pa se debelina zavornih diskov spreminja s temperaturo (še posebej v času po pristanku zaradi ohlajanja), je potrebno zavorni sistem periodično aktivirati, da ostanejo kolesa zavrti. V nasprotju s tem pa pri hidravličnih zavorah to ni potrebno, saj lahko za ohranjanje konstantnega zavornega učinka uporabimo hidravlični akumulator. Ta dodatna zahteva v primeru električnega zaviranja povečuje kompleksnost na ravni letala.

- V fazi čakanja na odobritev leta pilot aktivira zavore, ki temperaturno obremenjujejo elektromotorje in pripadajočo močnostno krmilno elektroniko. Po določenem času je njihova temperatura previsoka, da bi lahko vzlet v primeru tega problema je preklon zavor v parkirni način, kar izvede pilot nekaj sekund za tem, ko se letalo zaustavi. Na ta način se je zaradi zagotavljanja varnosti povečala zapletenost izvedbe tako strojne kot programske opreme.

3.2 Integracija in proizvodnja

Spremembo načina proizvodnje električne energije in njene distribucije je potrebno oceniti na ravni letala. Na nivoju upravljanja porabe energije so električni sistemi v prednosti, saj se ni potrebno izogibati morebitnemu onesnaževanju s hidravlično tekočino zaradi puščanja. Pri distribuciji hidravlične energije običajno tudi takoj pomislimo na maso hidravličnih cevi, na maso električnih žic pa redkeje. V primeru električnih zavor je za povezavo med pogonskim električnim motorjem in zavoro, nameščeno na kolesu, za vsako pristajalno podvozje potrebno namestiti le nekaj manj kot 20 kg električnih kablov. Drug primer se nanaša na omejitve pri instalaciji. Pri uporabi hidravličnega sistema je primarna omejitev upogibni polmer cevi. Prednost hidravličnih cevi je zelo majhen vpliv na ostale različne materiale na letalu. Velika poraba električne energije na letalu zvišuje temperature električne napeljave, kar lahko sčasoma povzroči razpad (razslojitev) karbonsko ojačanih materialov. Povratni električni tokokrogi lahko izkoristijo tudi prednosti kovinske konstrukcije, ki pa mora biti zasnovana iz posebnih električnih vodnikov. In še bi lahko naštevali.

■ 4 Zaključek

Hidravlični sistemi so bili pri novih programih letalske in vesoljske tehnike zaradi svojih dobro poznanih pomanjkljivosti potisnjeni na stran. Vendar pa se je v vnehi po vseelektričnem letalu pozabilo, da

lahko opravljajo nekatere kritične funkcije na preprost, učinkovit in varen način. Na ravni porabe energije se hidravličnim aktuatorjem očita puščanje ventilov. Vendar so ti pogoni ponovno konkurenčni, kadar se koncept z ventili nadomesti z regulacijo pretoka, izvedeno z nastavljivo črpalko ali hitrostno regulirano konstantno črpalko (regulacija vrtljajev elektromotorja). Čeprav se veliko sredstev in naporov vloga v razvoj vseelektričnega letala, pa ne smemo pozabiti, da ima tudi hidravlični prenos moči veliko prednosti in da je zato tudi na tem področju potrebno podpreti raziskave in razvoj.

Še posebej pri hibridnih aktuatorjih, kjer se prepletajo principi električnega, mehanskega in hidravličnega prenosa moči, je potrebno pretehtati vse možnosti, ki bi jih lahko prinesla takšna kombinacija različnih tehnologij kot novo rešitev. Razvoj takšnih pogonov, kot so npr. EHA-aktuatorji, je šele na začetku svojega industrijskega življenja. Zato bi jih bilo vsekakor smiselno izboljševati in pripeljati do tega, da se uporabljajo kot primarni in ne zgolj kot rezervni (EBHA) aktuatorji. Tako bi se EBHA-aktuatorji lahko uporabljali kot EHA-aktuatorji in v primeru visoke prehodne potrebe moči delovali ojačevalniki. Takšen EBMA-hidravlični aktuator z elektromehaničnim zasilnim varnostnim sistemom za primer, če hidravlika odpove, bo že nameščen na podvozje prihajajočega Airbusovega vojaškega transportnega letala A400M.

Brez dvoma lahko zatrdimo, da ta velik potencial izboljšav trpi zaradi tradicionalnih oz. zastarelih predpisov letalskih sistemov, ki ne podpirajo globalno optimiranih interaktivnih sistemov sodobnih letal.

Literatura

- [1] Lovrec, D.: Hidravlika na vse bolj elektrificiranih letalih. Del 1, koncept Fly-by-Wire in hidravlika. *Ventil (Ljublj.)*, okt. 2009, letn. 15, št. 5, str. 458–461.
- [2] N. N.: More electric aircraft forum, 8–11 september 2009, Palacio de Congresos Barcelona, Spain.

- [3] Butterworth-Hayes, P.: All-electric aircraft research speeds up; *Aerospace America*, januar 2009, str. 4–7.
- [4] Faleiro, L.: Beyond the More Electric Aircraft; *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Aerospace America, september 2005, str. 35–40.
- [5] Vrabie, Daniel L., Yerkes, Kirk L.: A Thermal Management Concept for More Electric Aircraft Power System Applications, *SAE Technical Paper Series 981289*, 1998.
- [6] Takahashi, N. et al.: Development of prototype electro-hydrostatic actuator for landing gear extension and retraction system; *Proceedings of the 7th JFPS International Symposium on Fluid Power*, TOYAMA 2008, September 15–18, 2008.
- [7] N. N.: World leader in flight control systems and critical control applications, Moog, katalog 500-174 0708.
- [8] Mare, J.-C.: Towards More Electric Drives for Embedded Applications: (Re)discovering the Advantages of Hydraulics, 7th International Fluid Power Conference, Zbornik prispevkov, Vol. 4, str. 75–86, Aachen 2010.
- [9] François, P.: Braking: The electrical revolution, *Safran magazine*, junij 2007.

Znanstvene in strokovne prireditve

Fluid Power Conference & Expo – Konferenca in razstava o fluidni tehniki (okvir permanentnega izobraževanja)

25.–26. 10. 2011
Cleveland, OH, USA

Informacije:

– kontaktna oseba: Adrian Marhefka
– e-pošta: adrian.marhefka@penton.com
– internet: www.fluidpowerexpo.com