Ispitivanje karakteristika kovita aviona u letu

ČEDOMIR J. KOSTIĆ, 204. Vazduhoplovna brigada RV i PVO VS, Beograd

BOŠKO P. RAŠUO, Univerzitet u Beogradu,

Mašinski fakultet, Beograd

ALEKSANDAR M. JANKOVIĆ, VIP Mobile doo, Beograd

Originalni naučni rad

UDC: 629.735:533.6.013.66

DOI: 10.5937/tehnika1505789K

Prilikom konstrukcije vazduhoplova ne sme se zanemariti ponašanje letelice u ekstremnim, odnosno blisko ekstremnim, uslovima leta, kakav je let pri kritičnim napadnim uglovima, gde se normalan let može lako preobratiti u prevučen let, odnosno kovit. Ishod kovitnog leta ne sme zavisiti od iskustva pilotiranja posade, već se u fazi projektovanja mora voditi računa i o ovoj komponenti. Iako je kovit faza leta koja se izbegava prilikom upotrebe konvencionalnih letova i taktička upotreba kovita u savremenoj vazduhoplovnoj borbi retko koristi, prilikom sagledavanja tehničko taktičkih mogućnosti aviona ponašanje aviona u kovitu predstavlja bitnu karakteristiku sa stanovišta bezbednosti letenja. Stoga je neophodno detaljno ispitati karakteristike aviona u kovitu pre njegove serijske proizvodnje i eksploatacije. Ispitivanje u letu treba da da ocenu zadovoljenja zahteva postavljenih vazduhoplovnim propisima i da jasno uputstvo za bezbedno izvođenje kovita sa avionom ako kategorija aviona to zahteva. Cilj ovog rada je da na savremenim osnovama aerodinamike i mehanike leta aviona, a na praktičan način, prikaže i obrazloži problematiku i najznačajnije osobenosti kovita, da praktične preporuke prilikom konstrukcije aviona i opiše postupak ispitivanja karakteristika kovita aviona u letu, a kao takav može biti od interesa kako pilotskim i inženjerskim krugovima, tako i školsko-obrazovnim i istraživačkim ustanovama.

Ključne reči: aerodinamika, mehanika leta, kovit, ispitivanje u letu

1. UVOD

Pod pojmom KOVIT se podrazumeva specifično kretanje aviona po spiralnoj putanji malog radijusa, u odnosu na veličinu vazduhoplova, oko vertikalne ose u prostoru. Pri tome vazдушna struja opstrujava aerodinamičke površine aviona pod uglovima većim od kritičkih napadnih uglova što dovodi do otcepljenja strujnica sa aerodinamičkih površina, izostanak regularnih aerodinamičkih sila a time i do delimičnog ili potpunog gubitka upravljivosti aviona.

Specifično kretanje aviona u kovitu, uočeno je još u pionirskom razdoblju razvoja vazduhoplovstva, od prvog kontrolisanog kovita od strane poručnika RAF-a Vilfreda Parka, na avionu Avro, 1912. godine, od kada se i smatra borbenim manevrom.

Ispitivanje u letu treba da da ocenu zadovoljenja zahteva postavljenih vazduhoplovnim propisima i jas-

no uputstvo za bezbedno izvođenje kovita sa avionom ako kategorija aviona to zahteva.

Opravdanost ispitivanja u letu se ogleda sa dva aspekta. Prvo, da bi se dokazale vazduhoplovnim propisima zahtevane letne karakteristike. Drugo, savremenim softverskim i hardverskim paketima moguće je sa dovoljnom sigurnošću izvršiti proračun mnogih karakteristika aviona u letu, međutim, kovit, a posebno neustaljeni kovit, kao veoma složeno kretanje aviona bi se modeliralo, takođe, složenim sitemom jednačina, koje bi zahtevale eksperimentalno određivanje velikog broja odgovarajućih derivativa, što u većini slučajeva prevazilazi mnoge budžete faze projektovanja letelice. Tako da ispitivanje aviona u letu ima zadatak da pošalje povratnu informaciju konstruktorima o ponašanju aviona u kovitu i svim njegovim fazama. Na osnovu čega je moguće izvršiti određene modifikacije na konstrukciji koje bi za cilj imale poboljšanje osobina leta aviona u kovitu, a u cilju povećanja bezbednosti letenja.

Zadatak ovih ispitivanja, takođe, je i donošenje preciznih upustava pilotima o načinu izvođenja kovita, sa akcentom na težnji aviona za ulazak u kovit i način pilotiranja prilikom vađenja iz kovita.

Adresa autora: Čedomir Kostić, Aerodrom Batajnica
204. Vazduhoplovna brigada RV i PVO VS, Beograd,
Batajnički put

Rad primljen: 06.04.2015.

Rad prihvaćen: 21.04.2015.

2. DEFINICIJE

Kovit predstavlja jednu od faza leta, a sa aspekta stepena slobode kretanja to je i najsloženija faza leta. Kao takva sastoji se od nekoliko podfaza koje će ovde biti ukratko opisane.

2.1 Uvođenje u kovit

Uvođenjem nazivamo kretanje aviona nakon svaljivanja, nakon čega sledi duboko svaljivanje, autorotacija ili kovit. Ugao svaljivanja je definisan prema uslovima propisa MIL F8785B, odnosno graničnim mogućnostima komandovanja oko jedne od osa. Uvođenju uvek sledi prevlačenje, napadni ugao u uvođenju je uvek veći od napadnog ugla za najveći uzgon.

U fazi uvođenja nemoguće je proceniti koji će mod kovita avion nakon ove faze zauzeti. U prvom delu napadni ugao α je stalno veći od kritičnog napadnog ugla α_{kr} , a zatim se nastavlja nekontrolisano kretanje oko jedne ili nekoliko osa. To još uvek nije kovit, već nekontrolisano obrtanje aviona pre ulaska u kovit. Pri tome α može imati i manje vrednosti od α_{kr} . Kod malih i srednjih napadnih uglova pozitivnom prirastu napadnog ugla $\Delta\alpha$ odgovara i prirast uzgona. Ako krilo rotira u desno sa ugaonom brzinom $p>0$, imaćemo porast uzgona na desnom krilu i smanjenje na levom, što rezultuje stvaranjem momenta koji teži da se odupre rotaciji.

Slika 1 - Tipičan C_z - α dijagram

U letu iznad α_{kr} (slika 1) pozitivnom prirastu napadnog ugla odgovara pad uzgona. Znači da pri rotaciji u desno na desnom krilu dolazi do smanjenja uzgona, a na levom do povećanja, što rezultuje povećanjem rotacije u desno. Ova osobina, da pri letu $\alpha>\alpha_{kr}$ i mali dodatni impuls pojačava rotaciju, naziva se autorotacija.

U letu iznad α_{kr} pozitivnom prirastu napadnog ugla odgovara pad koeficijenta uzgona i nagli porast koeficijenta otpora (slika 2). Ako desno krilo ide na dole, povećanje napadnog ugla imaće za posledicu znatno povećanje otpora na desnom krilu, a smanjenje na levom krilu, pa se pri pozitivnom momentu valjanja u autorotaciji pojavljuje i pozitivan moment skretanja. Drugačije rečeno, pri padu aviona na desno krilo nos

aviona skreće na desno. Tako ostvareni moment krila predstavlja u autorotaciji važan aerodinamički faktor, na osnovu kojeg nastaje kovit.

Slika 2 - Promena koeficijenta C_z i C_x kod $\alpha<\alpha_{kr}$

Rezultati merenja [1] se prikazuju u funkciji ugla zavojne linije koji opisuje kraj krila, $pb/2V$, a ne u funkciji ugaone brzine. Merenja pokazuju da će kod jednokrila vrednost $pb/2V$ rasti do $\alpha\approx 30^\circ$, a zatim počinje padati. Kod $\alpha\approx 40^\circ$ autorotacija će prestati. Karakteristična maksimalna vrednost $pb/2V$ je oko 0,30 pri $\alpha\approx 30^\circ$. Kod dvokrila autorotacija se razvija postepeno i postojaće sve do velikih napadnih uglova. Na slici 3 prikazana je promena koeficijenta momenta valjanja C_L u funkciji $pb/2V$.

Slika 3 - Dijagram stacionarne autorotacije u funkciji α .

Vidi se da za $\alpha=10^\circ$ dobija se negativni gradijent krive C_L u funkciji $pb/2V$, što je moment prigušenja za vrednosti ispod α_{kr} . Za napadni ugao $\alpha=30^\circ$ kriva prvo ima pozitivan, a zatim negativni gradijent, pri čemu je postignuta stacionarna vrednost autorotacije, pri tome model se obrće konstantnom ugaonom brzinom. Ako bi došlo do povećanja $pb/2V$ krilo bi vršilo prigušenje. Za napadne uglove koji prelaze vrednost 30° specifičan je oblik krive za $\alpha=50^\circ$ koji ima dve presečne tačke sa α -osom. Stabilnost se može definisati u obliku:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \frac{pb}{2V}} < 0 \quad (1)$$

Nestabilni režim autorotacije zavisi od promenljivog karaktera krive $C_z=f(\alpha)$ za područje $\alpha>\alpha_{kr}$. Sa dijagrama se zapaža da za samo mali interval napadnog ugla postoji stabilan i nestabilan oblik autorotacije.

Postojanje klizanja ispoljava efekat na interval napadnih uglova unutar kojih se odvija. Ako se klizanje izvodi u stranu spoljnog krila, krilo koje se podiže u rotaciji, povećava se autorotacija i interval napadnih uglova unutar koga se ona vrši. Prilikom unutrašnjeg klizanja dešava se suprotno, slika 3, dijagram b.

2.2. Prelazna faza kovita

Prelazna faza kovita traje od postizanja punih odklona komandi za uvođenje aviona u kovit do završetka prvog okreta. Prelazna faza predstavlja karakteristično kretanje aviona sa stvaranjem različitih momenta i uglovnih brzina oko sve tri ose u određenom odnosu. Karakterisšu je velike promene svih parametara leta (ω_x , ω_y , ω_z , n_z , V_i , KK) i periodične oscilacije koje se povremeno potpuno prekidaju (ω_x) ili čak menjaju smer (ω_u). Kretanja oko sve tri ose odvijaju se u vidu periodičnih oscilacija sa promenljivim uglovnim brzinama (slika 4), koje u krajnjem imaju narastajući karakter.

Slika 4 - Karakteristična kretanja oko osa aviona u kovitu

Slika 5 - Faze kovita

2.3 Razvojna faza kovita

Fazom razvijenog kovita smatramo deo putanje u kome je moguće jasno definisati karakteristike kretanja, odnosno mod kovita. U ovoj fazi je normalno da je kretanje oscilatorno ali je karakter kretanja jasan.

Aerodinamički momenti i sile obično nisu potpuno uravnoteženi sa odgovarajućim linearnim i uglovnim ubrzanjima ali se kretanje razvija u smeru potpunog uravnoteženja. Generalno, iz kabine je uočljivo da je faza razvijenog kovita u toku mada granica početka ove faze nije jasno uočljiva. Potpuno razvijeni kovit je obično prijatniji za pilota zbog manje oscilatornosti kretanja, ali može biti opasniji.

2.4. Potpuno razvijeni (ustaljeni) kovit

U fazi potpuno razvijenog kovita rezultujuća putanja aviona je vertikalna i nema uočljivih razlika u karakteristikama kretanja kovita od okreta do okreta. Mnogi avioni nikada ne dostižu ovu fazu kovita, ali ako je dostignu, obično je zaustavljanje rotacije veoma otežano pa i nemoguće klasičnim komandovanjem. Potpuno razvijanje kovita zahteva i vreme i visinu za njegovo uspostavljanje. Koliko vremena i koliko visine to zavisi od konkretnih uslova. Generalno pravilo je da uvođenje u kovit pri većim brzinama (veća kinetička energija) ima za posledicu veći gubitak visine i potrebno duže vreme do dostizanja faze razvijenog kovita.

U fazi potpuno razvijenog kovita dostignute su konačne vrednosti karakterističnih parametara kovita kao što su: vreme jednog okreta, ugaone brzine, gubitak visine po okretu i slično.

Treba napomenuti da parametri potpuno razvijenog kovita ne moraju biti konstantni, odnosno ustaljeni, već se mogu oscilatorno menjati. Potpuno razvijeni kovit može biti oscilatoran.

2.5. Faza vađenja iz kovita

Vađenje iz kovita je faza leta od momenta akcije pilota za prekid kovita do uspostavljanja horizontalnog leta. Deli se u dve faze: zaustavljanje rotacije i vađenje iz obrušavanja.

- Zaustavljanje rotacije je faza leta od momenta davanja komandi za prekid kovita do prestanka rotacije aviona oko sve tri ose i smanjenja napadnog ugla ispod kritičnog.
- Faza vađenja iz obrušavanja je faza leta od momenta prestanka rotacije i uspostavljanja upravljivog leta do uspostavljanja horizontalnog leta.

Faza vađenja iz kovita počinje akcijom pilota za zaustavljanje rotacije i završava se sa uspostavljanjem upravljivog horizontalnog leta. Primarne komande za vađenje iz kovita su komanda visine i komanda pravca. Posredstvom komande visine pilot smanjuje napadni ugao aviona a komandom pravca generiše momente koji se protive postojećim uglovnim brzinama rotacije.

Nakon zaustavljanja rotacije i prevođenja aviona na napadne uglove manje od kritičnog, avion postaje upravljiv u manje ili više strmom obrušavanju. Nakon

uspostavljanja upravljivosti sledi vađenje iz obrušavanja do uspostavljanja horizontalnog leta.

U nekim slučajevima primarnim komandama nije moguće promeniti stanje kretanja aviona u kovitu. U tom slučaju vađenje iz kovita se vrši posredstvom sekundarnih komandi (krilca, potisak, promena konfiguracije) ili u ekstremnom slučaju posebno ugrađenim sigurnosnim sredstvima kao što su protivkovitne rakete ili protivkovitni padobran.

2.6. Vrste (modovi) kovita

Na osnovu opisa ponašanja aviona u kovitu kovit se može svrstati u jedan od modova:

- Normalan kovit je onaj za koji važi da je prosečan napadni ugao veći od kritičnog ali pozitivan, slika 6.
- Leđni kovit je onaj za koji važi da je prosečan napadni ugao veći od kritičnog i negativan, slika 6.

Slika 6 - Normalan i leđni kovit

- Za strm kovit važi da je prosečan napadni ugao aviona veći od kritičnog ali ne suviše veliki. Granična vrednost napadnog ugla nije eksplicitno definisana ali se graničnom zonom može smatrati područje od 50° do 60°.
- Pljoštmičan kovit, prosečni napadni ugao je veći od graničnih vrednosti navedenih u prethodnoj definiciji i kreće se do 90°.
- Spor kovit, ako je prosečna rezultujuća brzina rotacije (vektorski zbir uglovnih brzina za sve tri ose) relativno mala. Granična vrednost ugaone brzine nije eksplicitno definisana ali se može smatrati da je ona oko 180 o/s.
- Brz kovit, ako je prosečna rezultujuća brzina rotacije (vektorski zbir uglovnih brzina za sve tri ose) relativno velika. Načelno veća od 180 o/s.
- Oscilatornost kovita, definiše se na osnovu odnosa promene rezultujuće ugaone brzine i prosečne rezultujuće ugaone brzine. Shodno ovom kriterijumu kovit se definiše kao miran, blago oscilatoran, oscilatoran, jako oscilatoran i ekstremno oscilatoran.

Navedene grupe karakteristika kovita se koriste za svrstavanje kovita aviona u jedan od modova:

Tabela 1. Karakteristični parametri kovita

Grupa 1	Grupa 2	Grupa 3
Normalan	Strm	Miran Blago oscilatoran Oscilatoran
Leđni	Pljoštmičan	Jako oscilatoran Ekstremno oscilatoran

3. PRIBLIŽNA ANALIZA KOVITA

Kovit je spregnuto kretanje aviona, koje zahteva svih šest jednačina kretanja kako bi se moglo u potpunosti opisati kretanje i vršiti njegova analiza. Težište aviona se pri tome kreće po helikoidnoj putanji čija se osa naziva osa kovita slika 7.

Slika 7 - Dejstvo sila u kovitu bez klizanja

Pri znatnim napadnim uglovima, u uslovima odvojenog strujanja, rezultujuća aerodinamička sila je približno normalna na površinu krila. Vertikalna komponenta ukupne aerodinamičke sile uravnotežena je težinom aviona. Horizontalna komponenta je uravnotežena centrifugalnom silom. Tako da se može pisati:

$$mg = R \sin \alpha = C_R \frac{\rho V^2}{2} S \sin \alpha \quad (2)$$

gde je C_R koeficijent ukupne aerodinamičke sile

$$C_R = C_x^2 + C_y^2 \text{ koja je uslovima odvojenog strujanja}$$

skoro vertikalna na repnu tetivu krila. Iz jednačine (2) može se odrediti brzina propadanja u kovitu:

$$V = \frac{2mg}{\rho S C_R \sin \alpha} \quad (3)$$

Ako se zanemari spiralno kretanje sa malom radijusom, praksa pokazuje da je $C_R \approx C_{Zmax}$. tako da je brzina propadanja uvek veća od minimalne brzine na istoj visini jer je $\sin \alpha < 1$.

Takođe, možemo primetiti da sa povećanjem visine (p) raste i brzina propadanja, a takođe i sa

povećanjem specifičnog opterećenja krila, tako da iz ravnoteže horizontalnih sila dobijamo:

$$m\omega^2 r = R \cos \alpha = C_R \frac{\rho V^2}{2} S \cos \alpha \quad (4)$$

Pa je radijus spirale u kovitu:

$$r = C_R \cos \alpha \frac{\rho V^2}{2} \frac{S}{m \omega^2} \quad (5)$$

Odnosno:

$$r = \frac{g}{\omega^2} \tan \alpha \quad (6)$$

$$r = \frac{g b^2}{4 V^2} \frac{\tan \alpha}{\frac{\omega b}{2 V}} \quad (7)$$

Bitno je zaključiti da radijus opada sa povećanjem ugaone brzine oko ose zavojnice, kao i sa povećanjem napadnog ugla. Pošto je putanja aviona predstavljena zavojnicom, nagib putanje prema vertikali dat je jednačinom:

$$\tan \beta = \frac{r \omega}{V} \quad (8)$$

4. JEDNAČINE KRETANJA USTALJENOG KOVITA

Opšti oblik jednačina kretanja u odnosu na pokretne ose predstavljen je prethodnom jednačinama:

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= m(\ddot{u} - vr + wq) \\ \Sigma F_y &= m(\ddot{v} - wp + ur) \\ \Sigma F_z &= m(\ddot{w} - uq + vp) \\ \Sigma L &= \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + I_z - I_y qr - pql_{xz} \\ \Sigma M &= \dot{q}I_y - I_z - I_x pr - p^2 - r^2 I_{xz} \\ \Sigma N &= \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + I_y - I_x qp - rql_{xz} \end{aligned} \quad (9)$$

Kako razvijen kovit pod navedenim pretpostavkama predstavlja ustaljeno rotaciono kretanje gde su $\vec{V}$ i $\vec{\omega}$ konstante, pa je $\Sigma \vec{F} = 0$, odnosno iz (9) pišemo: $\Sigma F_x = \Sigma F_y = \Sigma F_z = 0$. Preostale tri jednačine pišemo kao ravnotežu momenata spoljnih sila:

$$\begin{aligned} \Sigma L &= pI_x - rI_{xz} + I_z - I_y qr - pql_{xz} \\ \Sigma M &= \dot{q}I_y - I_z - I_x pr - p^2 - r^2 I_{xz} \\ \Sigma N &= \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + I_y - I_x qp - rql_{xz} \end{aligned} \quad (10)$$

Momenti spoljnih sila potiču samo od aerodinamičkih sila i označavaćemo ih sa L, M i N. Moramo napomenuti da kao spoljna sila može da se javi i potisak rakete za vađenje iz kovita ili sila od protivkovitnog padobrana, ali ih u ovom trenutku ne razmatramo. Iz gore navedenih pretpostavki jednačine (10) pišemo kao:

$$\begin{aligned} L &= \dot{p}I_x + I_z - I_y qr \\ M &= \dot{q}I_y - I_z - I_x pr \end{aligned} \quad (11)$$

$$N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + I_y - I_x qp$$

Iz jednačina (11) mogu se izraziti ugaona ubrzanja koja su u ustaljenom kovitu jednaka nuli:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{L}{I_x} + \frac{I_y - I_z}{I_x} qr \\ \dot{q} &= \frac{M}{I_y} + \frac{I_z - I_x}{I_y} pr \\ \dot{r} &= \frac{N}{I_z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} qp \end{aligned} \quad (12)$$

Odavde možemo videti uticaj momenata aerodinamičkih sila, kao i odnosa momenta inercije, na ugaona ubrzanja. Jednačine možemo izraziti u formi koeficijenata, a momente inercije preko radijusa inercije. Tako se prva jednačina može napisati u obliku:

$$\frac{L}{I_x} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S b C_l}{m k_x^2} = \frac{V^2 C_l}{\frac{2m}{\rho S b} k_x^2} \quad (13)$$

Ovde ćemo uvesti parametar relativne mase $\mu = m / \rho S b$, tako da se dobija:

$$\begin{aligned} \frac{L}{I_x} &= \frac{V^2}{\mu k_x^2} C_l \\ \frac{N}{I_z} &= \frac{V^2}{\mu k_z^2} C_n \\ \frac{M}{I_y} &= \frac{V^2}{\mu k_y^2} C_m \end{aligned} \quad (14)$$

Kao uporedna dužina za koeficijent C_m usvojena je srednja aerodinamička tetiva. Zbog korišćenja koeficijenta μ može se C_m izraziti pomoću razmaha krila b, pa pišemo:

$$\frac{M}{I_y} = \frac{V^2}{\mu k_y^2} C_{mb} \quad (15)$$

Na osnovu prethodno iznetog jednačine (12) pišemo u sledećem obliku:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{V^2}{\mu k_x^2} C_l + \frac{I_y - I_z}{I_x} qr \\ \dot{q} &= \frac{V^2}{\mu k_y^2} C_{mb} + \frac{I_z - I_x}{I_y} pr \\ \dot{r} &= \frac{V^2}{\mu k_z^2} C_n + \frac{I_x - I_y}{I_z} qp \end{aligned} \quad (16)$$

Ovakav sistem jednačina je rešiv, ali podrazumeva kao što smo i prethodno naglasili poprilično detaljna, duga i skupa istraživanja na konkretnom modelu letelice, što još jednom potvrđuje opravdanost letnih ispitivanja kovita.

Primenimo sistem (1) za slučaj potpuno razvijenog neoscilatornog kovita. Sva ugaona ubrzanja jednaka su nuli, tako da možemo napisati $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0$. A, ako

nema oscilacija napadnog ugla ($q=0$) predhodne jednačine imaju sledeći oblik:

$$\begin{aligned} C_l &= 0 \\ 0 &= \frac{V^2}{m\mu k_y^2} C_{mb} + \frac{I_z - I_x}{I_y} p r \\ C_n &= 0 \end{aligned} \quad (17)$$

Posmatrajmo drugu jednačinu. Možemo zaključiti da C_{bm} mora imati suprotan znak od drugog člana iste jednačine. U tom članu I_z je za konvencionalne jednačine uvek veće od I_x a p i r uvek imaju isti predznak u normalnom kovitu sa pozitivnim napadnim uglom, većim od α_{kr} .

Znači, pošto drugi član jednačine pod pretpostavljenim ulosivima uvek ima pozitivan predznak, koeficijent C_{bm} mora imati negativnu vrednost.

Ako ugaone brzine prikažemo kao: $p = \omega \cos \alpha$ i $r = \omega \sin \alpha$ druga jednačina sistema (17) se može napisati kao:

$$\frac{I_z - I_x}{I_y} \omega^2 \cos \alpha \sin \alpha = - \frac{M}{I_y} \quad (18)$$

Pa je:

$$\omega^2 = - \frac{M}{\frac{1}{2} I_z - I_x \sin 2\alpha} \quad (19)$$

Ovde možemo zaključiti da se minimalna vrednost za ω postiže za $\alpha \approx 45^\circ$, što se u praksi i pokazuje, što potvrđuje valjanost sistema (16).

Slika 8 - Faze upotrebe protiv kovitnog padobrana

5. POSTUPAK ISPITIVANJA U LETU

5.1 Program ispitivanja

Međunarodni vazduhoplovni standardi ali i realna potreba za potvrdom postavljenih tehničko taktičkih karakteristika, podrazumevaju eksperimentalnu verifikaciju letnih karakteristika realnog vazduhoplova. Ova ispitivanja se generalno dele na ispitivanja letelice na zemlji (što je ujedno i prva faza ispitivanja) i ispitivanje vazduhoplova u letu. Osim ispitivanja letnih karakteristika, praktično se ispituju: ponašanje pogonske grupe u svim režimima leta, ispitivanje aeroelastičnih pojava, ispitivanje elektro i elektronske opreme,

naoružanja, taktička ispitivanja i ispitivanja po posebnim zahtevima.

Načelno program ispitivanja podrazumeva: pripreme i ispitivanje vazduhoplova na zemlji, prve letove, kasnije letove za određivanje letnih sposobnosti i karakteristika sistema letelice.

Cilj i obim ispitivanja kovita u letu zavise od kategorije aviona i zahteva propisa čije zadovoljenje treba dokazati ispitivanjem u letu.

U opštem slučaju ispitivanjem treba utvrditi:

- mogućnost, uslove i postupke uvođenja aviona u kovit;
- uticaj sekundarnih komandi na ponašanje aviona u fazi uvođenja;
- ponašanje aviona u kovitu i karakteristične parametre;
- uticaj konfiguracije aviona i sekundarnih komandi na ponašanje aviona u kovitu;
- postupak zaustavljanja rotacije i uticaj pojedinih komandi u fazi zaustavljanja rotacije;
- ponašanje aviona u fazi vađenja iz kovita i karakteristične parametre.

U cilju povećanja bezbednosti i efikasnosti ispitivanja potrebno je, pre pristupanja ispitivanju u letu, obaviti što obimnija i detaljnija ispitivanja i analize koja treba da obuhvate:

- ispitivanje ponašanja aviona u prevučenom letu,
- ispitivanje karakteristika kovita na modelu u vertikalnom tunelu i/ili slobodnoletećim modelima, slika 9,
- teorijski proračun karakteristika kovita aviona, analizu geometrijskih karakteristika aviona i odnosa momenata inercije kao uticajnih parametara na ponašanje aviona u kovitu.

Slika 9 - Ispitivanje modela aviona u vertikalnom tunelu

Visinu ispitivanja izabrati tako da se obezbedi dovoljno vremena za potrebne reakcije sa ciljem uspostavljanja upravljivog leta. Sa druge strane visina ne treba da bude prevelika jer su u tim uslovima, zbog male gustine vazduha, uslovi za zaustavljanje rotacije nepovoljni (veće kašnjenje u vađenju i veći gubitak

visine). Izbor visine zavisi od kategorije aviona i njegove specifične gustine.

Načelno za lake klipne avione visina uvođenja treba da bude oko 2.000 m a za lovačke avione oko 5.000 m. U prvoj fazi ispitivanja uvođenje u kovit vršiti klasičnim komandovanjem iz uslova pravolinijskog leta sa oduzetim gasom; dovesti avion u let sa brzinom $V_i = (1,05-1,1)V_s$ nakon čega energično otkloniti komandu pravca u željenu stranu i komandu visine maksimalno na sebe.

Vađenje iz kovita vršiti klasičnim komandovanjem; palica maksimalno napred u cilju generisanja momenta za smanjenje napadnog ugla, a odmah potom pun otklon komande pravca protiv kovita u cilju zaustavljanja rotacije. Po prestanku rotacije vratiti komandu pravca u neutralan položaj i pristupiti vađenju aviona iz obrušavanja.

Ukoliko vađenje iz kovita nije moguće klasičnim komandovanjem upotrebiti sekundarne komande: otklon krilaca u stranu kovita, puna snaga pogonske grupe, promena konfiguracije (zakrilca, stajni trap, vazdušne kočnice). Ako ni upotreba sekundarnih komandi ne obezbedi vađenje iz kovita upotrebiti ugrađena dopunska sredstva za izlazak iz kovita, protivkovitni padobran, slika 8.

U cilju ostvarenja što veće bezbednosti ispitivanja kovite izvoditi sa veoma postupnim razvojem. Prve kovite izvoditi samo sa uvođenjem odnosno početkom rotacije do oko 1/4 okreta nakon čega komandovati zaustavljanje rotacije. Ispitivanje vršiti sa kovitima u jednu i drugu stranu.

Nakon svakog ispitnog leta izvršiti detaljnu analizu snimljenih parametara leta. Centar pažnje je, pri tome, razvoj ugaonih brzina rotacije i opterećenja, kašnjenje u vađenju i gubitak visine u vađenju.

U nastavku ispitivanja povećavati ugao rotacije komandovanog kovita sa korakom od 1/4 okreta (1/4, 1/2, 3/4, 4/4,...). Tokom obrade podataka ispitnih letova pratiti razvoj kašnjenja u vađenju i gubitka visine u vađenju. Načelno granične vrednosti su: kašnjenje od 360° (1 okret) i gubitak visine od 300 m.

Ukoliko je tokom obavljenih ispitivanja utvrđeno da je ponašanje aviona ponovljivo i zaustavljanje rotacije pouzdano ispitivanje se može nastaviti sa kašnjenjem u vađenju i gubitkom visine većim od navedenih sa ciljem dostizanja faze ustaljenog kovita.

Ispitivanje treba nastaviti ako je prirast kašnjenja u vađenju i gubitka visine regresivan (sa smanjenim koracima). Ako je prirast kašnjenja u vađenju i (ili) gubitka visine progresivan (sa povećanjem koraka) ispitivanje treba prekinuti nakon dostizanja gore navedenih granica i dostignuti razvoj komandovanog kovita smatrati graničnim.

Nakon završetka prve faze ispitivanja pristupa se ispitivanju uticaja tehnike komandovanja, sekundarnih komandi i promene konfiguracije aviona na njegove kovitne karakteristike:

- Uvođenje u kovit sa variranjem redosleda i intenziteta otklona komandi sa ciljem iznalaženja optimalne tehnike uvođenja aviona u kovit;
- Vađenje iz kovita sa variranjem redosleda i intenziteta otklona komandi sa ciljem iznalaženja optimalne tehnike vađenja aviona iz kovita;
- Uvođenje u kovit iz zaokreta i vađenja iz obrušavanja (sa povećanim faktorom normalnog opterećenja);
- Izvučena zakrilca;
- Izvučen stajni trap;
- Sletna konfiguracija;
- Izvučene vazdušne kočnice;
- Uticaj otklona krilaca u stranu kovita i u suprotnu stranu;
- Uticaj snage pogonske grupe.

5.2 Opis ispitno merne opreme

Početak ispitivanja aviona u letu star je koliko i prvi let, u početku se ispitivanja svodila na beleženje skromnom opremom (barometri za merenje visine, alkoholni termometri za merenje temperature vazduha, beležeći brzinomer i obrtomer, kasnije akcelorografi i beležeći klinomeri uglomeri). Početkom tridesetih godina bile su aktuelne fotokamere koje na filmu beleže podatke sa instrument table, postupak je zadržan do danas, slika 10.

Slika 10 - Fotografija zabeležena foto-kamerom za praćenje instrumenata leta

Krajem šezdesetih godina uvode se četrnaesto-kanalni magnetni registratori sa višekanalnim zapisivanjem signala, kojima se moglo meriti i do 100 uobičajenih parametara leta.

Parametri bitni za ispitivanje aviona u letu su sledeći:

- Pritisci (apsolutni, diferencijalni i relativni),
- Temperature,
- Ugaone brzine,
- Deformacije i vibracije,
- Linearna i ugaona ubrzanja,

- Sile i momenti,
- Ugaoni i linearni pomeraji,
- Uglovi položaja aviona u prostoru,
- Protoci goriva i hidraulja,
- Parametri rada pogonske grupe,
- Različiti analogni i digitalni električni signali iz pojedinih podsistema vazduhoplova.

Savremeno ispitivanje vazduhoplova u letu podrazumeva akviziciju većeg broja podataka, skraćeno vreme ispitivanja i povećanje bezbednosti prilikom ispitivanja, što je dovelo do razvoja PCM (pulse code modulation) telemetrijskih akvizicionih sistema. Na slici 11 je šematski prikazan avionski deo telemetrijskog akvizicionog sistema koji se generalno sastoji od: senzora, kondicionera (u zavisnosti od vrste senzora kondicioneri vrše filtriranje, prilagođavanje, multipleksiranje), PCM enkodera (računar), višekanalnih magnetnih registratora za memorisanje PCM signala u kojima su sadržane informacije o mernim parametrima, vremenskoj bazi i razgovornik pilota i kontrole letenja (vođe projekta), transmissionog sistema (predajnik i prijemnik).

Slika 11 - Šematski prikazan avionski deo telemetrijskog akvizicionog sistema

Ovim sistemom omogućeno je da se trenutni parametri leta u realnom vremenu mogu očitavati na zemlji, čime se obezbeđuje neprekidnost ispitivanja. Na slici 12 prikazan je blok dijagram zemaljskog kompatibilnog PCM telemetrijskog sistema koji obezbeđuje sledeće funkcije:

- Prijem i demodulaciju visokofrekventnog modulisano signala, što izvršava prijemni podsistem kojeg čine zemaljska antena i prijemnik;
- Memorisanje izdvojenog multipleksnog RSM signala na odgovarajućim magnetofonima sa velikom brzinom zapisivanja;
- Deomutaciju mernih parametara, odnosno rekonstrukciju veličina objedinjavanjem odbiraka signala i senzora (RSM dekomutator);

- Preprocesiranje, čime se omogućuje praćenje mernih veličina u realnom vremenu kao i različiti oblici prezentacije izmerenih veličina (preprozessor);
- Detaljnu obradu izmerenih veličina i upravljanje radom celokupnog zemaljskog telemetrijskog sistema (centralni računar).

Slika 12 - Blok dijagram zemaljskog kompatibilnog PCM telemetrijskog sistema

Klasična geodetska metoda određivanja trajektorije aviona (ili karakteristične tačke, tačaka: krajevi krila, nos, rep, težište aviona) bazira se na upotrebi dva sinhronizovana kino-teodolita koji su raspoređeni na međusobno poznatom rastojanju L , slika 13, i daju seriju snimaka aviona. Sinhronizacija snimanja aviona između dva kinoteodolita i signala identifikacije na registratoru u avionu se vrši automatski radioputem.

Slika 13 - Šematski prikaz principa rada teodolitskog sistema.

Neka se avion nalazi u tački T koordinatnog sistema x, y, z a kinoteodoliti u tačkama O i A duž h -ose usmerene u pravcu baze. Na snimljenim filmovima, donji levi ugao zapisana je vrednost azimuta α a na dnu ekrana ugao elevacije ϵ ; na sredini filma ucrtana je končanica kojim se vrši korekcija, odnosno dovođenje snimljenog aviona na centralnu osu objektiva, kao i vreme snimka, slika 14.

Slika 14 - Prikaz praćenja aviona teodolitom (a-ručno, b-avio tragačem)

Iz trougla OCD i ACD imamo da je:

$$z = x \operatorname{tg} \alpha_1 = (L - x) \operatorname{tg} \alpha_2 \quad (20)$$

odakle se dobija:

$$x = L \frac{\operatorname{tg} \alpha_2}{\operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \alpha_2} \quad z = L \frac{\operatorname{tg} \alpha_1 \cdot \operatorname{tg} \alpha_2}{\operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \alpha_2} \quad (21)$$

Iz trouglova OCT i ACT imamo da je:

$$y = OCT \operatorname{tg} \varepsilon_1 = \frac{z}{\sin \alpha_1} \cdot \operatorname{tg} \varepsilon_1 = L \frac{\operatorname{tg} \alpha_2 \cdot \operatorname{tg} \varepsilon_1}{\cos \alpha_1 \operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \alpha_2} \quad (22a)$$

$$y = ACT \operatorname{tg} \varepsilon_2 = \frac{z}{\sin \alpha_2} \cdot \operatorname{tg} \varepsilon_2 = L \frac{\operatorname{tg} \alpha_1 \cdot \operatorname{tg} \varepsilon_2}{\cos \alpha_2 \operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \alpha_2} \quad (22b)$$

Uočavamo da za geometrijsku visinu h , odnosno koordinatu u dobijamo dva matematička izraza, što u praksi znači praktičnu proveru dobijenih rezultata. Sekundarnom obradom podataka o putanji, preko prve i druge derivacije moguće je dobiti brzinu i ubrzanje snimanog objekta (tačke na objektu).

Na slici 15 prikazan je teodolit SKY 1, koji je deo sistema optoelektronskog teodolita SKYTRACK, na upotrebi u TOC SLI VTA VS. Sistem čini dva teodolita sa svojim podvozima, teodolitska stanica (baza) sa svojim podvozom.

Slika 15 - Teodolit Sky 1 sa podvozom

Teodolitska stanica, slika 16, se sastoji od:

- uređaja za analizu video signala u realnom vremenu ("treker") sa monitorima,
- uređaja za upis podataka na video signal ("anotator"),
- generatora vremena,
- sistema za radio vezu,
- aviodekoda,
- instrument računara.

Slika 16 - Teodolitska stanica: 1-"treker", 2-procesni računar, 3-"anotator" sa magnetofonom.

Sistem može da prati sledeće objekte:

- avion klase J-22 do 20 km,
- helikopter klase HN-45 do 15 km,
- bombe mase 250 kg do 6 km,
- bombe kočeno-ubrzavajuće od 100 kg do 4 km,
- padobranca do 5 km,
- raketu kal. 128 mm sa ubrzanjem do 700 m/s² do 5 km,
- raketu kal. 55 mm sa ubrzanjem do 550 m/s² do 2 km.

Na osnovu merenja poznatih dimenzija (dužina aviona, razmah krila) utvrđena je tačnost sistema, što je prikazano u sledećoj tabeli:

Tabela 2. Tačnost merenja SKYTRACK

Bočno odstojanje	Visina leta	Tačnost triangulacije	Tačnost lasera
1km	500m	>0,2m	>2m
5km	2500m	>2,2m	>2,2m
10km	5000m	>8m	>2,5m
20km	10000m	>25m	>2,9m

Tačnost je data za međusobnu udaljenost teodolita od 2km.

Dinamičke karakteristike sistema karakteriše da je u zavisnosti od veličine cilja moguće vršiti praćenje od 500 m do 100 km; maksimalna ugaona brzina teodolita je 90%; pokretljivost teodolita je 360° po azimutu i -5° do +90° po elevaciji.

Sistem SKYTRACK poseduje mogućnost praćenja cilja laserskom metodom, čiji je princip rada prikazan na slici 17.

Slika 17 - Određivanje položaja tela laserskom metodom.

Primećujemo da je u ovom slučaju praćenje cilja moguće upotrebom jednog teodolita, ali se istovremeno može pretiti samo jedna tačka na cilju, laserski metod je precizniji na većim udaljenostima i greška relativno malo varira sa povećanjem rastojanja posmatrane letelice, ali je na malim daljinama metod triangla dosta precizniji. Osnovni parametri koji definišu stanje kretanja aviona u kovitu su:

- Ugaone brzine rotacije aviona u odnosu na ose vezanog koordinatnog sistema,

- Intenzitet ubrzanja u pravcima osa koordinatnog sistema,
- Ugao ose trupa u odnosu na pravac dolazeće vazdušne struje,
- Napadni ugao aviona u odnosu na pravac dolazeće vazdušne struje,
- Poluprečnik rotacije centra mase aviona oko zamišljene ose u prostoru,
- Brzina kretanja centra mase aviona duž glavne ose rotacije,
- Gubitak visine po jednom okretu kovita (brzina propadanja),
- Θ Otklon komandnih površina.

Slika 18 - Šematski prikaz sistema za merenje.

Na slici 18 prikazan je šematski prikaz sistema za merenje, čije su merne veličine sa podacima o tačnosti merenja prikazane u tabeli 3.

Tabela 3. Merne veličine i merni pretvarači

r/b	Merna veličina		Merni pretvarač		
	Oznaka	Naziv	Oznaka	Opseg merenja	Tačnost
1	p	Ugaona brzina oko x ose	Troosni merni pretvarač	$\pm 180^{\circ} s^{-1}$	$\pm 0.1 \%$
2	q	Ugaona brzina oko y ose	ugaonih brzina DA-4300,	$\pm 90^{\circ} s^{-1}$	
3	r	Ugaona brzina oko z ose	sfin	$\pm 60^{\circ} s^{-1}$	
4	ax	Ubrzanje u pravcu x ose	Troosni merni pretvarač ubrzanja JT-3110, sfin	$\pm 1g$	$\pm 0.1 \%$
5	ay	Ubrzanje u pravcu y ose		$\pm 1g$	
6	az	Ubrzanje u pravcu z ose		$-3g \text{ do } +6g$	
7	ps	Statistički pritisak	Centrala pritiska KW-2210, 0 do 1050 mbar	1 do 1050 mbar	$\pm 0.1 \%$
8	pd	Dinamički pritisak	sfin		
9	tt	Zaustavna temperatura	T-4113, sfin	-70 do 150°C	$\pm 0.2 \%$

Rezultujuća ugaona brzina rotacije oko ose u prostoru se dobija kao zbir vrednosti vektora ugaonih brzina za ose avionskog koordinatnog sistema.

$$\Omega^2 = p^2 + q^2 + r^2 \quad (23)$$

Na osnovu dobijenih vrednosti crta se kriva zavisnosti rezultujuće $\Omega = f(t)$. Integracijom dobijene funkcije u određenom vremenskom domenu dobija se broj okreta aviona oko ose u prostoru u tom domenu.

Uglovi koji definišu položaj aviona u prostoru (θ i Ψ) dobijaju rešavanjem sistema jednačina:

$$\begin{aligned} p &= -\Omega \sin \theta \cos \Psi \\ q &= -\Omega \sin \theta \sin \Psi \\ r &= \Omega \cos \theta \end{aligned} \quad (24)$$

Napadni ugao aviona (ugao između ose aviona i dolazeće struje) se dobija iz izraza:

$$\alpha = \pi/2 + \theta \quad (25)$$

Poluprečnik rotacije centra mase aviona izračunava se na osnovu snimljenih vrednosti ubrzanja prema izrazima:

$$\begin{aligned} a_x &= -\cos \Psi \cdot (9.81 \cdot \sin \theta + \Omega^2 R \cos \theta) \\ a_z &= 9.81 \cdot \cos \theta - \Omega^2 R \sin \theta \end{aligned} \quad (26)$$

6. ISPITIVANJE KOVITA AVIONA G-4(N-62) U LETU

Merenje i položaj centra mase aviona vršena je elektronskom vagom oslanjanjem aviona na tri merne tačke. Avion je meren u konfiguraciji čist, napunjen gorivom i sa stalnom kontrolno-mernom opremom ugrađenom na avion.

Avion je meren sa protivkovitnim padobranom na mestu kočionog padobrana, sa instrumentacijom za registrovanje parametara leta i olovnim tegom vezanim za nosač instrumentacije mase 43,6 kg, u cilju nadohnade mase sedišta od 83,5 kg izvađenog iz druge kabine.

Merenje je vršeno sa izvučenim stajnim organima, pri čemu je avion postavljen u liniji leta. Rezultati merenja dati su u tabeli 4 iz koje se vidi da uvlačenje stajnih organa izaziva promenu momenta mase aviona oko početne ravni za -188,6 kgm.

Tabela 4. Raspored mase i osnovnih geometrijskih parametara

r/b	Vrsta opterećenja	Konfiguracija	Masa	Krak do početne ravni	Moment mase	Položaj centra mase	x/l
			kg	m	kgm	m	
1	Avion čist, pun goriva, sa KPA, sa protivkovitnim padobranom i olovnim tegom	Stajni trap izvučen	4766.35		31367.7	6.631	30.06
		Uticao uvlačenja stajnog trapa			-188.6		
2	Kao pod rb.1 sa pilotom u prvoj kabini	Stajni trap izvučen	4766.35		31179.1	6.541	28.21
		Pilot u 1.kabini	80	3.353	269.24		
		Stajni trap izvučen	4846.35		31447.3	6.489	26.75
3	Kao pod rb.2 sa pilotom u drugoj kabini	Pilot u 1.kabini	80	4.793	383.44		
		Stajni trap izvučen	4826.35		32019.3	6.497	26.26
		Stajni trap izvučen	4826.35		31830.7	6.4613	

Predhodna analiza uzima u obzir uticaj repnih površina, slika 19.

Slika 19 - Prikaz uticaja repnih površina na efikasnost krmila pravca

Na osnovu jednačine (27):

$$K = \frac{FL^2}{S^2 b_2^2} \frac{R_1 L_1 + R_2 L_2}{S b_2} = \frac{FL^2}{S^2 b_2^2} \frac{R_1 L_1}{S b_2} = 0,605 \quad (27)$$

gde je $F=1108972 \text{ mm}^2$, $R_1=271216 \text{ mm}^2$, $L=4247 \text{ mm}$, $L_1=4517 \text{ mm}$, $S=4669000 \text{ mm}^2$, $b/2=1985 \text{ mm}$, možemo da zaključimo da krmilo pravca zadovoljava kriterijum prigušenja pri napadnim uglovima i do 60° , što predstavlja jedan od preduslova za početak ispitivanja.

Posmatrajmo sliku 20, možemo zaključiti da je oblik trupa povoljan u smislu bočnog opstrujavanja jer prilikom valjanja stvara aerodinamičku silu suprotnog smera, pa se može reći da je oblik povoljan u smislu otpornosti na ulazak u kovit i doprinosi bržem izlasku iz kovita. Međutim, posledica ovakvog oblika je moguća težnja ka pljoštimičnom kovitu.

Slika 20 - Uticaj položaja horizontalnog repa na efikasnost krmila pravca; dimenzije aviona

Uticaj položaja horizontalnog repa u odnosu na vertikalni rep pod napadnim uglom od 45° , gde se može zaključiti da prilikom vađenja iz kovita klasičnom metodom dovođenja aviona u obrušavanje položaj horizontalnog repa ne utiče bitno na efikasnost vertikalnog stabilizatora.

Nakon izvršenih letnih ispitivanja koja prethode izvršena su postepena i detaljna ispitivanja kovita aviona u letu. Analiziranjem dobijenih rezultata došlo se do sledećih zaključaka:

Zbog sporog angažovanja aviona u kovit prešlo se na brzinu uvođenja $V_i=1,2$ $V_s=240 \text{ km/h}$, zadržan je klasičan način uvođenja aviona u kovit, odnosno, istovremeno ali laganim otklanjanjem komande pravca do kraja u stranu kovita i otklanjanjem komande visine do kraja na sebe. Vađenje iz kovita sa jednim okretom vrši

se istovremenim vraćanjem komande visine i komande pravca u neutralan položaj.

Ukoliko se avion u kovit uvodi redosledom komandi: otklon kormila visine a zatim davanjem pune komande pravca primetno je blago povećanje ugla poniranja do sloma sile uzgona na izabranom krilu za vrednost 10° - 20° u odnosu na preporučeni način uvođenja. Pri pokušaju uvođenja aviona u kovit bez upravljanja po pravcu avion ne prelazi u kovit već prelazi u spiralno kretanje na režimu blagog podrhtavanja uz stalno povećanje naklonog ugla- strmine spirale i povećanje brzine.

Kako nalaže izabrani standard ispituje se uticaj ulaska u kovit na uglovima penjanja do 30° , što je provereno i došlo se do zaključka da ne utiče bitno na karakter razvoja kovita, a posledice se ogledaju u nešto manjoj brzini aviona u toku prvog okreta. Uvođenje u kovit sa uglom penjanja od 30° prvi okret se završava u horizontu. Pošto bi veći napadni uglovi pri uvođenju u kovit izazvali veće smanjenje brzine aviona i veća odstupanja u ponašanju od ispitanih uslova standardi zabranjuju namerno izvođenje kovita na većim uglovima penjanja od 30° .

Dinamički ulazak aviona kovit zbog grešaka u tehnici pilotiranja pri izvođenju propinjanja, borbenog zaokreta ili oštrog zaokreta u određenoj meri utiče na sam karakter ulaska u kovit, ali se nakon prvog okreta dalji tok normalizuje.

Uvođenjem u kovit sa povećanim brzinama ($V_i=240$ - 260 km/h) ima za posledicu povećanje ugla poniranja nakon davanja komande za uvođenje i većeg ugla propinjanja i većeg skretanja od kursa uvođenja (10° - 20°) zbog povećanje efikasnosti kormila, ali ne utiče bitno na karakteristične faze razvoja kovita. Optimalna brzina uvođenja u kovit zavisi od mase aviona i visine uvođenja.

Za uobičajene mase aviona (ostatak goriva 1.200-700 l) do visine 5000m optimalna brzina uvođenja je $V_i=1,1$ $V_s=220 \text{ km/h}$, a za visine preko 5.000 m brzina je $V_i=230 \text{ km/h}$. Što se razlikuje u odnosu na maksimalnu masu aviona.

Ulazak u kovit sa povećanim režimom rada motora otežava ulazak aviona u kovit i razvijanje kovita. Ovom prilikom ispitivan je ulazak aviona sa snagom motora na 95%, nakon davanja komandi za uvođenje avion prelazi u grubo spiralno kretanje sa stalnim otimanjem komandi i tendencijom stalnog izlaska iz kovita i spiralnog kretanja.

Prelazna faza kovita traje do postizanja punih otklona komandi za uvođenje aviona u kovit do završetka prvog okreta. Predstavlja karakteristično kretanje aviona sa stvaranjem različitih momenata i ugaonih brzina oko sve tri ose. Karakterišu je velike promene

svih parametara leta (ω_x , ω_y , ω_z , n_z , V_i , KK) i periodične oscilacije koje se povremeno potpuno prekidaju (ω_x) ili menjaju smer (ω_y). Kretanja oko sve tri ose se odvija u vidu periodičnih oscilacija sa promenljivim ugaonim brzinama sa narastajućim karakterom.

Slika 21 - Položaj aviona u karakterističnim tačkama kovita jednog okreta

Iz slike 21 i dijagrama odnosa ugaonih brzina u toku 1.okreta (slika 22) vidi se da su u prvom okretu razvoju kovita evidentna 3 (tri) zastajkivanja aviona, odnosno smanjenja razvijenih ugaonih brzina, nakon kojih ponovo dolazi do njihovog razvoja sa tendencijom rasta. To su položaji „na nož”, na leđima neposredno pre završetka prvog okreta (nakon okreta za 270°), što odgovara položaju kada je efikasnost vertikalnog repa najveća, odnosno nema zasenčenosti od strane trupa i krila. Bitno je naglasiti da se zbog naglog opadanja ugaonih brzina pilot stiće osećaj da avion kreće u suprotnu stranu.

Zadavanjem komandi za uvođenje u kovit dolazi do narastanja ugaone brzine oko vertikalne ose (ω_z) sa početnim vrednostima 5-10°/s (zadavanje kormila prava u krajni položaj) do 15-20°/s i propinjanja aviona do ugla $\theta=10-20^\circ$, tempom od 20-30°/s od trenutka otklona komande visine u krajni položaj na sebe do gubitka sile uzgona na izabranom krilu. Tako stvoreni momenti inercija superpozicijom dovode do slaganja ugaonih brzina ω_z i ω_y dovodi do valjanja oko uzdužne ose u početku tempom od 70-80°/s, sa smanjenjem u položaju aviona „na nož”.

Nakon zastajkivanja u položaju „na nož” dolazi do okretanja oko vertikalne ose (padanje nosa aviona) do ugla $\theta=30^\circ$, povećanjem ugaone brzine na $\omega_z=40^\circ$ /s i nastavka okretanja oko uzdužne ose do završetka poluvijka u uglu na dole $\theta=30-40^\circ$. Nakon trenutnog zastajkivanja dolazi do narastanja ugaonih brzina oko sve tri ose, što se manifestuje okretanjem oko uzdužne ose, smanjenja nagiba ka zemlji brzinom $\omega_y=10-20^\circ$ /s na

$\theta=10^\circ$ i ponovnog zastajkivanja aviona. U toku prvog okreta postižu se sledeće ugaone brzine: $\omega_x=0-125^\circ$ /s (u desnom kovitu max. 100°/s), $\omega_y=20-30^\circ$ /s i $\omega_z=30-40^\circ$ /s.

Promena opterećenja, slika 23, po z-osi (n_z) u toku prvog okreta se kreće od 0,3g do 1,1g. Srednja vrednost opterećenja ima blago opadajući karakter u prvom okretu (0,7g) dok je u daljem toku rastući. Promena opterećenja po h-osi se odvija u fazi sa promenom opterećenja i brzine i iznosi $\pm 0,2g$. Ove male vrednosti promene opterećenja čine kovit lako podnošljivim od strane pilota, ali zbog brzih i stalnih promena vektora opterećenja bitna je orijentacija pilota, dezorijentacija dovodi do greške u pilotiranju, koja u ovom slučaju može biti fatalna.

Slika 22 - Odnos ugaonih brzina po fazama razvoja kovita

Promena brzina u toku prvog okreta, a skladu sa tačkama kovita prikazanim na slici 21 je sledeća:

Tabela 5. Promena brzina aviona u toku 1. okreta

uvodjenje(T-1)	tačka 2	tačka 3	tačka 4	tačka 5	tačka 6	vađenje
220±5 km/h	178±3 km/h	205±5 km/h	155±5 km/h	210±5 km/h	165±10 km/h	225±5 km/h

Promena (gubitak) visine u toku prvog okreta u levom i desnom kovitu prilikom uvođenja sa visina 4000-5000 m kao i gubici visine potrebni za zaustavljanje rotacije i dovođenje aviona u kontrolisani horizontalni let prikazani su na dijagramima slike 24. Pri tome je kao optimalna brzina početka vađenja određena $V_i=300$ km/h, a brzina dovođenja u horizontalni kontrolisani let $V_i=410\pm10$ km/h, dok je optimalno opterećenje u vađenju ≈ 2 g.

Trajanje prvog okreta iznosi 6-7 sekundi a ukupno vreme izvođenja kovita do vađenja u horizontalan položaj traje 19-20 s.

Slika 23 - Dijagram opterećenja u toku kovita sa 4 okreta sa jednim pilotom

Slika 24 - Promena visine u toku razvoja kovita

Faza razvoja kovita, kao nastavak prelazne faze, traje od završetka prvog do završetka trećeg okreta. Prelazak aviona u dugi okret kovita jeste iz blagog ugla na dole ($\theta=-10\pm5^\circ$) i bez nagiba.

Primetno je da avion zbog položaja komandi kreće sa jačim angažovanjem oko verikalne ose uz jedno-

vremeno nastavljanje valjanja oko uzdužne ose i kolebanjima oko poprečne ose (dva kolebanja po okretu). Kretanje aviona je i dalje oscilatorno i periodično. Primećuje se postepeno smirivanje u kretanju aviona i usklađivanje ugaonih brzina oko sve tri ose, uz dalji porast ugaonih brzina ω_x i ω_y , kao što je prikazano na slici 25.

Možemo primetiti postepeno povećanje naklon ugla-putanje prema zemlji. Trajanje drugog okreta reda je veličine 5 sekundi; završetak drugog okreta je u uglu poniranja $20-30^\circ$; prosečan gubitak visine u drugom okretu iznosi 200-250 m.

Slika 25 - Kovit dva okreta levo, odnos ω_x , ω_y u ω_z

Slika 26 - Prikaz putanje centra mase i krajeva krila aviona u vertikalnoj ravni

Slika 27 - Prikaz putanje centra mase i krajeva krila aviona u horizontalnoj ravni

Na slikama 26 i 27 prikazana je putanja aviona, odnosno putanja centra mase i krajeva krila, u vertikalnoj i horizontalnoj ravni. Primetno je da su gubici visina ustaljeni i iznose 250-350m, što se objašnjava povećanom brzinom rotacije u 4. i 5. okretu. U desnom kovitu sa 4 okreta postižu se maksimalne ugaone brzine oko sve tri ose: $\omega_x=0-165^\circ/\text{s}$, $\omega_y=40-50^\circ/\text{s}$ i $\omega_z=50^\circ/\text{s}$.

Ako ove rezultate uporedimo sa rezultatima u prelaznoj i fazi razvijanja primećujemo znato povećanje ugaonih brzina.

Promene rezultujuće ugaone brzine tokom vremena u kovitu do četiri okreta date su dijagramom na slici 28, dok je na dijagramu prikazanom na slici 29 je prikazana promena brzine V_i , visina z , poluprečnik kovita R i napadni ugao α za razvijeni kovit od četiri okreta u levu stranu.

Slika 28 - Promena rezultujuće ugaone brzine tokom vremena u kovitu od 4 okreta u levo

Slika 29 - Promena brzine V_i , visina z , R i napadni ugao α za razvijeni kovit od 4 okreta u levu stranu

Gubitak visine od trenutka komandovanja uvođenja do četiri puna okreta je 1.160 m od čega je gubitak visine u prvom okretu 140 m, u drugom okretu 320 m u trećem 380 m i u četvrtom okretu 320 m.

Gubitak visine od trenutka uvođenja u kovit do trenutka komandovanja vađenja u funkciji broja okreta dat je na dijagramu slike 30. Napadni ugao α u toku

razvijenog kovita do 4 okreta oscilatorno se menja u granicama $20-50^\circ$ sa različitim periodom oscilovanja, što je prikazano na dijagramu slike 27.

Slika 30 - Gubitak visine od trenutka uvođenja do komandovanja vađenja u funkciji broja okreta

Prilikom vađenja iz kovita do tri okreta, bez obzira na velike vrednosti ugaonih brzina oko uzdužne i vertikalne ose, dovoljno je dovođenje kormila pravca u neutralni položaj u cilju zaustavljanja rotacije oko z -ose, ($\omega_z=0$, maksimalna vrednost $40-50^\circ/\text{s}$), odnosno maksimalno otklanjanje do $1/3$ hoda kormila pravca u suprotnu stranu ($5-8^\circ$). Pun otklon kormila pravca izaziva nepotrebno klizanje aviona nakon zaustavljanja rotacije u toku vađenja i pojavu zaostalog nagiba. U cilju energičnijeg zaustavljanja rotacije ili vađenja sa manjim ugaonim preticanjima, moguće je davanje krilaca do potpuno suprotnog otklona, što će prilikom odmerenog otklona kormila pravca ima za posledicu izlazak u kurs vađenja bez zaostalog nagiba pri ugaonim preticanjima od $40-20^\circ$.

Smer kovita ne utiče bitnije na razliku u kašnjenju pri vađenju. Nakon komandovanja za vađenje i zaustavljanje rotacije brzinu aviona od $V_i=300 \text{ km/h}$ smatrati kao brzinu izlaska iz kovita sa tri okreta i početka prevođenja u horizontalni let.

7. ZAKLJUČAK

Iz teoretske analize mehanike leta možemo zaključiti da je kovit složeno kretanje aviona i da bi se u potpunosti mogao modelirati potrebno je izvršiti podrobna ispitivanja aerodinamičkih derivativa u aerotunelima. Kako se u potpunosti opisuje sa sistemom 6h6 jednačina, to je izrada softverskog paketa veoma zahtevna, ali i ne nemoguća.

Matematičko modeliranje ne može se u potpunosti generalizovati za sve tipove aviona, već kako pored aerodinamičkih karakteristika utiče i raspored masa, upotreba pogonske grupe i dodatnih uređaja i veliko broj njihovih kombinacija dovode do neizbežne potrebe da se svaki primer aviona posebno tretira i modeluje.

U cilju verifikacije zahtevanih karakteristike aviona u kovitu neophodno je na kraju gotov avion ispitati u praktičnom letu.

Vodeći se postupkom ispitivanja i zahtevanim međunarodnim vazduhoplovnim standardima izvršeno je ispitivanje karakteristika aviona u kovitu i na osnovu prikazanih rezultata može se zaključiti da u duhu principa postupnosti i pridržavanja svih mera predostrožnosti prilikom ispitivanja aviona u letu koristeći specijalizovanu ispitnu opremu bezbedno i sa dovoljnom tačnošću izvršiti verifikacija karakteristika aviona u kovitu.

Rezultati ispitivanja pokazuju da uprošćena predhodna analiza može donekle opisati ponašanje aviona u kovitu, tendenciju aviona ka određenom vidu kovita, opravdanost položaja aerodinamičkih površina i raspored masa aviona. Međutim, tačan opis kretanja aviona u fazi uvođenja aviona u kovit, razvoja kovita i dalji tok kovita, ovakav oblik predhodne analize ne može dati.

U slučaju konstrukcije vazduhoplova novog koncepta, gde se ne može izvršiti uporedna analiza sa već postojećim vazduhoplovom (nepostojanje takvog koncepta ili nedostupnost podataka) neophodno je još u toku rane faze konstruisanja izvršiti detaljnija istraživanja aerodinamičkih derivativa i matematičko modeliranje kretanja letelice i u kovitu, jer se na taj način u početnoj fazi mogu otkloniti greške koje po pravilu bivaju fatalne prilikom realnog ispitivanja aviona. Razvojem matematičkog modela za vazduhoplov moguće je proceniti koja varijacija letelice ima prihvatljivije karakteristike sa aspekta ponašanja u kovitu.

Moramo naglasiti da je na ovaj način veoma teško obuhvatiti i matematički opisati sve moguće faktore koji utiču na let aviona u kovitu, naročito faktore koji su produkt gradnje vazduhoplova, pa se nameće neophodnost ispitivanja aviona u letu, što u krajnjem slučaju zahtevaju i međunarodni vazduhoplovni standardi.

Detaljnijim predhodnim ispitivanjem aviona kako u toku konstruisanja tako i tokom ispitivanja u letu doprinosi se povećanju bezbednosti ispitivanja vazduhoplova u letu.

LITERATURA

- [1] Miroslav Nenadović, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija, Univerzitet u Beogradu, Beograd, 1950.
- [2] Zlatko Rendulić, Mehanika leta, VIC, Beograd, 1987.
- [3] Vladimir Milošević, Ispitivanje aviona u letu, 3 izdanje, Beograd, 2015.
- [4] Boško Rašuo, Mehanika leta, Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd, elektronsko izdanje, 2014.
- [5] Miroslav Nenadović, Stabilnost i upravljivost letelica I, II, III, Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd, 1981.
- [6] Darrol Stinton, Design of the Airplane, 2nd Ed., AIAA, 2001.
- [7] Tail design Requirements for Satisfactory Spin Recovery, NACA TN 1045, april 1946.
- [8] Nikola Hinić, Postupak ispitivanja kovita, VOC VTA VS, Beograd, 2003.
- [9] Jan Roskam, Chuan-Tau Edvard Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, University of Kansas, Lawrence, 1997.
- [10] Grupa autora, Izveštaj ispitivanja aviona G-4 (N-62) u kovitu, VOC VTI VJ.
- [11] Flzing Qualites Testing, Air Force Flight Test Center Edwards Air Force Base, february 2002.

SUMMARY

FLYING SPIN QUALITIES TESTING OF AIRPLANE

In this paper is presented the theoretical analysis of origins and characteristics of spinning motion. There are precise explanation of every stage spin flight and basic meaning of notion. Personated equation of motion in spin and equitation of motion airplane in settled spin motion, analysis of them and general recommendation for pilots for recovering from spins.

Introduced in valid military and civil specifications flight test demonstration requirements for departure resistance and flying stall and spin qualities testing of airplane. Special attention was given on predicting departure, stall and spin susceptibility and theoretical analysis in the name of magnify flight testing security. There are explanation of test equipment and methodology of flying qualities testing of airplanes.

Like a support of this theme are described method and results of flight stall and spin qualities testing of airplane G-4(N-62) super see-gull with precise recommendation for pilots for recovering from spins, from TOC SLI VS (Technical testing center, department for flight testing Air Force of Serbia).

Key words: aerodynamics, flight mechanics, spin, flight qualities testin