

KOMPJUTERSKA METODA OPTIMIZACIJE DOLETA BORBENIH AVIONA SA ASPEKTA UTICAJA PODVEŠENOG NAORUŽANJA

UDC: 623.746.094:629.7.072]:519.863

Rezime:

U ovom radu razmatrane su različite metode za optimizaciju doleta: teorijske, praktične i teorijsko-praktične. Najpoznatija teorijska metoda je metoda energije. U metodi energije diferencijalne jednačine putanje leta aviona formulisane su tako da daju optimalni profil leta ili da se ostvari maksimalni dolet aviona. Praktične metode su eksperimentalna, grafička i tabelarna. Kompjuterska metoda obuhvata teorijske i praktične metode, a koristi eksperimentalne podatke za linearizaciju nelinearnog sistema diferencijalnih jednačina leta aviona. Uvođenjem računara u napadnonavigacijski sistem aviona omogućen je brži proračun doleta na različitim profilima leta i sa različitim podvešenim naoružanjem.

Ključne reči: kompjuterska metoda, dolet, optimizacija, vazduhoplovno naoružanje, specifična potrošnja goriva, profil leta, napadnonavigacijski sistem.

COMPUTER METHOD FOR THE FIGHTER AIRCRAFT RANGE OPTIMIZATION FROM THE ASPECT OF STRAPPED-DOWN WEAPONS EFFECTS

Summary:

Different methods of range optimization have been considered: theoretical, practical and theoretical-practical methods. The best-known of theoretical methods is the energy method. In the energy method, differential equations of aircraft flight path are so formulated to give optimum aircraft flight profile or maximum aircraft range. The practical methods are experimental, graphic and tabular method. The computer method is a method that comprises both theoretical and practical methods. The computer method uses the experimental data to linearize the nonlinear system of differential equations of aircraft flight. Adapting aircraft attack-navigation system by computers enables faster range calculations on different flight profiles and different suspended strapped-down weapons.

Key words: computer method, range, optimization, aircraft weapons, specific fuel consumption, flight profile, attack-navigation system.

Uvod

Optimizacija programa leta aviona, u suštini, sastoji se u određivanju putanje aviona sa stanovišta minimalne potrošnje goriva ili minimalnog vremena leta. Kako se postavka problema odnosi na savremene borbene avione, kod kojih je vreme

i dolet bitan parametar, kriterijum optimizacije putanje svodi se na minimalno vreme ili maksimalni dolet. To je posebno naglašeno kod aviona presretača, gde presretanje neprijateljevog aviona ima toliko više izgleda da uspe, koliko je vreme penjanja i horizontalnog leta do cilja manje. Kako se, u suštini, problem opti-

malnog leta svodi na problem određivanja minimalnog vremena leta aviona sa aerodroma do bilo koje druge tačke sa unapred zadatim koordinatama, ima smisla govoriti o optimizaciji putanje savremenih borbenih aviona presretača, gde on treba da dođe u položaj u kojem može direktno da uništi neprijateljev cilj.

Danas se koriste teorijske i eksperimentalne metode optimizacije doleta i trajanja leta aviona.

Teorijske metode zasnivaju se na određivanju jednačina kretanja koje će dati optimalan program leta pri kojem će se ostvariti najveći dolet ili najduže trajanje leta aviona. U opštem slučaju problem se sastoji u određivanju integralne funkcije koja predstavlja neku od performansi aviona. Pri tome je potrebno odrediti program i režim leta pri kojem će razmatrana integralna funkcija dostići ekstremnu vrednost. Najpoznatija teorijska metoda za rešenje problema ove vrste je metoda energije. Ona omogućava određivanje optimalnog programa leta, koji obezbeđuje da avion iz zadatih početnih uslova postigne određene konačne uslove za minimalno vreme. Optimalni program leta u praksi je najčešće promena Mahovog broja sa visinom, kako bi se postigli zadati konačni uslovi za minimalno vreme. Problem se može postaviti tako da se optimizira potrošnja goriva, tj. da se od zadatih početnih uslova do konačnih uslova stigne sa minimalnom ukupnom potrošnjom goriva.

Navedeni problemi mogu se analitički rešiti jedino primenom varijacionog računa, što zahteva dobre softverske programe i opsežne eksperimentalne podatke parametara i faktora koji utiču na dolet i trajanje leta aviona.

Eksperimentalne metode optimizacije doleta i trajanja leta zasnivaju se na

eksperimentalnim podacima dobijenim ispitivanjem konkretnog aviona, a optimalni programi i režimi leta mogu se dobiti grafičkom, monogramskom, dijagramskom ili kompjuterskom optimizacijom.

Među najbrže i najtačnije eksperimentalne metode optimizacije doleta i trajanja leta spada kompjuterska metoda, koja se zasniva na mogućnostima savremenih računara da se dobrom softverskom obradom eksperimentalnih podataka, podataka o podvešenom naoružanju, performansama aviona i motora, dobija optimalni program leta pri kojem su zadovoljeni opšti i početni uslovi sa aspekta najvećeg doleta ili trajanja leta.

Pri kompjuterskoj optimizaciji doleta i trajanja leta mogu se rešavati sledeći problemski zadaci:

- određivanje maksimalnog doleta i trajanja leta, linije presretanja cilja u vazдушnom prostoru ili radijusa borbenog dejstva pri letu aviona po zadatom programu sa određenom masom goriva i varijantom podvesnog tereta;

- određivanje mogućnosti (prema masi goriva) izvršenja borbenog leta aviona po zadatom programu leta ili mogućnosti presretanja cilja u vazдушnom prostoru na zadatoj liniji ili mogućnosti uništenja objekta na zemlji na zadatom udaljenju od aerodroma sa zadatom varijantom podvesnog tereta. Ako je izvršenje borbenog zadatka moguće, tada se još izračunava ukupni utrošak goriva i vreme izvršenja zadatog borbenog leta;

- određivanje optimalnog programa leta, ako je poznata masa goriva, varijanta podvesnog tereta, položaj i brzina cilja. Pod programom leta podrazumeva se definisanje brzine i visine leta aviona na određenim režimima rada motora.

Za navedene problemske zadatke izrađuju se algoritmi i kompjuterski programi. Pri tome moraju se izvršiti obimna eksperimentalna istraživanja i pripremiti podaci za obradu.

Podaci za kompjutersku metodu

Za izvršenje kompjuterske metode optimizacije doleta i trajanja leta aviona na ustaljenim režimima leta potrebni su sledeći parametri i podaci:

1. Ukupna masa goriva

Ukupna masa goriva M_{gu} je količina koja je određena iskoristivom zapreminom osnovnih rezervoara za gorivo, iskoristivom zapreminom podvešenih rezervoara za gorivo i specifičnom masom goriva:

$$M_{gu} = M_{go} + M_{gp} \quad (1)$$

$$M_{go} = W_{io} \cdot \gamma_g \quad (2)$$

$$M_{gp} = W_{ip} \cdot \gamma_g \quad (3)$$

gde je:

M_{gu} – ukupna masa goriva (kg),

M_{go} – masa goriva u osnovnim rezervoarima za gorivo (kg),

M_{gp} – masa goriva u podvešenim (dopunskim) rezervoarima za gorivo (kg),

W_{io} – iskoristiva zapremina osnovnih rezervoara za gorivo (dm^3),

W_{ip} – iskoristiva zapremina dopunskih rezervoara za gorivo (dm^3),

γ_g – specifična masa goriva (kg/dm^3).

Osnovni rezervoari smešteni su u trupu ili u krilima aviona. Na avionu mogu biti podvešeni jedan, dva ili više dopunskih rezervoara za gorivo, pod tru-

pom ili na prilagođenim nosačima bombi pod krilima.

Kombinacije podvešavanja rezervoara, uzimajući u obzir i osnovne rezervoare za gorivo, nazivaju se varijante punjenja aviona gorivom.

Pri praktičnim proračunima masa goriva u pojedinim tipovima rezervoara prikazuje se tabelarno, a izračunava se pomoću jednačine (4) u zavisnosti od specifične mase goriva:

$$MR_{g(i,n)} = WR_{(i)} \cdot \gamma_{g,n} \quad (4)$$

Ukupna količina goriva zavisi od varijante punjenja aviona gorivom (tabela 1), a izračunava se prema jednačini (5), na osnovu podataka iz tabele 2.

$$M_{gu(w)} = \gamma_{g,n} \cdot \sum_{i=1}^{i=u} R_{(i)} \cdot WR_{(i)} \quad (5)$$

gde je:

$M_{gu(w)}$ – ukupna masa goriva određene varijante punjenja (kg),

w – broj varijante punjenja gorivom (tabela 1),

i – i -ti tip rezervoara za gorivo (prema tabeli 2),

u – ukupan broj rezervoara koji je napunjen gorivom prema zadatoj „varijanti punjenja“ (w),

$R_{(i)}$ – broj podvešenih rezervoara i -tog tipa na avionu (kom.),

$WR_{(i)}$ – iskoristiva zapremina i -tog tipa rezervoara (dm^3),

$\gamma_{g(n)}$ – specifična masa n -tog goriva (kg/dm^3).

2. Proračunska masa goriva

Proračunska masa goriva $M_{g.pror.}$ je količina koja se uzima u proračunima doleta i trajanja leta:

$$M_{g.pror.} = M_{gu} - 0,07 M_{go} \quad (6)$$

Varijante punjenja aviona gorivom

Red. broj varijante	Varijanta punjenja	Mesto podvešenog (dopunskog) rezervoara za gorivo na avionu				
		na kraju krila	pod krilom	pod trupom	pod krilom	na kraju krila
1.	Napunjeni samo u trupu	-	-	+	-	-
2.	Napunjeni samo u krilima	-	+	-	+	-
3.	Napunjeni svi osnovni rezervoari	-	+	+	+	-
4.	Sa jednim dopunskim rezervoarom (manjim) ispod trupa	-	-	+	-	-
5.	Sa jednim podvešenim rezervoarom (većim) ispod trupa	-	-	+	-	-
6.	Sa dva dopunska rezervoara ispod krila na nosačima bombi	-	+	-	+	-
7.	Tri dopunska ispod trupa (manji) i dva ispod krila	-	+	+	+	-
8.	Tri dopunska ispod trupa (manji) i dva na kraju krila	+	-	+	-	+
9.	Sa četiri dopunska rezervoara, dva ispod krila i dva na kraju krila	+	+	-	+	+
10.	Sa pet dopunskih rezervoara (ispod trupa manji)	+	+	+	+	+
11.	Tri dopunska, ispod trupa (veći) i dva ispod krila	-	+	+	+	-
12.	Tri dopunska, ispod trupa (veći) i dva na kraju krila	+	-	+	-	+
13.	Sa pet dopunskih rezervoara (ispod trupa veći)	+	+	+	+	+
					
w.	w. - varijanta punjenja					

Tabela 2

Masa goriva pojedinih tipova rezervoara

Red. broj tipa rez.	Naziv rezervoara za gorivo	Broj rez. i-tog tipa	Iskorist. zapremina rezervoara (dm ³)	Masa goriva (kg) u rezervoarima pri punjenju gorivom n-te specifične mase (kg/dm ³)			
				$\gamma_{g(1)}$	$\gamma_{g(2)}$	$\gamma_{g(\dots)}$	$\gamma_{g(n)}$
1.	Osnovni rezervoar u trupu	R(1)	WR(1)	MG _{1,1}	MG _{1,2}	MG _{1..}	MG _{1,n}
2.	Osnovni rezervoar u krilu	R(2)	WR(2)	MG _{2,1}	MK _{2,2}	MG _{2..}	MG _{2,n}
3.	Rezervoar ispod trupa (manji)	R(3)	WR(3)	MG _{3,1}	MG _{3,2}	MG _{3..}	MG _{3,n}
4.	Rezervoar ispod trupa (veći)	R(4)	WR(4)	MG _{4,1}	MG _{4,2}	MG _{4..}	MG _{4,n}
5.	Rezervoar ispod krila	R(5)	WR(5)	MG _{5,1}	MG _{5,2}	MG _{5..}	MG _{5,n}
6.	Rezervoar na kraju krila	R(6)	WE(6)	MG _{6,1}	MG _{6,2}	MG _{6..}	MG _{6,n}
..
i.	i-ti tip rezervoara	R(i)	WR(i)	MG _{i,1}	MG _{i,2}	MG _{i..}	MG _{i,n}

gde je $0,07 M_{go}$ – garantovana količina goriva koja se uzima zbog mogućih odstupanja stvarnih karakteristika od teorijskih, odstupanja u podešavanju motora, tehnoloških odstupanja pri izradi aviona i motora, promene aerodinamičkih i motorskih karakteristika u procesu korišćenja aviona, kao i za proračun objedinjavanja različitih varijanti podvešenih tereta koji su bliski po veličini čeonog otpora. Pri nepovoljnom odnosu navedenih odstupanja garantovana količina goriva može u potpunosti da bude utrošena u toku leta.

3. Masa aviona, podvešenih ubojnih sredstava i dopunskih rezervoara

Masa aviona potpuno popunjenog gorivom, uljem, radnim tečnostima i gasovima, sa posadom i naoružanjem po predviđenoj varijanti, predstavlja najveću masu aviona koju on ima samo u poletanju.

Najveća masa aviona izračunava se po obrascu (7) uz korišćenje tabele (3):

$$M_{naj} = M_{gu} + \sum_{n=1}^{n=N} BRK_{(n)} \cdot MK_{(n)} \quad (7)$$

gde je:

$BRK_{(n)}$ – broj komada n-tog podvešenog tereta,

$MK_{(n)}$ – masa jednog n-tog podvešenog tereta (kg).

4. Indeks čeonog otpora aviona i podvešenih tereta

Otpor aviona je jedan od najvažnijih parametara pri određivanju doleta i trajanja leta, posebno kod borbenih aviona, gde su promenljive varijante podvešenog tereta.

Tačna procena otpora aviona osnovni je uslov za proračun njegovih performansi. Ukupan otpor aviona sastoji se od otpora oblika, otpora površinskog trenja, otpora aeroprofila, indukovanog otpora, štetnog ili parazitnog otpora, otpora interferencije, talasnog otpora, itd.

Kod borbenih aviona najveći uticaj na ukupni otpor aviona imaju podešeni tereti zbog štetnog ili parazitnog otpora i otpora interferencije, pod kojima se podrazumeva suma svih otpora delova aviona koji se suprotstavljaju kretanju, a nisu direktno povezani sa stvaranjem uzgona.

Otpor interferencije nastaje usled međusobnog uticaja dva tela kada su blizu i kada ukupni otpor nije zbir njihovih pojedinačnih otpora, već je najčešće veći i predstavlja razliku otpora od sume pojedinačnih otpora.

Koeficijent štetnog otpora aviona dobija se sumiranjem koeficijenata štetnog otpora pojedinih delova aviona, svedenih na površinu krila. On se uvećava za 5 do 8% zbog otpora interferencije.

Praktična ispitivanja pokazuju da se koeficijent štetnog (parazitnog) otpora menja sa koeficijentom uzgona (napadnim uglom) po paraboličnom zakonu:

$$C_{xp} = C_{xpmin} + K \cdot C_z^2 \quad (8)$$

gde je:

C_{xp} – koeficijent štetnog ili parazitnog otpora,

C_{xpmin} – minimalna vrednost koeficijenta štetnog otpora,

$K = dC_{xp}/dC_z^2$ – koeficijent promene C_{xp} u funkciji C_z^2 .

Minimalna vrednost koeficijenta štetnog otpora dobija se pri nultom uzgonu aviona:

$$C_{xp} = C_{xpmin} \quad (9)$$

Masa aviona, podvešenih ubojnih sredstava i dopunskih rezervoara

Red. broj tereta	Naziv dela aviona ili podvešenog tereta	Broj komada n-tog tereta	Masa jednog komada (kg)	Napomena
1.	Avion sa posadom, sa stalnim nosačima i lansir. uređajima, napunjen uljem, kiseonikom i municijom, ali bez goriva i podvešenih tereta	BRK(1)	MK(1)	
2.	Dopunski nosač bombi	BRK(2)	MK(2)	bez bombi
3.	Sačasti lanser (manji)	BRK(3)	MK(3)	bez raketa
4.	Sačasti lanser (veći)	BRK(4)	MK(4)	bez raketa
5.	IC vođena raketa (manja)	BRK(5)	MK(5)	
6.	IC vođena raketa (veća)	BRK(6)	MK(6)	
7.	TV vođena raketa (manja)	BRK(7)	MK(7)	
8.	TV vođena raketa (veća)	BRK(8)	MK(8)	
9.	Radarski vođena raketa (manja)	BRK(9)	MK(9)	
10.	Radarski vođena raketa (veća)	BRK(10)	MK(10)	
11.	Laserski vođena raketa (manja)	BRK(11)	MK(11)	
12.	Laserski vođena raketa (veća)	BRK(12)	MK(12)	
13.	Nevodena raketa malog kalibra	BRK(13)	MK(13)	
14.	Nevodena raketa velikog kal.	BRK(14)	MK(14)	
15.	Bomba mase 50 kg	BRK(15)	MK(15)	
16.	Bomba mase 100 kg	BRK(16)	MK(16)	
17.	Bomba mase 250 kg	BRK(17)	MK(17)	
18.	Bomba mase 500 kg	BRK(18)	MK(18)	
19.	Plamena avio-bomba 250 kg	BRK(19)	MK(19)	
20.	Plamena avio-bomba 500 kg	BRK(20)	MK(20)	
21.	Oplata podtrupnog rezervoara (m)	BRK(21)	MK(21)	(m) – manjeg
22.	Oplata podtrupnog rezervoara (v)	BRK(22)	MK(22)	(v) – većeg
23.	Oplata potkrilnog rezervoara	BRK(23)	MK(23)	
:
n.	n – tip podvešenog tereta	BRK(n)	MK(n)	

Ukupni koeficijent otpora aviona sastoji se od zbira svih koeficijenata otpora, a koji su od njih najdominantniji zavisi od područja brzina leta aviona. Za područje dozvučnih brzina najdominantniji su koeficijent štetnog i indukovanog otpora, pa polara u analitičkom obliku glasi:

$$C_x = C_{xp} + C_{xi} \quad (10)$$

gde je C_{xi} – koeficijent indukovanog otpora.

Teško je proceniti ukupni koeficijent otpora aviona za krozvučno područje brzina ako ne postoje praktični podaci merenja u aerotunelu. Pri ovakvoj proceni potrebno je poznavati kritični Mahov broj aviona.

Borbeni avioni pri izvršenju borbenih zadataka kreću se i nadzvučnim brzi-

nama, pa je potrebno izvršiti određivanje ukupnog koeficijenta otpora i za nadzvučne brzine. U navedenoj oblasti brzina određivanje ukupnog koeficijenta otpora olakšano je time što se teorijski podaci i eksperimentalni rezultati prilično poklapaju.

Pri praktičnom ispitivanju performansi aviona, za različite režime leta, umesto ukupnog koeficijenta otpora ko-

risti se ukupni indeks čeonog otpora (ICOA). Indeks čeonog otpora aviona proporcionalan je koeficijentu otpora, a izražava se celim brojevima i predstavlja jedan od osnovnih parametara pri ispitivanjima i proračunima doleta i trajanja leta borbenih aviona.

Za svaki podvešeni teret pojedinačno se određuje indeks čeonog otpora ICO(n), koji je proporcionalan koefici-

Tabela 4

Indeksi čeonog otpora aviona i podvešenih tereta

Red. broj tereta	Naziv dela aviona ili podvešenog tereta	Broj komada n-tog tereta	Indeks čeonog otpora ICO	Napomena
1.	Avion sa posadom, sa stalnim nosačima i lansir. uređajima, napunjen uljem, kiseonikom i municijom, ali bez goriva i podvešenih tereta	BRK(1)	ICO(1)	
2.	Dopunski nosač bombi	BRK(2)	ICO(2)	bez bombi
3.	Sačasti lanser (manji)	BRK(3)	ICO(3)	bez raketa
4.	Sačasti lanser (veći)	BRK(4)	ICO(4)	bez raketa
5.	IC vođena raketa (manja)	BRK(5)	ICO(5)	
6.	IC vođena raketa (veća)	BRK(6)	ICO(6)	
7.	TV vođena raketa (manja)	BRK(7)	ICO(7)	
8.	TV vođena raketa (veća)	BRK(8)	ICO(8)	
9.	Radarski vođena raketa (manja)	BRK(9)	ICO(9)	
10.	Radarski vođena raketa (veća)	BRK(10)	ICO(10)	
11.	Laserski vođena raketa (manja)	BRK(11)	ICO(11)	
12.	Laserski vođena raketa (veća)	BRK(12)	ICO(12)	
13.	Nevođena raketa malog kalibra	BRK(13)	ICO(13)	
14.	Nevođena raketa velikog kalibra	BRK(14)	ICO(14)	
15.	Bomba mase 50 kg	BRK(15)	ICO(15)	
16.	Bomba mase 100 kg	BRK(16)	ICO(16)	
17.	Bomba mase 250 kg	BRK(17)	ICO(17)	
18.	Bomba mase 500 kg	BRK(18)	ICO(18)	
19.	Plamena avio-bomba 250 kg	BRK(19)	ICO(19)	
20.	Plamena avio-bomba 500 kg	BRK(20)	ICO(20)	
21.	Oplata podtrupnog rezervoara (m)	BRK(21)	ICO(21)	(m) – manjeg
22.	Oplata podtrupnog rezervoara (v)	BRK(22)	ICO(22)	(v) – većeg
23.	Oplata potkrilnog rezervoara	BRK(23)	ICO(23)	
..
n.	n – tip podvešenog tereta	BRK(n)	ICO(n)	

Varijante naoružanja aviona

Redni broj varijante naoružanja	Varijanta naoružanja	Mesto podvešenog ubojnog sredstva na avionu				
		pod krilom II	pod krilom I	u trupu	pod krilom I	pod krilom II
1.	Vazduhoplovni top sa pripadajućom municijom			1		
2.	IC vođena raketa (manja)	1	1		1	1
3.	IC vođena raketa (veća)		1		1	1
4.	TV vođena raketa (manja)	1	1		1	1
5.	TV vođena raketa (veća)		1		1	1
6.	Radarski vođena raketa (manja)	1	1		1	1
7.	Radarski vođena raketa (veća)		1		1	
8.	Laserski vođena raketa (manja)	1	1		1	1
9.	Laserski vođena raketa (veća)		1		1	
10.	Nevođena raketa velikog kalibra	1	1		1	1
11.	Nevođena raketa malog kalibra	16	16		16	16
12.	Nevođena raketa malog kalibra	16	32		32	16
13.	Avio-bomba mase 50 kg	3	8		8	3
14.	Avio-bomba mase 100 kg		8		8	
15.	Avio-bomba mase 250 kg	1	1		1	1
16.	Avio-bomba mase 500 kg		1		1	
17.	Plamena avio-bomba 250 kg	1	1		1	1
18.	Plamena avio-bomba 500 kg		1		1	
19.	Kombinacija IC i radarski vođenih raketa	1	1		1	1
20.	Kombinacija nevođenih raketa malog i velikog kalibra	16	1		1	16
21.	Kombinacija TV i laserski vođenih raketa	1	1		1	1
...
vn.	vn – varijanta naoružanja					

jentu otpora tog dela preračunatog u odnosu na površinu krila i izraženog celim brojem.

Ukupni indeks čeonog otpora aviona (ICOA) određuje se na osnovu jednačine (11), koja uzima u obzir varijante naoružanja (tabela 5), varijante punjenja aviona gorivom (tabela 1) i predstavlja zbir pojedinačnih indeksa čeonih otpora delova aviona $ICO(n)$:

$$ICOA = \sum_{n=1}^{n=N} BRK_{(n)} \cdot ICO_{(n)} \quad (11)$$

Dobijeni ukupni indeks čeonog otpora aviona sa podvešenim teretima, predstavlja parametar pomoću kojeg se određuju put, vreme i potrošnja goriva pri penjanju, horizontalnom letu i drugim performansama aviona.

5. Varijante naoružanja aviona

Kakva će biti ubojna moć borbenog aviona na cilju zavisi od varijante naoružanja, odnosno od kvaliteta i broja podvešenih ubojnih sredstava. Varijanta naoružanja određuje se na osnovu vrste cilja i predstavlja početni podatak pri optimizaciji doleta i trajanja leta borbenih aviona (tabela 5).

6. Utrošak goriva pri radu motora na zemlji

Utrošak goriva pri radu motora na zemlji UGZEM izračunava se kao proizvod srednje potrošnje goriva pri radu motora na zemlji PGMNZ i vremena rada motora na zemlji VRMNZ:

$$UGZEM = PGMNZ \cdot VRMNZ \quad (12)$$

Srednja potrošnja goriva pri radu motora na zemlji (pokretanje i proba motora i vožnja do starta) određuje se eksperimentalno.

7. Vreme, put i potrošnja goriva pri penjanju aviona

Vreme TPENJ(HPENJ,ICOA), put LPENJ(HPENJ,ICOA) i potrošnja goriva pri penjanju aviona određuju se eksperimentalno u zavisnosti od varijante podvešenog tereta, visine i brzine penjanja, atmosferskih uslova i režima rada motora. Varijanta podvešenog tereta dobija se kombinacijom varijante naoružanja (tabela 5) i varijante punjenja aviona gorivom (tabela 1), a izražava se preko indeksa čeonog otpora koji se izračunava posebno za svaku varijantu po formuli 11 koristeći tabelu 4.

Vreme, put i potrošnja goriva pri penjanju određuju se posebno za svaku

varijantu podvešenog tereta od minimalnog do maksimalnog indeksa čeonog otpora. Pri ispitivanju vremena, puta i potrošnje goriva za istu varijantu menja se brzina, visina i režim rada motora pri različitim atmosferskim uslovima koji su standardni ili odstupaju od standardnih. Na taj način dobija se više podataka za istu varijantu, koji se unose u datoteke koje se koriste pri kompjuterskoj optimizaciji.

8. Vreme, put i potrošnja goriva pri spuštanju aviona

Vreme, put i potrošnja goriva pri spuštanju aviona određuju se eksperimentalno u zavisnosti od načina spuštanja (instrumentalno ili po krugu), varijante podvešenog tereta, visine i brzine spuštanja, atmosferskih uslova i režima rada motora.

Pri određivanju vremena, puta i potrošnje goriva pri spuštanju najčešće se uzima u obzir varijanta bez podvešenog tereta sa najmanjim indeksom čeonog otpora, jer se smatra da je avion izvršio borbeni zadatak i da je pre spuštanja odbacio sav ubojni teret. Dobijeni podaci unose se u datoteke koje se koriste pri kompjuterskoj optimizaciji. Pri proračunu doleta savremenih borbenih aviona, put pri spuštanju ne uzima se u obzir, jer prilikom leta bez spoljne vidljivosti avion treba da dođe u neposrednu okolinu aerodroma (nosača aviona) pomoću savremenih sredstava za navigaciju, pa tek onda da otpočne spuštanje.

9. Srednja potrošnja goriva po kilometru pređenog puta u horizontalnom letu

Srednja potrošnja goriva po kilometru pređenog puta u horizontalnom letu QSM određuje se eksperimentalno u za-

visnosti od mase aviona, brzine i visine leta i varijante podvešenog tereta. Eksperimentalna ispitivanja su obimna, jer postoji zavisnost više parametara, pa ih je potrebno klasifikovati u zavisnosti od cilja ispitivanja.

Ako je cilj ispitivanja da se odredi režim najvećeg doleta, tada se za svaku visinu određuje optimalna brzina leta pri kojoj je najmanja potrošnja goriva po kilometru pređenog puta u funkciji varijante podvešenog tereta (indeksa čeonog otpora) i mase aviona. Optimalna brzina određuje se na svim visinama leta sa određenim razmakom u zavisnosti od indeksa čeonog otpora i mase aviona.

U daljim ispitivanjima optimalna brzina se koristi kao konstantna vrednost za određenu visinu, a vrši se promena visine i određuje se potrošnja goriva po kilometru pređenog puta u horizontalnom letu u zavisnosti od visine, mase aviona i varijante podvesnog tereta.

Pri praktičnim ispitivanjima srednja potrošnja goriva po kilometru pređenog puta određuje se za reперne srednje mase aviona, i svi ostali podaci dobijaju se aproksimacijom i koriste se pri kompjuterskoj optimizaciji.

Dužina horizontalnog leta

Kada se horizontalni let obavlja sa nepromenjenim indeksom čeonog otpora

(bez odbacivanja podvešenog tereta) tada je njegova dužina:

$$LHL = MGHL/QSM \quad (13)$$

U svim drugim slučajevima dužina horizontalnog leta izračunava se kao zbir određenih etapa horizontalnog leta.

Masa goriva za horizontalni let MGHL dobija se kada se od ukupne mase goriva odzumu: utrošak goriva na zemlji UGZEM, utrošena masa goriva pri penjanju MPENJ(HPENJ,ICOA), predviđena masa za spuštanje sa određene visine MGSP i predviđena rezerva goriva MGRZ:

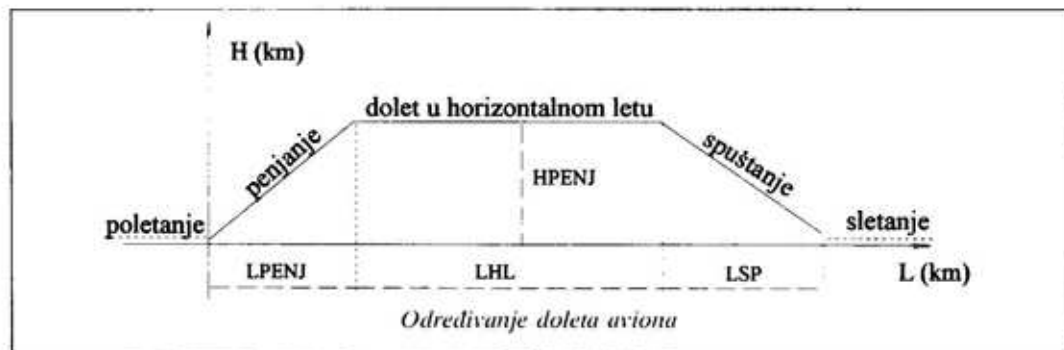
$$MGHL = MGUPP - UGZEM - MPENJ(HPENJ,ICOA) - MGSP - MGRZ \quad (14)$$

Određivanje ukupnog doleta

Ukupni dolet L predstavlja zbir puteva pri penjanju, pri horizontalnom letu i spuštanju:

$$L = LPENJ(HPENJ,ICOA) + LHL + LSP(HSP) \quad (15)$$

Ukoliko se ne želi računati put spuštanja u ukupni dolet tada se postavljaju odgovarajući uslovi.



Trajanje horizontalnog leta

Trajanje horizontalnog leta dobija se kao količnik dužine horizontalnog leta i stvarne brzine leta:

$$THL = LHL / VSTV \quad (16)$$

Stvarna brzina horizontalnog leta dobija se prevođenjem optimalne instrumentalne brzine leta, uzimajući u obzir parametre visine horizontalnog leta:

$$V_{stv.} = \frac{V_{inst}}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}} = \frac{V_{inst}}{\sqrt{\delta}} \quad (17)$$

gde je:

ρ – gustina vazduha na nultoj visini pri standardnim atmosferskim uslovima,

ρ_0 – gustina vazduha na visini horizontalnog leta pri konkretnim atmosferskim uslovima.

Faktor $\sqrt{\delta}$ uzet je iz ISO Standard atmosvera (Aerodinamika – Rendulić) i kompjuterski učitani kao podatak sa oznakom KORD (HPENJ) u datoteci optimalnih brzina. U tom slučaju stvarna brzina horizontalnog leta izračunava se pomoću sledeće jednačine:

$$VSTV = VOPT (HPENJ,ICOA) / \text{KORD}(HPENJ) \quad (18)$$

Određivanje ukupnog trajanja leta

Ukupno trajanje leta predstavlja zbir vremena leta pri penjanju, pri horizontalnom letu i pri spuštanju:

$$T = TPENJ (HPENJ,ICOA) + THL + TSP(HSP) \quad (19)$$

Ove veličine izračunavaju se za predviđeni dijapazon visina od minimalnog do maksimalnog indeksa čeonog otpora. Izračunate veličine upoređuju se i dobijaju se optimalne u zavisnosti od postavljenih uslova. Takođe, izračunate veličine se upoređuju sa zadatom daljinom i visinom cilja, kao i predviđenim vremenom leta i daje se odgovor da li je zadatak moguće izvršiti ili nije. Ukoliko se ne želi obuhvatiti vreme spuštanja u ukupno vreme trajanja leta, tada se postavlja uslov da je $TSP(HSP) = 0$. Ukoliko zadatak nije moguće izvršiti, bez odbacivanja podvesnih rezervoara, tada se optimizacija vrši sa mogućnošću odbacivanja podvešenih rezervoara.

Zaključak

Uvođenjem računara u napadnonavigacijski sistem borbenih aviona omogućen je detaljniji i brži proračun doleta i trajanja leta aviona. Računari omogućavaju vrlo brza saznanja o mogućnostima doleta i trajanja leta aviona, u zavisnosti od vrste podvešenog ubojnog tereta, broja podvešenih rezervoara i napadnonavigacijskog programa i režima leta.

Pošto se na savremene borbene avione ugrađuju hardverski elementi sa velikim mogućnostima, to se, izradom dobrih softver-programa i ugrađivanjem potrebnog broja davača borbenog kompleksa, varijante naoružanja, potrošnje goriva, trenutnog i predviđenog režima leta i varijante punjenja gorivom, može obezbediti da piloti mogu na displej-pokazivaču kontinualno dobijati podatke doleta i trajanja leta aviona. To im daje određenu sigurnost, a ujedno razrešava sve taktičke dileme o mogućnosti izvršenja određenog borbenog zadatka u zavisnosti od varijante podvešenog naoružanja.

nja, varijante podvešenih rezervoara za gorivo (varijante punjenja) i položaja cilja ili aerodroma za prelet.

Pri navedenoj modernizaciji napad-nonavigacijskog sistema postoji realna mogućnost optimizacije doleta i trajanja leta borbenih aviona, tj. kompjutersko određivanje doleta i trajanja leta borbenih aviona, linije presretanja cilja u vazdušnom prostoru ili radijusa borbenog dejstva pri letu aviona po zadatom programu sa određenom količinom goriva i sa određenim podvešenim ubojnim sredstvima, ili određivanje mogućnosti izvršenja borbenog zadatka u zavisnosti od varijante punjenja gorivom, varijante naoružanja i položaja cilja.

Literatura:

- [1] Dragović, T.: Aerodinamika, Mašinski fakultet, Beograd, 1993.
- [2] Dragović, T.: Taktičko-tehničke osnove projektovanja letilica, Mašinski fakultet, Beograd, 1994.
- [3] Rendulić, Z.: Mehanika leta, SSNO, Beograd, 1987.
- [4] Rendulić, Z.: Aerodinamika, SSNO, Beograd, 1984.
- [5] ***: Naoružanje aviona L-17, RV i PVO, Beograd, 1987.
- [6] Nguven, X. V.: Optimal trajectories in atmospheric flight, Henri House, London, 1981.
- [7] ***: Jet Transport Performanse Methods, NACA, New York, 1969.
- [8] ***: Инструкция по расчету дальности и продолжительности полета самолета, ВВ СССР, Москва, 1982.
- [9] Тарасов, В.: Оптимальные режимы полета летательных аппаратов, Машиностроение, Москва, 1963.
- [10] ***: Metodologija određivanja borbenih sposobnosti vazduhoplova, RV i PVO, Beograd, 1974.
- [11] Байдаков, В. Б., Клумов, А. С.: Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов, Машиностроение, Москва, 1979.