

# ANALIZA AERODINAMIČKE INTERFERENCIJE ZRAKOPLOVA U BLISKOJ MIJEŠANOJ FORMACIJI

Andrić, M. & Vrdoljak, M.

**Sažetak:** Svrha leta zrakoplova u formaciji jest smanjenje otpora, odnosno pogonske energije potrebne za let. Vodeći zrakoplov u formaciji u svom tragu stvara poremećaj na koji nailaze ostali članovi formacije. Posljedica ovakvog poremećaja jest promjena aerodinamičkih sila i momenata pratećeg zrakoplova, između čega i induciranog otpora. U ovom radu razmatrana bliska formacija sastoji se od vodećeg malog putničkog zrakoplova s ljudskom posadom kojeg slijedi bespilotni zrakoplov. Ovakva formacija naziva se miješanom formacijom, a specifična je po značajnoj razlici dimenzija članova formacije. Cilj je istraživanja odrediti aerodinamički model prikladan za formacijski let koji će, pored raznih scenarija primjene kao što su zadaće nadzora, dostave, autonomnog nadolijevanja goriva ili punjenja baterija, u budućnosti omogućiti sigurniji let u miješanom zračnom prostoru. U članku je opisan razvijeni aerodinamički model leta dvaju zrakoplova u bliskoj formaciji. Korišten je modificirani model noseće linije, čijom je implementacijom opisana aerodinamička interferencija dvaju zrakoplova. Na ovaj način moguće je odrediti utjecaj vodećeg zrakoplova na prateći u ovisnosti o režimu leta i njihovom relativnom položaju. Kao rezultat ove preliminarne analize određene su veličine od primarnog interesa: sila otpora, uzgona i momenta valjanja pratećeg zrakoplova u ovisnosti o njegovom položaju u tragu vodećeg zrakoplova za režim pravocrtnog ravnotežnog leta.

**Ključne riječi:** formacijski let zrakoplova, aerodinamička interferencija, bespilotna letjelica.

## 1 UVOD

Poznato je da let ptica ili zrakoplova u formaciji značajno štedi energiju zbog povećane aerodinamičke efikasnosti. Ispitivanja mjerenjem iz leta formacije dvaju transportnih zrakoplova [4], pokazuje uštedu od 10%, dok ranija ispitivanja bilježe i do 18% uštede. Kako ispitivanja iz leta, tako i numerička istraživanja, naglašavaju važnosti optimalnog međusobnog položaja članova formacije i preciznog vođenja leta. Znanstveni i tehnološki napredak omogućit će pouzdan autonoman formacijski let, koji će osim uštede energije, odnosno smanjenja emisije stakleničkih plinova, omogućiti poboljšanu koordinaciju letjelica u preopterećenom zračnom prostoru, miješani formacijski let bespilotnih letjelica i letjelica s ljudskom posadom, obavljanje zadaća autonomnog nadolijevanja goriva ili zamjene baterije u letu te operacije leta većeg broja bespilotnih letjelica u roju.

Prvi korak u realizaciji autonomnog sustava upravljanja formacijskim letom jest modeliranje aerodinamičke interferencije članova formacije. Taj model u isto vrijeme mora biti dovoljno jednostavan kako bi bio primjenjiv u realnom vremenu i dovoljno sveobuhvatan da na zadovoljavajući način uključi efekte aerodinamičke interferencije. Takav je model modificirane noseće linije, opisan u [5], primijenjen u ovom radu. Nekoliko recentnih radova opisuje primjenu ovog modela na let raznih formacija, od formacija borbenih lovačkih zrakoplova [2] do formacija bespilotnih letjelica [6].

Zajednički nazivnik svih tih istraživanja jest činjenica da članove formacije uvijek čine jednaki zrakoplovi.

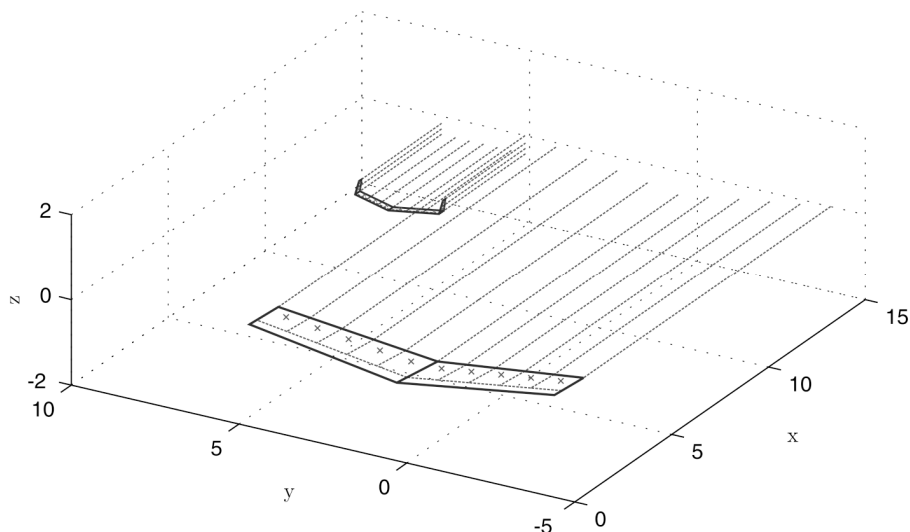
Ovim radom želi se ispitati primjenjivost modificirane metode noseće linije za analizu aerodinamičke interferencije miješane bliske formacije koju čini mali putnički zrakoplov i prateća bespilotna letjelica, značajno manje mase i dimenzija. Također je potrebno provjeriti je li ovaj formacijski let ostvariv, ponajprije zbog momenta valjanja na prateći zrakoplov, uzrokovanog tragom vodećeg zrakoplova. Dobiveni rezultati bit će uspoređeni s rezultatima iz literature, a razmotrit će se ograničenja i moguća poboljšanja na modelu.

## 2 AERODINAMIČKI MODEL FORMACIJE

U radu razvijen matematički model modificirane metode noseće linije za bliski formacijski let zrakoplova implementiran je u programskom paketu MATLAB. Prednosti ove jednostavne metode su njezina numerička efikasnost, mogućnost rekonfiguracije formacije za vrijeme leta, a pogodna je za analizu većeg broja zrakoplova u formaciji. Prandtlova temeljna metoda noseće linije krilo zamjenjuje nosećom linijom na pravcu četvrtine tetive na kojoj je smješten vezani vrtlog. Za isto jednoliko strujanje fluida, sile uzgona i induciranog otpora na mjestu vezanog vrtloga jednake su onima na krilu. Modificirana metoda noseće linije izvedena je za složenije geometrije krila, na način da se na svakom segmentu krila nalazi jedan potkovičasti vrtlog te, za razliku od temeljne metode, može analizirati strelasta krila i krila s dihedralom. Konfiguracija letjelice opisana je samo krilom, odnosno zanemareno je tijelo, te se korijenska tetiva nalazi u ravnini simetrije takve konfiguracije.

### 2.1 Geometrija i diskretizacija

Krilo vodećeg zrakoplova postavljeno je u koordinatni sustav s ishodištem na četvrtini korijenske tetive krila, os  $x$  postavljena je u pravcu i smjeru brzine iz beskonačnosti  $V_\infty$ , os  $z$  je u ravnini simetrije krila, a os  $y$  duž raspona desnog krila, kao što je prikazano na Slici 1.



Sl. 1. Prikaz relativnog položaja zrakoplova u formaciji i diskretizacije krila

Lokacija pratećeg zrakoplova, odnosno četvrtina njegove korijenske tetive, u struji iza vodećeg, definirana je radij vektorom položaja  $\vec{r}_F$  u istom koordinatnom sustavu. Zbog malog utjecaja na prateći zrakoplov i relativno velike udaljenosti od optimalnog položaja pratećeg zrakoplova, repne površine vodećeg zrakoplova nisu razmatrane. Krilo pratećeg zrakoplova podijeljeno je na  $m$ , a vodećeg na  $n$  segmenata, kojima su pridruženi potkovičasti vrtlozi. Kao i kod temeljne metode noseće linije, vezani vrtlozi svakog segmenta pružaju se duž linije četvrtine tetive krila, dok se kontrolna točka segmenta nalazi na 3/4 tetive na sredini svakog segmenta. Potkovičasti vrtlog, pored vezanog vrtloga, ima dva slobodna vrtloga za koje je pretpostavljeno da su pravocrtni, paralelni s brzinom iz beskonačnosti i kao takvi čine nepromjenjivi vrtložni trag krila. Slika 1. prikazuje potkovičaste vrtloge svakog segmenta te pripadajuću kontrolnu točku. Indeksima  $i$  i  $k$  označeni su segmenti krila pratećeg, odnosno vodećeg zrakoplova, a indeksima  $j$  i  $l$  označene su kontrolne točke na krilima pratećeg, odnosno vodećeg zrakoplova.

## 2.2 Model vodećeg zrakoplova

Vodeći zrakoplov promatra se u slobodnoj neporemećenoj struji standardnom procedurom modificiranog modela noseće linije opisanom u [5]. Ispunjavanjem rubnog uvjeta tangencijalnog optjecanja u kontrolnim točkama segmenata, može se izvesti matricna jednadžba intenziteta cirkulacije  $\Gamma_L$  na njegovu krilu:

$$\Gamma_L = -\mathbf{D}_L^{-1} \cdot \mathbf{E}_L, \quad (1)$$

gdje je  $\mathbf{E}_L$  matrica projekcija brzine iz beskonačnosti na normale segmenata  $\vec{n}_l$ . U  $l$ -toj kontrolnoj točki ona je jednaka:

$$E_l = \vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_l, \quad l = 1 \dots n. \quad (2)$$

Pri tome matricu  $\mathbf{D}_L$  čine elementi  $D_{kl}$ , odnosno projekcije brzina na normale segmenata  $l$  inducirane vrtlozima jedinične cirkulacije sa segmenta  $k$  u skladu s Biot-Savartovim zakonom [5].

## 2.3 Model formacije

Utjecaj krila vodećeg zrakoplova i njegova traga, očituje se na krilu pratećeg zrakoplova kroz brzinu koju induciraju vrtlozi krila vodećeg. Projekcija inducirane brzine na normalu u kontrolnoj točki pratećeg zrakoplova zbroj je utjecaja potkovičastih vrtloga s pratećeg zrakoplova intenziteta  $\Gamma_F$  i s vodećeg zrakoplova  $\Gamma_L$ :

$$w_j = \sum_{i=1}^m B_{ij} \Gamma_{F_i} + \sum_{k=1}^n D_{kj} \Gamma_{L_k}, \quad j = 1 \dots m. \quad (3)$$

$B_{ij}$  i  $D_{kj}$  su projekcije brzina na normalu  $j$ -te kontrolne točke induciranih vrtlozima jedinične cirkulacije. Određivanje matrice intenziteta cirkulacije  $\Gamma_F$  na krilu pratećeg zrakoplova u formaciji svodi se na rješavanje matricne jednadžbe:

$$\Gamma_F = -\mathbf{B}^{-1} \cdot (\mathbf{E} - \mathbf{D} \cdot \Gamma_L), \quad (4)$$

gdje su  $\mathbf{B}$  i  $\mathbf{D}$  matrice utjecaja vrtloga na projekciju brzine u kontrolnoj točki segmenta krila pratećeg, odnosno vodećeg zrakoplova, čine ih elementi  $B_{ij}$  i  $D_{kj}$ . Matrica  $\mathbf{E}$  projekcija brzine iz beskonačnosti na normale segmenata u  $j$ -tim kontrolnim točkama, izvedena prema (2). Razvijeni model (4) zanemaruje utjecaj pratećeg zrakoplova na vodeći, odnosno  $\Gamma_F$  na  $\Gamma_L$ .

## 2.4 Aerodinamički koeficijenti

Koeficijenti uzgona i induciranog otpora pratećeg zrakoplova jednaki su:

$$C_L = \frac{4b}{S_{ref} V_\infty m} \sum_{i=1}^m \Gamma_{F_i}, \quad (5)$$

$$C_{Di} = \frac{4b}{S_{ref} V_\infty^2 m} \sum_{i=1}^m w_i \Gamma_{F_i}, \quad (6)$$

gdje je  $w_i$  inducirana brzina u kontrolnoj točki na četvrtini tetive i sredini segmenta od svih potkovičastih vrtloga formacije, izvedena na način sličan onome u prethodnom potpoglavlju. Koeficijent momenta valjanja jednak je:

$$C_l = \frac{2}{S_{ref} V_\infty m} \sum_{i=1}^m y_i \Gamma_{F_i}, \quad (7)$$

gdje  $y_i$  koordinata sredine  $i$ -tog segmenta, a  $c_i$  duljina tetive na sredini tog segmenta.

## 3 REZULTATI I DISKUSIJA

Za analizu su odabrane dvije konfiguracije zrakoplova; mali putnički zrakoplov, nalik na *Piper Cherokee PA-28* [3], u daljnjem tekstu - zrakoplov A, i električna bespilotna letjelica konfiguracije letećeg krila *FW25* [1], u daljnjem tekstu - zrakoplov B. U Tablici 1 dani su osnovni podaci tih zrakoplova. Analiza je provedena za stacionarni režim pravocrtnog ravnotežnog leta formacije u atmosferi bez vjetra na visini od 500 m pri brzini od 45 m/s. Pretpostavljeno je da se ravnotežni let pratećeg zrakoplova u poremećenoj struji iza vodećeg zrakoplova ostvaruje jednakim odklonima kontrolnih površina kao i u neporemećenoj struji u istom režimu leta (engl. *baseline trim*).

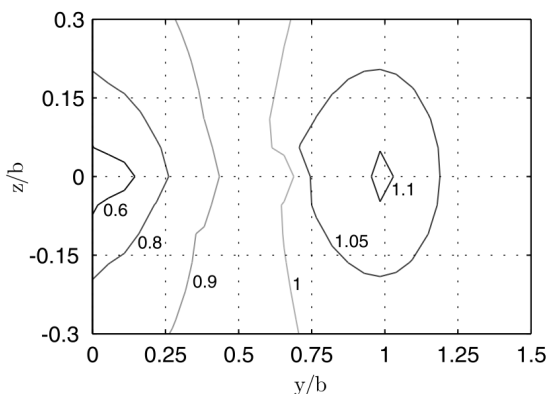
Za veličinu prikladnu za razmatranje aerodinamičkog utjecaja i efikasnosti pratećeg zrakoplova u formaciji, odabran je omjer sile uzgona L i otpora D. Ovaj omjer jednak je omjeru koeficijenata sile uzgona (5) i koeficijenta sile induciranog otpora (6) uvećanog za koeficijent nultog otpora  $C_{D0}$ . Rezultati su izraženi u postotku baznog L/D, odnosno omjera sile uzgona i otpora istog zrakoplova u slobodnoj struji zraka pri istim uvjetima leta.

Tablica 1. Osnovni podaci o zrakoplovima

		zrakoplov A	zrakoplov B
raspon krila	$b$	9,15 m	2,5 m
korijenska tetiva krila	$c_r$	2,12 m	0,25 m
vršna tetiva krila	$c_t$	1,5 m	0,25 m
kut strijele četvrtine tetive krila	$\Lambda_{1/4}$	1,48°	20°
kut dihedrala	$\phi$	6°	0°
referentna površina krila	$S_{ref}$	16,56 m <sup>2</sup>	0,625 m <sup>2</sup>
maksimalna poletna težina	$W$	10673 N	54 N
uvijanje krila	$\alpha_t - \alpha_r$	-2°	0°
koeficijent nultog otpora	$C_{D0}$	0,0259	0,0022

### 3.1 Formacija dvaju zrakoplova A

S ciljem validacije izrađenog matematičkog modela provedena je analiza bliskog formacijskog leta dvaju zrakoplova A. Efekti utjecaja vodećeg zrakoplova na prateći promatraju se u ravnini na koordinati  $x = b_A$ , odnosno na međusobnoj uzdužnoj udaljenosti od jednog raspona krila zrakoplova A. Slika 2 prikazuje konturni dijagram promjene  $L/D$  na ovoj  $x$  koordinati u ovisnosti o  $y$  i  $z$  koordinati pratećeg zrakoplova u promatranom koordinatnom sustavu. Valja primijetiti da se optimalno područje nalazi približno na koordinatama  $y = b_A$  i  $z = 0$ , odnosno u položaju u kojem se vršni vrtlog s desnog krila vodećeg zrakoplova poklapa s vršnim vrtlogom lijevog krila pratećeg zrakoplova. U ovom području ostvaruje se maksimalni  $L/D$  u iznosu 117% baznog  $L/D$ . Iznos povećanja  $L/D$  kao i pripadajući položaj optimalne točke u skladu je s rezultatima iz literature [6, 2].

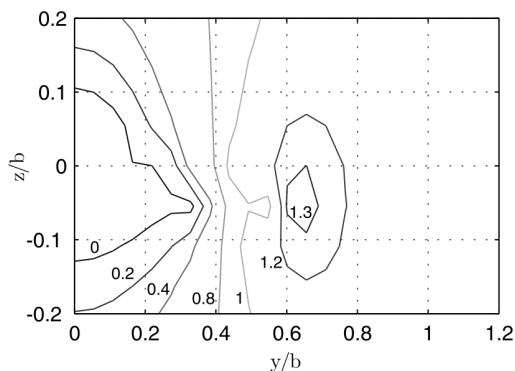


Sl. 2. Promjena  $L/D$  pratećeg zrakoplova A u formaciji iza zrakoplova A

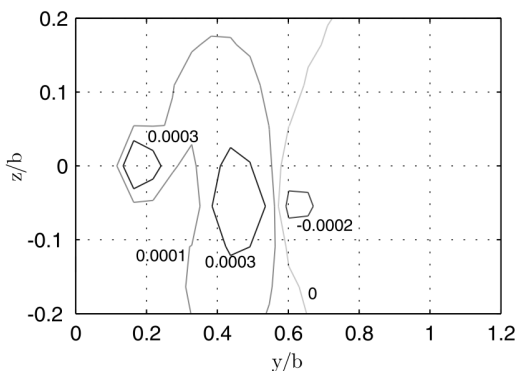
### 3.2 Formacija vodećeg zrakoplova A i zrakoplova B

Na sličan način provedena je analiza utjecaja malog putničkog zrakoplova (zrakoplov A) na prateću bespilotnu letjelicu (zrakoplov B), a ravnina u kojoj se promatra utjecaj postavljena je na istu koordinatu  $x = b_A$ . Na Slici 3 prikazani su konturni dijagrami promjene  $L/D$  u ovisnosti o  $z$  i  $y$  koordinatama. Za razliku od prethodnog slučaja, položaj optimalnog područja leta pratećeg zrakoplova nalazi se na koordinati  $z = -0,5$  m, gdje se ostvaruje maksimalni  $L/D$  od čak 136% baznog  $L/D$ . Uzrok tomu jest značajno veće krilo vodećeg zrakoplova, dok bočna koordinata iznosi  $y = 5,8$  m, što odgovara situaciji gdje se vrhovi krila lagano preklapaju.

Zbog konstrukcijskih ograničenja maksimalnog otklona kontrolnih površina, potrebno je provjeriti je li, u ovome području značajno povećanog  $L/D$ , ostvariva bočna ravnoteža. Konturni dijagram promjene koeficijenta momenta valjanja na istoj  $x$  koordinati prikazan je na Slici 4. Područje optimalnog  $L/D$  podudara se s područjem negativnog  $C_l$ , zbog povećane cirkulacije na lijevom krilu pratećeg zrakoplova. Bočnu ravnotežu pratećeg zrakoplova B na poziciji maksimalnog  $L/D$  iza vodećeg zrakoplova A moguće je ostvariti uz mali otklon elevona  $\delta_l = -0,11^\circ$ , određen temeljem poznatog gradijenta momenta valjanja po otklonu [1].



Sl. 3. Promjena L/D pratećeg zrakoplova B u formaciji iza zrakoplova A



Sl. 4. Koeficijent momenta valjanja pratećeg zrakoplova B u formaciji iza zrakoplova A

## 4 ZAKLJUČAK

Rezultati prikazani u ovom članku pokazuju da je let u bliskoj miješanoj formaciji, gdje manji zrakoplov slijedi znatno veći zrakoplov, ostvariv. Za promatrani slučaj bliske formacije bespilotne letjelice u tragu znatno veće letjelice opisani matematički model određuje optimalno područje s 36% većom vrijednosti L/D, što rezultira značajnim poboljšanjem performansi.

Prikazani model aerodinamičke interferencije formacijskog leta ograničen je na područje malih napadnih kutova, podzvučne brzine, ne uzima u obzir debljinu i zakrivljenost profila, otpor trenja, utjecaj trupa i stlačivosti.

Poboljšanja aerodinamičkog modela u sljedećim koracima istraživanja uključila bi:

- model jezgre vrtloga u tragu vodećeg zrakoplova te njegova disipacija,
- model deformacije krutog traga, odnosno razvoja traga krila,
- prilagodbu ravnotežnog leta pratećeg zrakoplova,
- optimiranje algoritma s ciljem izvođenja u realnom vremenu.

### Literatura:

- [1] Andrić, M., Model leta bespilotne letjelice konfiguracije letećeg krila, Diplomski rad, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2014.
- [2] Brodecki, M., Subbarao, K., Autonomous Formation Flight Control System Using In-Flight Sweet-Spot Estimation, *J. Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 38, 2015, pp. 1083–1096.
- [3] Janković, S., *Mehanika leta zrakoplova*, Sveučilište u Zagrebu, FSB, Zagreb, 2002.
- [4] Pahle, J., Berger, D., Venti, M.W., Faber, J.J., A Preliminary Flight Investigation of Formation Flight for Drag Reduction on the C-17 Aircraft, AIAA AFM Conference, 2012.
- [5] Phillips, W.F., Snyder, D.O., Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Theory, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 662-670.
- [6] Saban, D., Whidborne, J., Modeling of Wake Vortex Effects for Unmanned Air Vehicle Simulations, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2009.

### Autori:

**Marijan Andrić**, e-mail: [andric343@gmail.com](mailto:andric343@gmail.com)

**Milan Vrdoljak**, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zavod za zrakoplovstvo, Ivana Lučića 5, HR-10000 Zagreb, tel. 01/616-8530, e-mail: [milan.vrdoljak@fsb.hr](mailto:milan.vrdoljak@fsb.hr)