

UDK: 533.695.4(047)=861
COSATI: 20-04, 01-03, 14-02

Određivanje ugla povijanja struje na mestu horizontalnog repa modela aviona LASTA 95

Slobodan Lemajić, dipl.inž.¹⁾

Izložen je metod eksperimentalnog ispitivanja ugla povijanja struje na mestu horizontalnog repa modela aviona LASTA 95. Ispitivanje je izvršeno u podzvučnom aerotunelu T-35 za brzine neporemećene struje od 50 m/s i 100 m/s. Zadnji deo trupa modela, na mestu horizontalnog repa, modifikovan je tako, da prihvati držač piramidalne sonde. Prikazani su eksperimentalni rezultati i analizirane prednosti i nedostaci izabrane metode.

Ključne reči: Podzvučno strujanje, aerodinamički tunel, piramidalna sonda, kvalitet struje.

Korišćene oznake i simboli

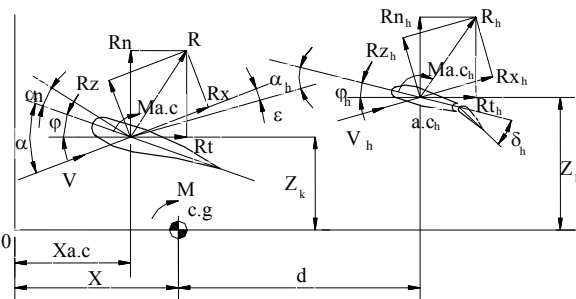
- S – uslovno usvojena površina krila,
 S_h – uslovno usvojena površina horizontalnog repa,
 ℓ – uslovno usvojena tetiva krila,
 ℓ_h – uslovno usvojena tetiva horizontalnog repa,
 α – napadni ugao krila (posmatran u odnosu na uslovno usvojenu tetivu krila),
 α_h – napadni ugao horizontalnog repa,
 φ_k – smeštajni ili konstrukcioni ugao krila posmatrano u odnosu na uslovno usvojeni pravac (uobičajeno je da to bude osa trupa aviona),
 φ_h – smeštajni ugao horizontalnog repa,
 d, Z_h – koordinate horizontalnog repa u odnosu na centar gravitacije,
 CG – centar gravitacije,
 ac_h – aerodinamički centar horizontalnog repa,
 M – rezultujući aerodinamički momenat,
 M_h – rezultujući aerodinamički moment horizontalnog repa,
 Mac_h – moment horizontalnog repa oko ac_h ,
 R – rezultujuća aerodinamička sila,
 R_h – rezultujuća aerodinamička sila horizontalnog repa,
 Rt_h – tangencionalna komponenta rezultujuće aerodinamičke sile horizontalnog repa,
 Rn_h – normalna komponenta rezultujuće aerodinamičke sile horizontalnog repa,
 Cm_h – koeficijent rezultujućeg aerodinamičkog momenta horizontalnog repa,
 Cm_{ac_h} – koeficijent momenta horizontalnog repa oko ac_h ,
 q – dinamički pritisak neporemećene struje,
 q_h – dinamički pritisak u području horizontalnog repa,
 Cn_h – koeficijent normalne komponente rezultujuće aerodinamičke sile horizontalnog repa.

Uvod

JEDNA u nizu bitnih stvari u projektovanju aviona jeste izbor i pozicioniranje horizontalnog repa. Primarni zahtev za repne površine jeste stabilizacija aviona posle dejstva

malih poremećaja, a drugi, ne manje važan zahtev, ogleda se u funkciji kontrole aviona u letu gde horizontalni rep, sa svojim pokretnim i nepokretnim površinama, ima za zadatak kontrolu kretanja oko poprečne ose. Strujna slika horizontalnog repa se razlikuje od strujne slike krila prevashodno zbog snažnog uticaja trupa i poremećenog strujanja izazvanog dejstvom vezanih i slobodnih vrtloga sa krila. Vezani vrtlozi su od velikog uticaja u neposrednoj blizini krila gde prouzrokuju strujanja prema gore, ispred krila i strujanja prema dole, iza krila. Ovaj uticaj naglo pada sa udaljavanjem iza krila.

Ispitivani model aviona je klasične konstrukcije, sa položajem krila i horizontalnim stabilizatorom, kako je to prikazano na sl.1.



Slika 1. Međusobni položaj krila i horizontalnog repa i sile koje deluju na njih

Da bi se zadovoljio primarni zahtev za repne površine, a to je stabilizacija aviona, potrebno je uspostaviti momentnu ravnotežu oko centra gravitacije (CG).

U najopštijem slučaju na avion deluju aerodinamičke sile, sile uzgona i otpora, sile gravitacije, odnosno sile zemljine teže i propulzivne sile pogonske grupe. Ove sile mogu da se redukuju na težište aviona, pri čemu se dobija rezultujuća sila R i rezultujući momenat M oko težišta aviona. Rezultujući momenat oko težišta aviona može da se prikaže kao zbir svih momenata:

$$\sum M = M_k + (M_g + M_p + M_t) + M_h \quad (1)$$

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

gde su indeksima označeni: k – krilo, g – gondole motora, p – pogonska grupa, t – trup, h – horizontalni rep.

Ako se prividno zanemari razmatranje rezultujućeg momenta nastalog od krila, gondole, pogonske grupe i trupa na CG i posmatra samo dejstvo rezultujućeg momenta horizontalnog repa, na osnovu sl.1 sledi:

$$M_h = M_{ac_h} + R_{t_h} \cdot Z_h - R_{n_h} \cdot d \quad (2)$$

Deljenjem izraza (2) sa proizvodom ($q \cdot S \cdot l$) i njegovim sredjivanjem, dobija se bezdimenzioni oblik izraza (2) koji glasi:

$$C_{m_h} = C_{m_{ac_h}} \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot l} \cdot \frac{q_h}{q} + C_{t_h} \frac{S_h \cdot a_h}{S \cdot l} Z_h - C_{n_h} \frac{S_h}{S \cdot l} \cdot \frac{q_h}{q} d \quad (3)$$

Prva dva člana u (3) su zanemarljivo mali u odnosu na treći član, pa kao takvi mogu da se zanemare. U tom slučaju se dobija:

$$C_{m_h} = -C_{n_h} \frac{S_h}{S} \frac{d}{l} \eta_h \quad (4)$$

gde je odnos dinamičkih pritisaka na mestu horizontalnog repa i dinamičkog pritiska neporemećene struje zamenjen izrazom η_h i predstavlja faktor usporavanja, koji zavisi od položaja horizontalnog repa u odnosu na krilo i koeficijenta uzgona krila, tj. napadnog ugla krila. Izraz ($S_h \cdot d / S \cdot l$) predstavlja koeficijent volumena horizontalnog repa ili relativni volumen horizontalnog repa i označava se sa V_h pa (4) dobija oblik:

$$C_{m_h} = -C_{n_h} \cdot V_h \cdot \eta_h \quad (5)$$

Ako se umesto izraza za C_{n_h} uzme da je:

$$C_{n_h} = \left(\frac{dC_n}{d\alpha} \right)_h \cdot \alpha_h \quad (6)$$

gde α_h predstavlja napadni ugao horizontalnog repa, prema sl.1 proističe da je:

$$\alpha_h = \alpha - \varepsilon + \varphi_h - \varphi_k \quad (7)$$

čime je uspostavljena veza sa napadnim uglom krila. U (7) figuriše osim geometrijskih veličina φ_h i φ_k i veličina ε , koja predstavlja ugao povijanja struje. Zamenom izraza (7) u izraz (6), posle sredjivanja, dobija se konačan izraz za doprinos horizontalnog repa, koji glasi:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_h = \frac{a_h}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) V_h \cdot \eta_h \quad (8)$$

gde a_h , odnosno a predstavlja gradijente krive uzgona horizontalnog repa, tj. krila. Kao što se vidi iz (8), na stabilnost aviona utiče veličina $d\varepsilon/d\alpha$. Ovaj izraz predstavlja gradijent krive povijanja, tj. promenu ugla povijanja sa napadnim uglom krila. Da bi se dobila tražena stabilnost aviona potrebno je da se što tačnije odredi uticaj povijanja struje. Ovaj faktor se najbolje određuje eksperimentalnim putem u aerotunelskim ispitivanjima, kao što je opisano u [1 i 2]. U daljem tekstu biće reči o primenjenoj metodi određivanja povijanja struje sa prikazom rezultata merenja na modelu aviona *LASTA 95* razmere 1:5.

Metode određivanja ugla povijanja

Dosadašnja iskustva u istraživanju i merenju kvaliteta struje, u šta spada i povijanje struje su pokazala, da se podjednako kvalitetno mogu da primene dve metode [1]:

- direktna metoda i
 - indirektna (ili posredna) metoda.
- Izbor, pored ostalog, zavisi i od pristupačnosti prostora i raspoložive opreme.

Pri merenju direktnom metodom, tzv. »metodom nule«, merač (sonda) se postavlja na obrtno postolje, tj. koordinator [2] i obrće sve dok se njegova osa (osa sonde) ne poklopi sa pravcem nadolazeće struje vazduha. Ugao obrtanja merača, u odnosu na neku fiksiranu osu, jednak je uglu skretanja struje. Poklapanje ose merača sa pravcem struje vazduha određuje se po pokazivačima diferencijalnog manometra ili diferencijalnog davača pritiska, koji je spojen sa ulaznim otvorima merača. U momentu poklapanja, razlika pritiska na manometru (davaču), treba da bude jednaka nuli ($\Delta p = 0$).

Kod posredne metode merenja, pravac merača (sonde) ostaje isti u odnosu na zidove aerotunela, a ugao povijanja vazdušne struje određuje se iz kalibracione krive sonde. Sonda se prethodno baždari u praznom aerotunelu koji nema povijanje struje [3]. Pad pritiska se meri diferencijalnim manometrom. Zbog jednostavnosti i mogućnosti postavljanja nekoliko merača (»češljeva«), posredna metoda se često primenjuje kod baždarenja aerotunela.

»Metoda nule« ima preimućstvo u odnosu na posrednu metodu kod merenja ugla povijanja u poremećenoj struji, tj. u tragu iza tela koje se opstrujava. Tipičan primer takvog opstrujavanja je i poremećaj struje oko trupa i krila na mestu horizontalnog repa.

Postavka modela i način merenja

Za ispitivanje je korišćen model aviona *LASTA 95* bez horizontalnog repa, slike 2, 3 i 4. Ispitivanje modela je izvršeno u radnom delu 3.2x4.2 m, podzvučnog aerotunela T-35, pri brzinama struje vazduha $V=50, 100$ m/s. Model razmere 1:5, postavljen je na obrtni zglobovi centralne noge aerovage TEM T-35 i povezan sa zadnjim nosačem koji omogućava promenu napadnog ugla modela.

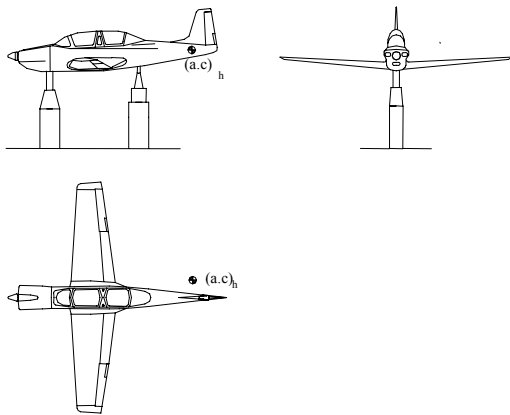
Zadnji deo trupa, na mestu horizontalnog repa, je modifikovan tako da bi mogao da se prihvatio držač sonde, slika 5. Sonda ima mogućnost pomeranja u tri pravca kao što je prikazano na sl.5.



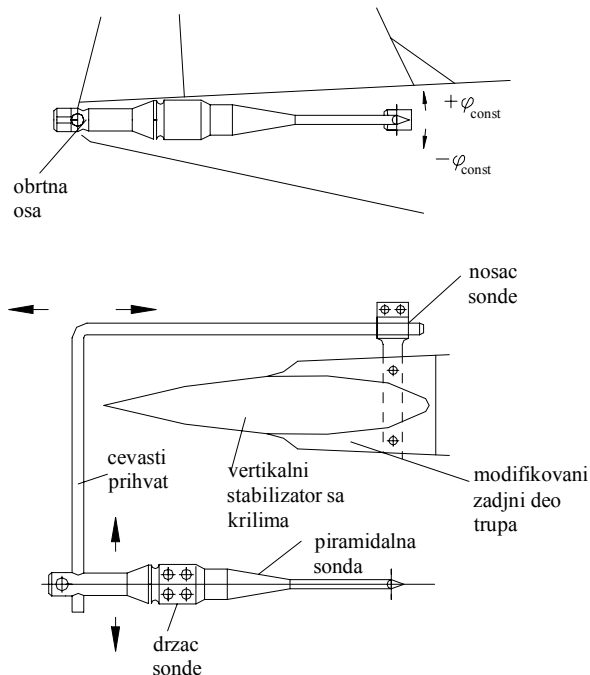
Slika 2. Postavka modela bez horizontalnog repa sa sondom u aerotunelu (pogled s prednjeg boka)



Slika 3. Postavka modela bez horizontalnog repa sa sondom u aerotunelu (pogled odozgo)



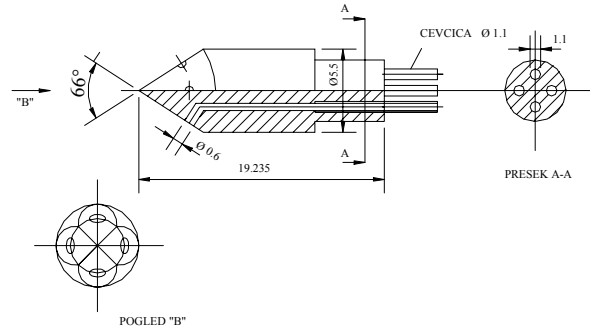
Slika 4. Šematski prikaz postavke



Slika 5. Šematski prikaz zadnjeg dela trupa bez horizontalnog repa sa prikazom ugradnje sonde

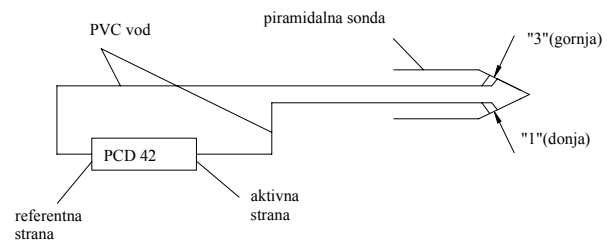
Za potrebe eksperimenta korišćena je piramidalna sonda, sl.6.

Sonda je izradjena prema preporukama datim u [4], prečnika $\varnothing 5,5$ mm sa procentom zaprečavanja od 0,038%, što je znatno ispod preporučene vrednosti od 0,1%. Vrh sonde, tj. piramida ima četiri otvora prečnika 0,6 mm postavljena u krst, sl.6.



Slika 6. Vrh piramidalne sonde

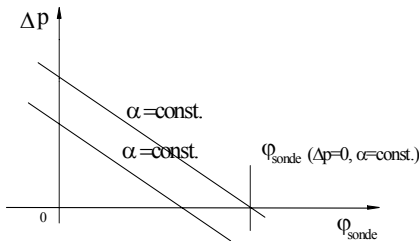
Korišćene su dve rupice na sondi u vertikalnoj ravni. U daljem tekstu oznaka »1« odnosiće se na donju rupicu, a »3« na gornju rupicu. Kako uređaj za određivanje povijanja struje nije automatizovan i prilagodjen direktnoj metodi, pa samim tim ne može da se primeni u formi kao što je opisano u delu u kojem se govori o metodama merenja, nužno je prilagoditi se izvedenom stanju. Kao što se vidi na slici 5, sonda ima mogućnost podešavanja po uglu (φ_{sonde}). Sonda se postavi na početno stanje na zadati ugao. Nivelisanje se obavlja pomoću optičke libele. Pri željenoj brzini vazdušne struje, meri se razlika pritiska na rupicama »1« i »3«. Razlika pritiska se meri diferencijalnim davačem PCD42 (firme DRUCK) od 70 mbara. Šematski prikaz povezivanja dat je na sl.7.



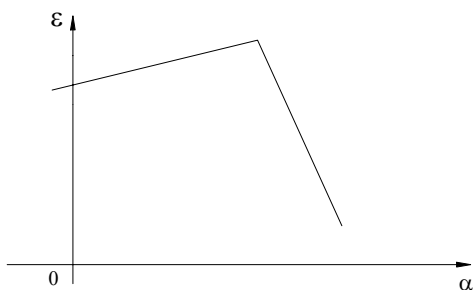
Slika 7. Šematski prikaz povezivanja piramidalne sonde sa diferencijalnim davačem pritiska

Ova merenja se vrše na zadatom broju uglova sonde i potrebnom broju napadnih uglova (α), modela. Na osnovu dobijenih vrednosti za Δp i zadatih vrednosti ugla sonde, φ_{sonde} , za konstantne napadne uglove, konstruiše se dijagram (sl.9), iz kojega se biraju vrednosti ugla sonde pri kojima je razlika pritiska ($\Delta p = p_1 - p_3$) jednaka nuli, tj. kad se pritisci na gornjoj (»3«) i donjoj (»1«) rupi izjednače. Postupak se sprovodi i pri određivanju tzv. "nultog" ugla povijanja. "Nulti" ugao povijanja je ugao povijene slobodne struje na mestu aerodinamičkog centra horizontalnog repa (ac_h). Taj ugao je potrebno oduzeti od vrednosti iz merenja sa modelom bez horizontalnog repa takodje za zadatu tačku. Dobijena vrednost predstavlja stvarni ugao povijanja vazdušne struje, i obično se

vazdušne struje, i obično se označava sa ε uz odgovarajuće prefikse. Na sl.9 še matski je dat prikaz oblika krive koja proističe iz merenja ugla povijanja vazdušne struje na mestu ac horizontalnog repa. Njen stvarni oblik i vrednosti ugla povijene struje na mestu ac horizontalnog repa prikazan je na sl.11.



Slika 8. Šematski prikaz određivanja „nultog ugla sonde“



Slika 9. Šematski prikaz ugla povijanja struje u ϕ -ji napadnog ugla

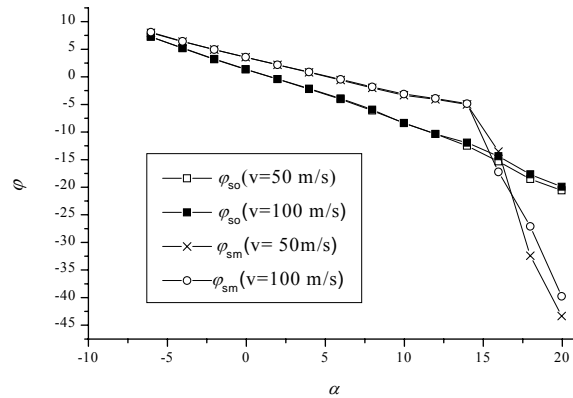
Rezultati merenja

Rezultati ispitivanja prikazani su u tabeli 1 i na slikama 10 i 11.

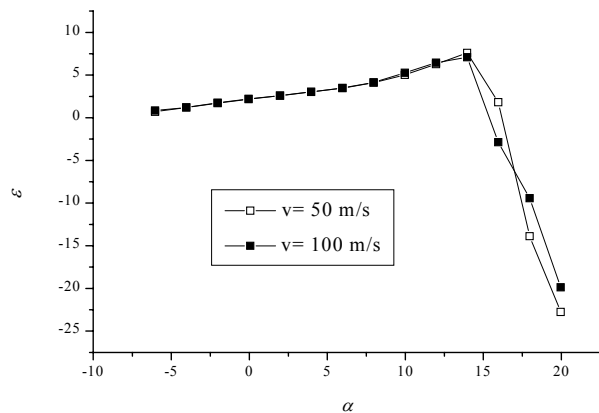
Tabela 1

$V = 50 \text{ m/s}$				$V = 100 \text{ m/s}$			
α	ϕ_{so}	ϕ_{sm}	ε	α	ϕ_{so}	ϕ_{sm}	ε
-6.04	7.264	7.966	0.7	-6.04	7.247	8.089	0.84
-4.04	5.169	6.38	1.21	-4.04	5.218	6.412	1.19
-2.03	3.183	4.934	1.75	-2.03	3.231	4.938	1.71
-0.04	1.349	3.554	2.21	-0.04	1.391	3.56	2.17
1.97	-0.418	2.175	2.59	1.97	-0.406	2.187	2.59
3.97	-2.218	0.818	3.04	3.97	-2.147	0.869	3.02
5.97	-4.045	-0.583	3.46	5.97	-3.925	-0.447	3.48
7.97	-6.107	-2.003	4.1	7.97	-5.955	-1.813	4.14
9.97	-8.35	-3.337	5.01	9.97	-8.382	-3.122	5.26
11.97	-10.348	-4.071	6.28	11.97	-10.359	-3.914	6.45
13.97	-12.496	-4.911	7.59	13.97	-11.939	-4.862	7.08
15.96	-15.366	-13.543	1.82	15.96	-14.386	-17.243	-2.86
17.97	-18.518	-32.411	-13.89	17.97	-17.672	-27.102	-9.43
19.96	-20.572	-43.331	-22.76	19.96	-19.903	-39.774	-19.87

Deo rezultata koji se odnosi na merenje razlike pritiska na sondi, iz kojih su dobijeni kako »nulti uglovi« povijene slobodne struje, tako i ugao povijanja struje od modela (trupa i krila bez horizontalnog repa) nalazi se u internim dokumentima.



Slika 10. Vrednosti ugla sonde bez prisustva modela i u prisustvu modela za različite napadne uglove i različite brzine struje vazduha u radnom delu aerotunela



Slika 11. Vrednosti ugla povijanja na mestu ac horizontalnog repa za različite napadne uglove i brzine struje vazduha u radnom delu aerotunela

Zaključak

Opisano rešenje za merenje povijanja struje vazduha na mestu horizontalnog repa, u odnosu na dosadašnje načine merenja, pokazuje dobar kvalitet prevashodno u odnosu na fleksibilnost sistema.

Loša strana ovog rešenja ogleda se u smanjenoj krutosti sistema veza model-sonda, što za posledicu ima podrhavanje sonda na većim napadnim uglovima. Medjutim, na to se svesno išlo zbog težnje da se smanji uticaj držača na merenja. Dobijeni rezultati, pokazuju da nema uticaja te vrste pri ispitivanim brzinama od 50 m/s i 100 m/s.

Literatura

- PEČIĆ,R. Trocevna sonda za određivanje pravca struje i njeno baždarenje u aerotunelu T-32. Int. dokument, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1972.
- MRKALJ,N. Određivanje ugla povijanja struje na mestu horizontalnog repa za model YUROM 1:8. Int. dokument, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1970.
- PEČIĆ,R. Određivanje ugla povijanja struje na mestu horizontalnog repa modela YUROM 1:4/B iz merenja u T-35. Int. dokument, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1972.
- MEDVED,B., PRICA,D. Merenje uglovnosti struje u radom delu aerotunela T-36. VII konferencija JAB-a, Zagreb 1985.
- OWER,N.S., PANKHURST,R.C. The measurement of air flow. New York, Pergamon Press, 1977.
- SCHLICHTING,H., TRUCKENBRODT,E. Aerodynamics of the airplane. McGraw NiK, Inc, 1979.
- NENADOVIĆ,M. Stabilnost i upravljivost letelica. drugi deo, Mašinski fakultet, Beograd, 1972.
- LEMAJIĆ,S. Ispitivanje povijanja struje na mestu aerodinamičkog centra horizontalnog repa modela aviona LASTA 95 površine 13,3 m². Int. dokument, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 2000.