

## Primene metoda za rešavanje potencijalnog strujanja u proračunu uzgonskih površina sa uključenom mehanizacijom

Nenad Kosanović, dipl.inž.<sup>1)</sup>

Izložene su mogućnosti i ograničenja primene metoda za rešavanje jednačine potencijalnog strujanja u oblasti projektovanja, proračuna, ispitivanja i reprojekovanja uređaja za povećanje uzgona.

**Ključne reči:** Uređaji za povećanje uzgona, panel metode, aerodinamičko opterećenje, idejni projekt, komandne površine, procep, verifikacija softvera.

### Korišćene oznake i simboli

$\rho$	– gustina fluida
$p$	– pritisak
$e$	– totalna energija fluida po jedinici zapremine
$\varphi$	– potencijal brzine
$u, \varphi_x$	– komponenta ukupne brzine u $x$ -pravcu
$v, \varphi_y$	– komponenta ukupne brzine u $y$ -pravcu
$w, \varphi_z$	– komponenta ukupne brzine u $z$ -pravcu
$k$	– koeficijent provođenja toplote
$\mu$	– dinamička viskoznost
$T$	– temperatura
$Ma$	– Mahov broj
$Ma_\infty$	– Mahov broj neporemećene struje
$Ma_{\infty cr}$	– kritičan Mahov broj
$\alpha$	– napadni ugao
$\frac{dC_l}{d\alpha}$	– gradijent uzgona
$\tau$	– debljina aeroprofila u % tetive
$\delta_f, \eta$	– otklon komandne površine
$E$	– odnos tetive komandne površine i tetive osnovnog aeroprofila
$c_{mac}$	– koeficijent momenta oko aerodinamičkog centra
$CT$	– aerodinamički koeficijent tangencijalne sile
$CN$	– aerodinamički koeficijent normalne sile
$CX$	– aerodinamički koeficijent sile otpora
$CZ$	– aerodinamički koeficijent sile uzgona
$CMY$	– aerodinamički koeficijent momenta propinjanja

### Uvod

OPISANE su metode koje omogućavaju analizu potencijalnog strujnog polja oko uzgonskih površina sa uključenom mehanizacijom i proračun aerodinamičkog

opterećenja na njima. Cilj je da se prošire softverske mogućnosti u oblasti proračuna aerodinamičkog opterećenja [1], s aspekta problematike krila sa otklonjenom komandnom površinom. U analizi su korišćeni programi MORINO (oblast čisto podzvučnog strujanja) i TOK (oblast strujanja sa zonama u kojima su moguće i brzine strujanja veće od brzine zvuka).

### Teorijski deo

Savremena mehanika fluida daje u formi Navije-Stoksovih jednačina najobuhvatniji opis raznih aerodinamičkih pojava. Ove jednačine opisuju termodinamičku ravnotežu fluida i za dvodimenzionalno strujanje (u daljem tekstu 2D) u Dekartovom koordinatnom sistemu glase:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial S}{\partial y} \quad (1)$$

pri čemu je:

$$w = \left\{ \rho \quad \rho u \quad \rho v \quad e \right\}^T$$

$$f = \left\{ \rho u \quad \rho u^2 \quad \rho uv + p \quad (e+p)u \right\}^T$$

$$g = \left\{ \rho v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad (e+p)v \right\}^T$$

$$R = \left\{ 0 \quad \tau_{xx} \quad \tau_{xy} \quad u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - k \frac{\partial T}{\partial x} \right\}^T$$

$$S = \left\{ \rho \quad \rho u \quad \rho v \quad u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - k \frac{\partial T}{\partial y} \right\}^T$$

gde su:  $u$  i  $v$  komponente ukupne brzine,  $\rho$  je gustina,  $p$  je pritisak,  $e$  je totalna energija po jedinici zapremine, a  $k$

<sup>1)</sup> Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

je koeficijent provođenja toplote. Viskozni naponi definisani su izrazima:

$$\begin{aligned}\tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{xy} &= \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)\end{aligned}\quad (2)$$

gde je  $\mu$  - dinamička viskoznost.

Navije-Stoksove jednačine se u svom osnovnom obliku (1), ili usrednjene po vremenu, koriste u analizi aerodinamičkih strujanja vezanih za proračun uticaja graničnog sloja (laminarni granični sloj, tačka prelaska laminarnog u turbulentni granični sloj, turbulentni granični sloj, međusobno sadejstvo dva granična sloja, pojava otcepljenja...), u analizi aerodinamičke buke, u proračunu baftinga itd.

Složene i sveobuhvatne, često u postupku rešavanja dugotrajne, Navije-Stoksove jednačine se mogu za analizu određenih aerodinamičkih pojava pojednostaviti. Zanemarivanjem uticaja viskoznih sila (eliminisanjem efekata viskoznosti) jednačine (1) se svode na Ojlerove jednačine oblika:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

koje se koriste za analizu strujanja sa jakim udarnim talasima. Uz dalju pretpostavku, da se strujanje može okarakterisati kao stacionarno i bezvrtložno, moguće je uvesti potencijal brzine  $\varphi$  čime se jednačine (3) svode na punu potencijalnu jednačinu oblika:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho\varphi_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho\varphi_y) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho\varphi_z) = 0 \quad (4)$$

Jednačina (4) važi za trodimenzionalno strujanje (3D u daljem tekstu) što je od interesa za tumačenje problema koji se rešava. Puna potencijalna jednačina se koristi u analizi aerodinamičkih fenomena koje karakteriše pojava slabih udarnih talasa.

Ako se pored zanemarivanja viskoznih i vrtložnih uticaja usvoji pretpostavka da su poremećajne brzine male u odnosu na brzinu fluida u neporemećenoj oblasti, i ako Mahov broj nije u okolini jedinične vrednosti, jednačina (1) se znatno uprošćava i nastaje izraz:

$$(1 - Ma_\infty^2)\varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = 0 \quad (5)$$

Ovo je linearizovana potencijalna jednačina koja ima široku upotrebu u analizi i proračunu čisto podzvučnih i čisto nadzvučnih strujanja.

### Opis programa TOK

Program TOK [2] u svojoj izvornoj verziji omogućuje 3D numerički proračun transsoničnog strujanja oko strelastog krila (klasičnog ili superkritičnog). U programu je urađena aproksimacija pune potencijalne jednačine (4) konačnim razlikama, pri čemu se koristi koordinatno invarijantna rotirana, nekonzervativna diferentna šema. Dobijene jednačine se rešavaju relaksacionom metodom, a računarska oblast u obliku paralelopipeda se dobija paraboličkim preslikavanjem fizičkog prostora oko krila.

Pored uprošćavanja (zanemarivanje uticaja viskoznosti, turbulencije, prilično gruba diferentna aproksimacija pune potencijalne jednačine i numeričke mreže), uz nužne greške numeričkog zaokružavanja, program TOK je pokazao, u praksi, da se i kvalitativno i kvantitativno može uvažavati. To potvrđuje poređenje dobijenih numeričkih rezultata sa eksperimentalnim podacima [2-4], gde je pokazana pouzdanost metode u domenu transsoničnih brzina, a s aspekta položaja i jačine udarnog talasa, raspodele aerodinamičkih koeficijenata duž raspona krila i vrednosti ukupnih aerodinamičkih koeficijenata uzgona, otpora i momenta.

Ograničenja programa s aspekta velikih napadnih uglova i ugla klizanja u sadejstvu sa velikom strelom napadne ivice najčešće se manifestuju pojavom nestabilnosti u iterativnoj proceduri.

Primeri u [3 i 4] potvrđuju činjenicu da program TOK može sasvim adekvatno da se koristi u analizi opstrujavanja 2D i 3D modela krila sa otklonjenom komandnom površinom kod kojih se procep između osnovnog dela krila i zakrilca može zanemariti.

### Opis programa MORINO

Programski paket MORINO [5 i 6] je zasnovan na metodi Greenove funkcije primenjene na jednačinu potencijala brzine. Na taj način je poremećajni potencijal ma u kojoj tački strujnog polja, zavisno od vrednosti potencijala i njegovog normalnog izvoda na površinu koja opkoljava telo i trag.

Integralna jednačina se dobija uz pretpostavku da se vrednost potencijala u nekoj tački strujnog polja približava vrednosti potencijala na površini tela kada ta tačka prilazi telu (površini).

Aerodinamičko telo (u našim primenama vazduhoplov) deli se na elemente (panele) na kojima se usvaja da su potencijal i njegov normalni izvod konstantni, čime se integralna jednačina svodi na skup linearnih algebarskih jednačina iz koga se dobijaju nepoznate vrednosti potencijala na svim elementima.

Granični uslov se definiše na stvarnoj geometriji. Uticaj stišljivosti uzet je u obzir Prandtl-Glauertovim pravilom.

Programski paket MORINO je unazad niz godina efikasan s aspekta globalnih proračuna aerodinamičkog opterećenja na složenim konfiguracijama tipa krilo-trup-repovi-podvesi, i s aspekta analize aerodinamičkih pojava u lokalnim oblastima na avionu, kao što su npr. strujanja u procepima (kanalima) između krila i zakrilca (pretkrilca) [7 i 8].

### Mesto i uloga metoda za rešavanje jednačina potencijalnog strujanja u proračunu uređaja za povećanje uzgona

Mogućnosti metoda koje rešavaju potencijalna strujanja i primenjivost dobijenih rezultata u problematici vezanoj za projektovanje uređaja za povećanje uzgona najbolje se mogu oceniti na osnovu poređenja numeričkih i eksperimentalnih rezultata. Za veliki broj različitih konfiguracija za koje postoje rezultati eksperimentalnih ispitivanja [9-11], obavljani su i odgovarajući numerički proračuni. Poređenjem numeričkih i eksperimentalnih rezultata, sa gledišta mesta i uloge numeričkog proračuna potencijalnog strujanja u fazama projektovanja, proračuna, ispitivanja i reprojekovanja uređaja za povećanje uzgona, mogu da se izdvoje sledeći zaključci:

- rezultati koji se odnose na opterećenje uređaja za povećanje uzgona (koeficijenti sila i momenata, raspodele duž razmaha i tetiva), dobijeni numeričkim postupkom, pouzdani su i u celini zadovoljavaju potrebe vezane za *preliminarnu* fazu projekta;
- iskustva stečena u analizi dobijenih numeričkih rezultata na velikom broju sličnih konfiguracija (variranjem samo jednog parametra od važnosti, na primer oblika napadne ivice, oblika procepa, položaja šarnirne ose) mogu da se uspešno iskoriste u tumačenju dobijenih eksperimentalnih rezultata;
- numerička analiza brzo, jeftino i bez potrebe dodatnih duvanja omogućava eventualne manje modifikacije već ispitivane konfiguracije (značajno za *završnu* fazu projekta, ili za potrebe naknadnog reprojekta);
- iskustva pokazuju da je uloga numeričkih metoda prilično ograničena u fazi odabira naredne konfiguracije na osnovu određenog broja uređaja za povećanje uzgona prethodno razmatranih u idejnoj fazi projekta;
- za proces optimizacije uređaja za povećanje uzgona aspekta maksimalnog koeficijenta uzgona (ili s aspekta najpovoljnijeg odnosa *uzgon/otpor* za unapred usvojeni koeficijent uzgona) mogućnosti primene numeričkih metoda zasnovani na proračunu potencijalnog strujanja su izuzetno ograničene, a razlog tome je, pre svega, činjenica da su u opisu strujanja (4 i 5), potpuno zanemareni efekti viskoznosti i vrtložnosti.

Kroz prikaz rezultata dobijenih programima MORINO i TOK na izabranim primerima 2D i 3D konfiguracija, daje se detaljnije i slikovitije objašnjenje i potvrda zaključaka.

#### Korišćenje numeričkih metoda u proračunu opterećenja

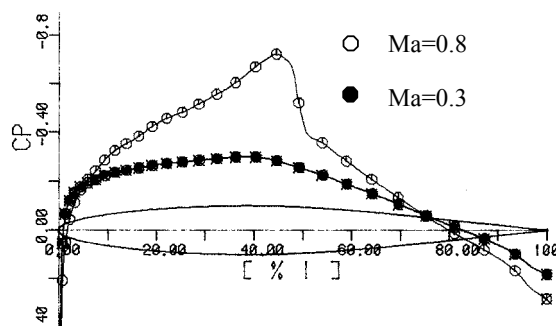
U fazi pretprojekta, pre svega za potrebe preliminarne dimenzionisanja strukture i komandi uređaja za povećanje uzgona na realnoj konfiguraciji aviona ili za potrebe dimenzionisanja modela za ispitivanje u tunelu, od posebne važnosti su pouzdani podaci o vrednostima aerodinamičkog opterećenja. Softverom kojim raspolaže *VTI VJ* moguće je da se ostvari niz neophodnih koraka ka kvalitativnom i kvantitativnom proračunu aerodinamičkog opterećenja na konfiguracijama tipa glavna uzgonska površina - komandna površina.

Polazi se od 2D modela, pri čemu se analizira čisti aeroprofil (konfiguracija kada je komandna površina, bilo u zoni napadne ivice, bilo u zoni izlazne ivice u neotklonjenom položaju). Rezultati od interesa koji se dobijaju programima MORINO i TOK su raspodele koeficijenta pritisaka duž gornjake i donjake aeroprofila za niz Mahovih brojeva. Programom MORINO moguće je dobiti raspodele za čisto podzvučno strujanje, a u graničnom slučaju za  $Ma=0$  i za čisto nestišljivo strujanje. Programom TOK moguće je verifikovati i raspodele za čisto podzvučno strujanje, ali učiniti i korak više. Ako je za analizu od interesa, programom TOK određuje se i momenat kada se na aeroprofilu javlja oblast podzvučno-nadzvučnog karaktera, tj definiše se proračunski kritični Mahov broj razmatranog aeroprofila.

Na sl.1 je data raspodela koeficijenta pritiska za dva Mahova broja  $Ma = 0.3$  i  $Ma = 0.8$ , dobijena programom TOK. Očigledno je da je moguće varirajući Mahov broj doći do kritičnog Mahovog broja aeroprofila i momenta pojave udarnog talasa.

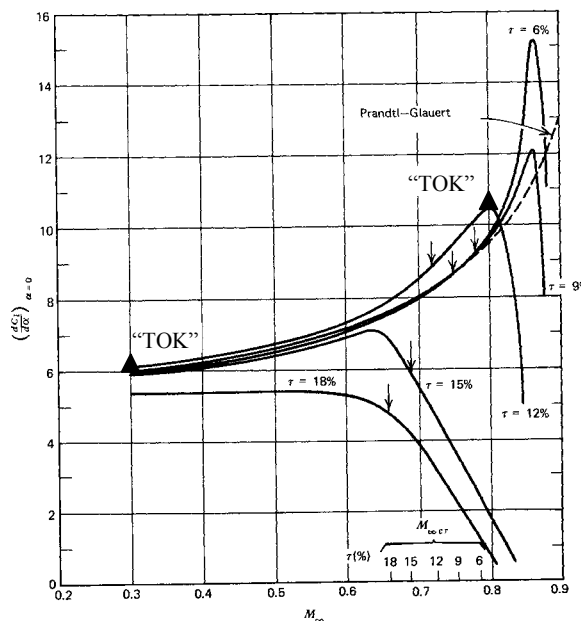
Dostupni eksperimentalni podaci porede se sa proračunskim. Rezultati dobijeni metodom koja rešava punu potencijalnu jednačinu (program TOK) i rezultati

dobijeni metodom panela (program MORINO, linearizovana jednačina potencijala) za čisto podzvučne Mahove brojeve, gotovo su identični (za detalje vidi [3]), uz činjenicu, da je utrošeno računarsko vreme u slučaju panel metode znatno kraće.



Slika 1. Raspodela koeficijenta pritiska na gornjaci (donjaci) aeroprofila NACA 64A010 dobijena programom TOK ( $\alpha = 0^\circ$ )

Nastavak analize 2D modela (aeroprofila) za slučaj visokih dozvučnih Mahovih brojeva sastoji se u verifikaciji programa TOK na način prikazan na sl.2 na primeru aeroprofila NACA 64A010, odnosno za slučaj čistog podzvučnog Mahovog broja (program MORINO) na način prikazan na sl.3, na primeru aeroprofila GA(W)-1 ([7 i 8]). Ovaj korak se odnosi na analizu i poređenje sa eksperimentalnim podacima s aspekta globalnih aerodinamičkih karakteristika aeroprofila.



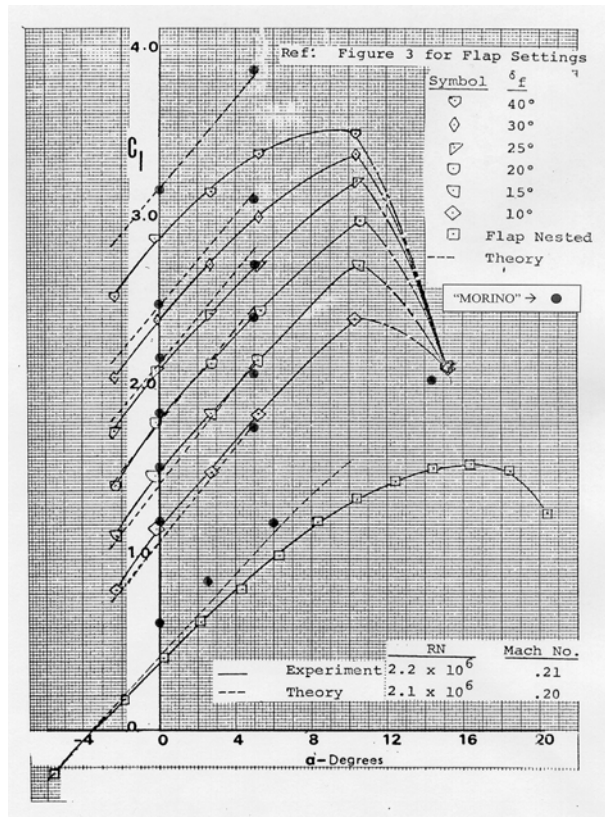
Slika 2. Gradient uzgona dat u funkciji Mahovog broja. Izmerene vrednosti-puna linija, Prandtl-Glauertovo pravilo-isprekidana linija [12]

Sa aeroprofila, u nastavku analize prelazi se na 2D model glavna uzgonska površina-otklonjena komandna površina (sa mogućnošću modeliranja realnog procepa).

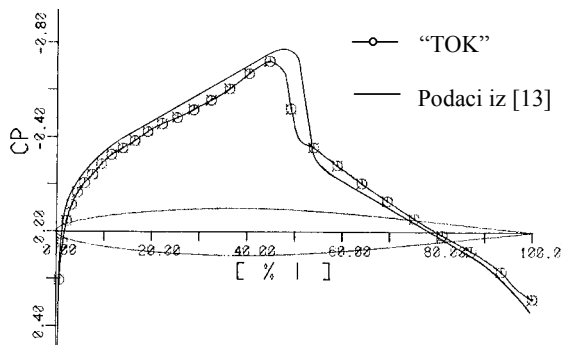
Kako je prikazano u [3 i 4] odgovarajućim prilagodavanjima u ulaznoj datoteci program TOK je u stanju da reši 2D i 3D probleme transsoničnog opstrujavanja i čistog krila i krila sa mehanizacijom (krilo+zakrilce). Program MORINO, uz već navedenu činjenicu da razmatra samo čista podzvučna strujanja, po

ostalim pitanjima daleko je fleksibilniji i u stanju je da razmatra aerodinamičko strujanje oko višekomponentnih složenih konfiguracija tipa krilo+pret-krilce+zakrilce sa realnim procepcima.

Naredni korak u analizi opterećenja uređaja za povećanje uzgona sastoji se u analizi raspodela koeficijenta pritiska duž gornjake i donjake osnovnog aeroprofila, i komandnih površina. Analizom se može razmatrati uticaj Mahovog broja, uticaj napadnog ugla, uticaj otklona komandne površine itd. U slučaju da postoje podaci sa duvanja i numerički rezultati drugih programa, analiza se može proširiti i u smislu poređenja numeričkih i eksperimentalnih rezultata, kako je to prikazano na slikama 3,4,5,6 i 7.



Slika 3. Eksperimentalni i proračunski podaci za uzgon. Konfiguracija: 2D model aeroprofil GA(W)-1+Fowler zakrilce

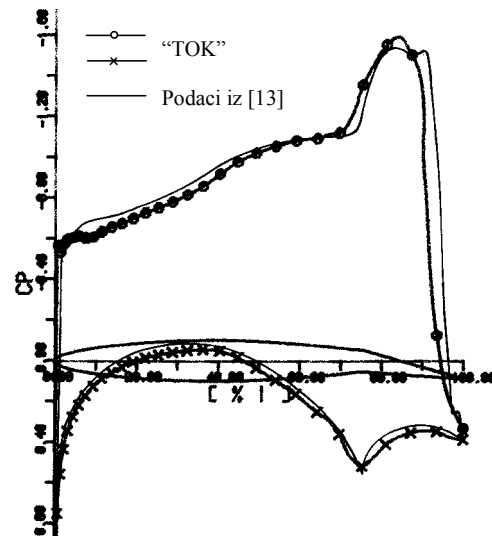


Slika 4. Poređenje rezultata za koeficijente pritiska iz [13] sa rezultatima dobijenim programom TOK za aeroprofil NACA 64A010 ( $Ma=0.8$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )

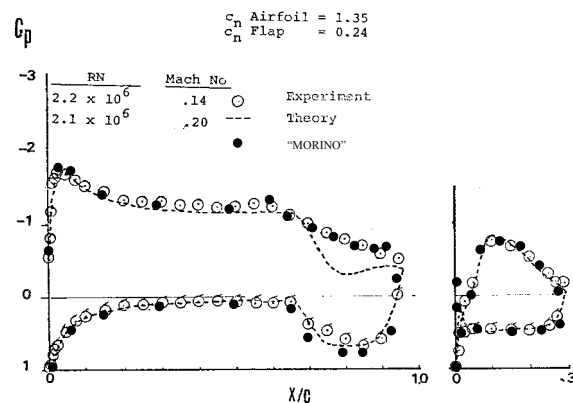
Slaganja numeričkih rezultata sa eksperimentalnim podacima sasvim su zadovoljavajuća sa gledišta potreba preliminarne analize i dimenzionisanja uređaja za

povećanje uzgona.

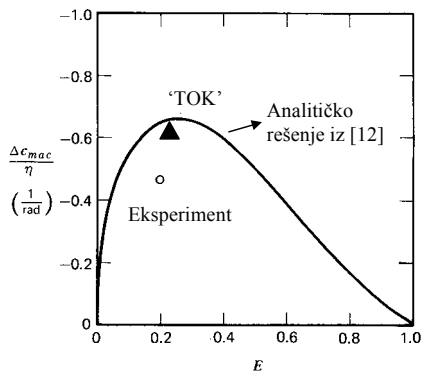
U početnoj fazi istraživanja uređaja za povećanje uzgona, najčešće se razmatraju i analiziraju 2D modeli (i kad je eksperiment u pitanju i kad se analiza vrši metodama numeričke aerodinamike). Po optimizaciji 2D modela pristupa se proveru u tunelu i samog 3D modela. Doprinos numeričkog proračuna na 3D modelima može se pokazati na dva primera uzeta iz [4]. U prvom [14] je razmatrano strelasto krilo pri  $Ma = 0.6$ ,  $\alpha = 0^\circ$  i  $\delta_f = 10^\circ$ . Slučaj, znači, reprezentuje strujanje oko krila pri visoko dozvučnim brzinama. Aeroprofil NACA 65A006 je konstantan duž razmaha krila datog na sl.8.



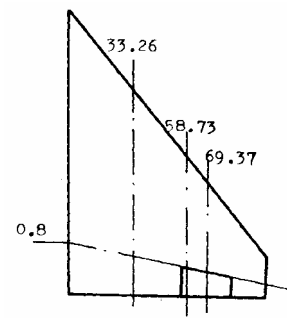
Slika 5. Poređenje rezultata za koeficijente pritiska iz [13] sa rezultatima dobijenim programom TOK za aeroprofil sa otklonjenom komandnom površinom ( $Ma = 0.8$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\delta_f = 10^\circ$ )



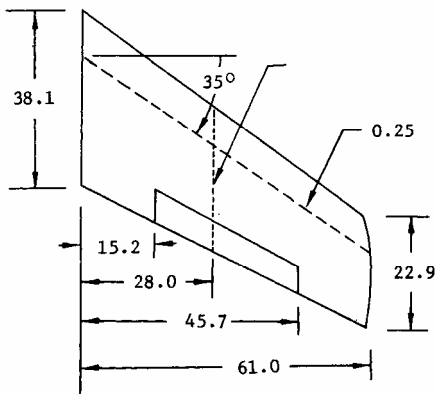
Slika 6. Poređenje rezultata sa duvanja i numeričkih podataka iz [11] i onih dobijenih programom MORINO za aeroprofil GA(W)-1 sa Fowler zakrilcem



Slika 7. Uticaj odnosa tetiva zakrilca/tetiva aeroprofila na vrednost koeficijenta momenta oko aerodinamičkog centra

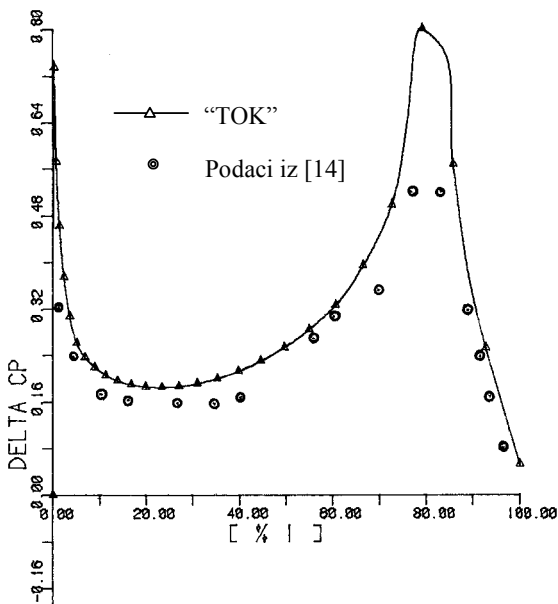


Slika 10. Delta krilo sa komandnom površinom za koje su dati rezultati duvanja u [15]



Slika 8. Strelasto krilo sa komandnom površinom za koje su dati rezultati duvanja u [14]

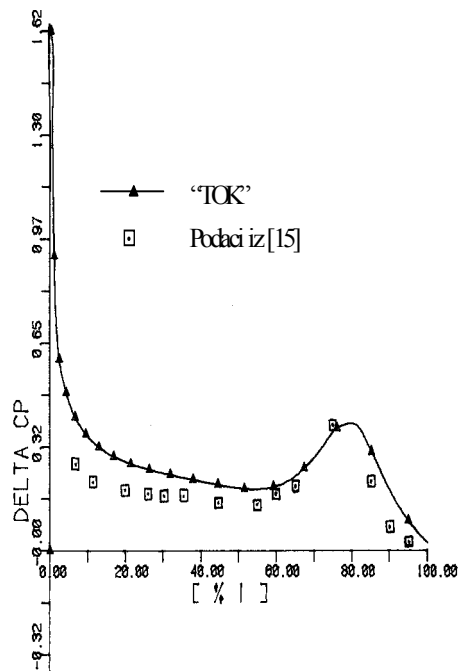
Programom TOK dobijena je raspodela  $\Delta Cp$  i ona je na sl.9 prikazana uporedo sa eksperimentalnim podacima iz [14]. Slaganja su sasvim zadovoljavajuća.



Slika 9. Poređenje rezultata za koeficijente pritiska iz [14] sa rezultatima dobijenim programom TOK za strelasto krilo sa komandnom površinom

U drugom slučaju razmatrano je delta krilo [15] dato na sl.10.

Primer reprezentuje mogućnost proračuna opterećenja konfiguracije krilo+zakrilce, metodom koja rešava punu potencijalnu jednačinu u zonama visokih transsoničnih brzina što je pokazano u [15] na sl.11. Uzimajući u obzir, da je u pitanju krilo sa velikom strelom napadne ivice (moment kada se mogu javiti određene numeričke nestabilnosti u iterativnom postupku rešavanja jednačina), slaganje sa eksperimentom može se oceniti kao zadovoljavajuće, pa su razmatranja vezana za numerički proračun 2D i 3D modela krila sa mehanizacijom s aspekta aerodinamičkog opterećenja zaokružena. Potvrđen je zaključak da numeričke metode imaju značajno mesto u preliminarnoj fazi projektovanja uređaja za povećanje uzgona.



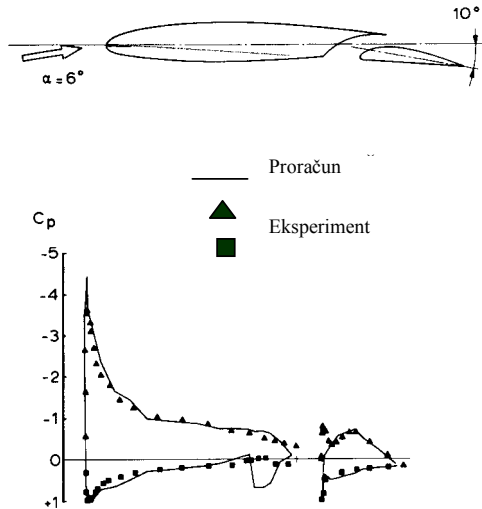
Slika 11. Poređenje rezultata za koeficijente pritiska iz [15] sa rezultatima dobijenim programom TOK za delta krilo sa komandnom površinom

#### Tumačenje eksperimentalnih rezultata

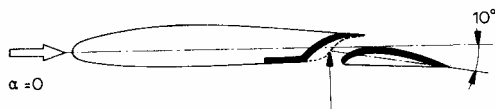
Često se u slučaju poređenja eksperimentalnih rezultata sa proračunskim raspodelama pritiska po gornjaci i donjaci osnovnog krila (aeroprofila za 2D slučaj) i zakrilca (pretkrilca) javljaju izrazite razlike u najosetljivijoj zoni

krilca) javljaju izrazite razlike u najosetljivijoj zoni strujanja, a to je zona procepa (kanala). Karakterističan primer pokazan na sl.12 preuzet je iz [10].

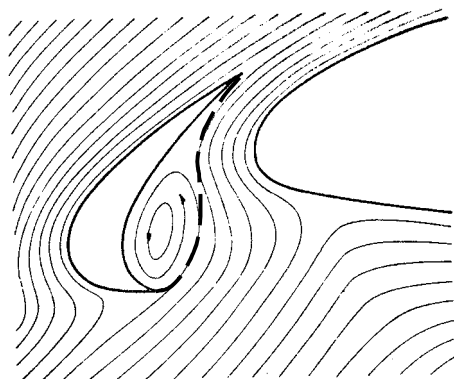
Razlike eksperimentalnih i numeričkih raspodela pritisaka evidentne su u zoni procepa i to na donjaci osnovnog aeroprofila (nastrešnici) i u okolini napadne ivice zakrilca sa strane gornjake. Ova razlika se objašnjava pojavom mehura (vazdušnog čepa) u mrtvoj zoni u oblasti samog procepa izazvanog oštom ivicom sa strane donjaka. Pojavom mehura realno se menja oblast za koju je model potencijalnog strujanja prihvatljiv. Zato za originalni procep i postoje razlike na relaciji eksperiment-numerički proračun. U tom slučaju neophodno je modelirati procep na način prikazan na sl.13 za zakrilce i sl.14 za pretkrilce.



Slika 12. Primer poređenja eksperimentalnih i proračunskih rezultata dat u [10] sa izrazitim neslaganjima u zoni procepa



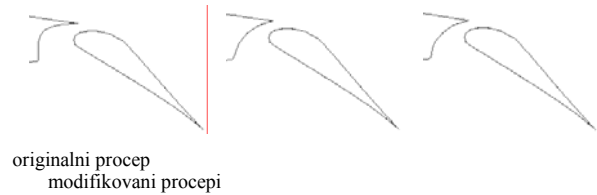
Slika 13. Primer modeliranja procepa u zoni izlazne ivice



Slika 14. Primer modeliranja procepa u zoni napadne ivice

Modeliranjem je moguće doći do optimalnog oblika koji će dati prihvatljiva slaganja eksperimentalnih i numeričkih rezultata. Na osnovu tih saznanja sledi preporuka da se za proračune za koje ne postoje podaci sa tunelskih duvanja obavezno povede računa o oštrim ivicama i izrazito naglim promenama geometrije. Za takve slučajeve moraju se odgovarajućim modeliranjem izbeći moguće nerealne

govarajućim modeliranjem izbeći moguće nerealne raspodele pritiska na lokalnim zonama opstrujanih površina. Primer za jednu takvu analizu dat je na sl.15 i u tabeli 1.



Slika 15. Modeliranje procepa u zoni komandne površine na izlaznoj ivici na realnom primeru zakrilca školsko-borbenog aviona

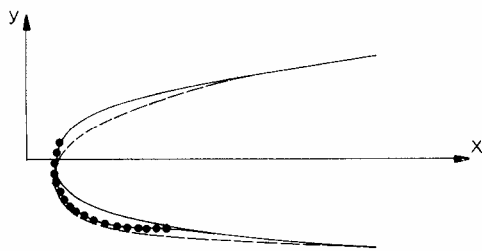
Za potrebe reprojekta zakrilca školsko-borbenog aviona (zahtev za promenu šarnirne ose) izvršena je programom MORINO analiza aerodinamičkog opterećenja 2D modela krilo+zakrilce. Analizirani su model sa originalnim procepom i dva sa modeliranim procepom, sl.15. Rezultati dati u tabeli 1 pokazuju da je uticaj oblika procepa relativno mali na ukupne aerodinamičke koeficijente konfiguracije u celini. Međutim, različite lokalne raspodele opterećenja u oblasti procepa daju za aerodinamičke koeficijente uzgona na zakrilcu na relaciji originalni model-modifikovani modeli odstupanja i do 10%.

Tabela 1. Aerodinamički koeficijenti osnovnog krila, zakrilca i konfiguracije u celini

2D model – MORINO						
$Ma = 0.204, \alpha = 5^\circ, \delta_f = 40^\circ$						
$CT, CN$ - aerodinamički koeficijenti vezani za referentni (geometrijski) koordinatni sistem						
$CX, CZ, CMY$ - aerodinamički koeficijenti vezani za brzinski koordinatni sistem						
	Originalni procep		Modifikovani procep (varijanta A)		Modifikovani procep (mala korekcija varijante A)	
	Osnovno krilo	zakrilce	Osnovno krilo	zakrilce	Osnovno krilo	zakrilce
$CT$	-0.460	0.282	-0.432	0.254	-0.430	0.254
$CN$	2.693	0.766	2.638	0.829	2.640	0.830
	Konfiguracija u celini		Konfiguracija u celini		Konfiguracija u celini	
$CX$	0.124		0.125		0.127	
$CZ$	3.462		3.470		3.472	
$CMY$	-2.392		-2.410		-2.412	

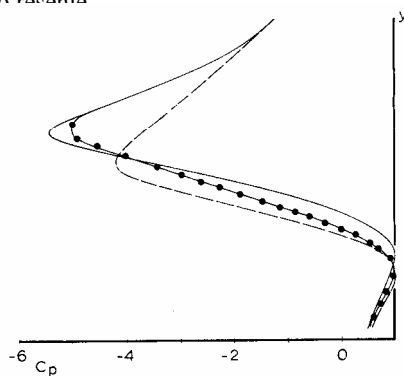
#### Mogućnost modifikacije posle ispitivanja

Optimizacija oblika glavnog dela krila radi postizanja veće vrednosti maksimalnog koeficijenta uzgona je još jedna od konkretnih primena zasnovana na rezultatima numeričkog proračuna uzgonskih površina sa uključenom mehanizacijom. Preduslov za to je neophodnost postojanja velike i sveobuhvatne baze podataka sa tunelskih duvanja za konkretnu konfiguraciju. Na osnovu činjenica (potvrđenih sa duvanja) da je maksimalni koeficijent uzgona prevashodno određen otcepljenjem na napadnoj ivici osnovnog krila, moguće je numerički analizirati različite modifikacije oblika napadne ivice, sl.16.



Slika 16. Modeliranje oblika napadne ivice osnovnog krila (slučaj uzet iz [10])

Za analizirane modele (originalni i sa modifikovanim oblikom napadne ivice) moguće je konstruisati dijagram sl.17 (uzet iz [10]), na osnovu kojeg se može odrediti optimalni oblik napadne ivice za koji se trenutak otcepljenja sigurno odgađa. Na konkretnom primeru modifikacija napadne ivice, gde je nos pognut a radijus zaobljenja napadne ivice nepromenjen, predstavlja traženo optimalno rešenje.



Slika 17. Proračunske raspodele koeficijenta pritiska za razmatrane modifikacije napadne ivice osnovnog krila (slučaj uzet iz [10])

#### Oblast jako ograničene primene numeričkih metoda potencijalnog strujanja

Postoje dva tipa zahteva u procesu projektovanja uređaja za povećanje uzgona na koje je primena numeričkih metoda baziranih na rešavanju modela potencijalnog strujanja u velikoj meri ograničena. Prvi je vezan za idejnu fazu projekta, gde se izbor moguće sledeće konfiguracije mora zasnivati na bogatoj bazi podataka već urađenih tunelskih duvanja. Drugi zahtev je vezan za završnu fazu projekta, kada je neophodno uraditi optimizaciju s aspekta maksimalnog koeficijenta uzgona. U oba slučaja dominantni su uticaji viskoznosti i problemi otcepljenja struje, pa je razumljivo što je model potencijalnog strujanja nedovoljan (primer dat na sl.3 za velike vrednosti napadnih uglova ili velike vrednosti otklona komandnih površina). U praksi se problemi ovog tipa rešavaju na dva načina.

Prvi način podrazumeva modifikacije postojećih metoda pune potencijalne jednačine koje moraju obuhvatiti:

- modifikovani oblik geometrije aeroprofila (uticaj graničnog sloja),
- laminarni granični sloj,
- definisanje prelaska laminarnog u turbulentni granični sloj,
- turbulentni granični sloj,
- međusobnu interakciju dva granična sloja,

- otcepljenje struje.

Drugi način, aktuelan u poslednje vreme sa sve bržim razvojem PC računara, jeste upotreba metoda koje direktno rešavaju Ojlerove i Navije-Stoksove jednačine.

#### Zaključak

Numeričke metode kojima se rešavaju aerodinamička strujanja opisana modelom pune ili linearizovane potencijalne jednačine, i pored sve izraženijeg razvoja i primene softvera baziranog na Navije-Stoksovim jednačinama, i dalje imaju značajno i nezamenljivo mesto u fazi projektovanja, proračuna, ispitivanja u tunelu i reprojektovanja uređaja za povećanje uzgona.

Ovaj zaključak je potvrđen na nekoliko različitih 2D i 3D modela za koje je programima MORINO i TOK izvršen proračun strujanja. Slaganje numeričkih i eksperimentalnih rezultata je dobro, čime su programi MORINO i TOK još jednom verifikovani kao pogodni za proračune aerodinamičkih pojava gde se uticaji viskoznih sila mogu zanemariti. Za konkretnu problematiku proračuna aerodinamičkog opterećenja uzgonskih površina sa uključenom mehanizacijom dat je algoritam upotrebe pomenutih programa.

#### Literatura

- [1] MARIČIĆ,N., MARJANOVIĆ,A., KOSANOVIĆ,N. *Softverske mogućnosti VTI VJ u oblasti kompjuterske aerodinamike*. X kongres Jugoslovenskog vazduhoplovnog društva VAZDUHOPLOVSTVO '95, zbornik radova, Sava centar – Beograd 14. i 15. decembar 1995.
- [2] GRUPA AUTORA. *Numerička transsonična aerodinamika*. Saopštenje br.366, Institut za fiziku, Zemun, 1986.
- [3] KOSANOVIĆ,N., RIMAC,LJ. *Analiza mogućnosti primene programa "TOK" za proračun opterećenja aeroprofila sa otklonjenom komandnom površinom*. int.dok.VTI, Beograd, 1987.
- [4] KOSANOVIĆ N., RIMAC LJ. *Analiza mogućnosti primene programa "TOK" za proračun opterećenja krila sa otklonjenom komandnom površinom*. int.dok.VTI, Beograd, 1987.
- [5] MORINO,L., KUO,C.C. Subsonic Potential Aerodynamics for Complex Configurations. *A General Theory*. *AIAA Journal*, Feb. 1974, vol.12, no.2., p.191-197
- [6] KOZIĆ,M. Program "MORINO". int.dok.VTI, Beograd, 1980-1981.
- [7] AZARIĆ A. *Proračun opterećenja krila i zakrilca sa procepom primenom programa "MORINO"*. int.dok.VTI, Beograd, 1990.
- [8] GRUPA AUTORA. *Analiza opstrujavanja oko aeroprofila GA(W)-1 u kombinaciji sa Fowler zakrilcem*. int.dok.VTI, Beograd, 1992.
- [9] DE BOER,P. *Prediction of aerodynamic loadings on the leading-edge slats of the Fokker F28 airliner*. AGARD-CP-365, 1984.
- [10] LABRUJERE,T.E. *Potential flow calculations to support two-dimensional wind tunnel tests on high-lift devices*. ICAS PAPER, no.72-13.
- [11] WENTZ,W.H., SEETHARAM,H.C. *Development of a Fowler flap system for a high performance general aviation airfoil*. NASA CR-2443.
- [12] KUETHE,A.M., CHOW,C. *Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design*. 3-rd. ed. John Wiley & Sons, 1976. ISBN 0-471-50953-1.
- [13] CHYN,W.I., SCHIFF,L.B. Nonlinear Aerodynamic Modeling of Flap Oscillations in Transsonic Flow: A Numerical Validation. *AIAA Journal*, Jan. 1983, vol.21, no.1, p.106-112.
- [14] MORINO,L. *Computational Methods in Potential Aerodynamics*. Springer-Verlag, 1985.
- [15] SHEN,K., ZHANG,X. Transsonic flow calculations for rigid and flexible wings using a higher order approximation method. *Computer methods in applied mechanics and engineering*, Feb.1987, vol.60, no.2, p.139-151.