

Osnovni kriterijumi projektovanja modela letelice za aerodinamička ispitivanja u trisoničnom aerotunelu prekidnog dejstva

Mr Borivoj Blizanac, dipl.inž.¹⁾

Pri projektovanju modela letelice za aerodinamička ispitivanja u aerotunelu sa natpritiskom prekidnog dejstva, pri čemu se mere aerodinamičke sile i momenti za celokupni opseg Mahovih brojeva, neophodno je imati širu predstavu o faktorima koji utiču na projektovanje modela letelice. Te faktore određuje konkretni aerotunel ovoga tipa i oni se odnose na maksimalno moguće dimenzije modela letelice, opseg napadnih uglova modela letelice, maksimalne vrednosti Reynoldsovog broja koje treba ostvariti u toku eksperimenta i prelazna aerodinamička opterećenja koja se ostvaruju pri startovanju i zaustavljanju rada aerotunela.

Ključne reči: Aerotunel, model letelice, projektovanje, aerodinamička ispitivanja.

Korišćene oznake i simboli:

R	– rezervoar za vazduh,
RVP	– regulacioni ventil pritiska duvanja,
KU	– komora umirenja,
PM	– podešljivi mlaznik,
ORD	– okozvučni radni deo,
KM	– kolica za nošenje modela sa mehanizmima za promenu napadnog ugla (PITCH) i valjanje (ROLL),
PD	– pokretni difuzor,
ND	– nepokretni difuzor,
U	– utišivač aerodinamičke buke,
I	– izduvnik,
PG	– prvo grlo aerotunela,
DG	– drugo grlo aerotunela,
KO	– komora za odsisavanje vazduha iz okozvučnog radnog dela,
RVO	– regulacioni ventil odsisavanja vazduha iz okozvučnog radnog dela,
RD	– radni deo,
P_0	– zaustavni pritisak vazduha u KO (Pa),
P_0'	– pito-pritisak (Pa),
T_0	– zaustavna temperatura vazduha u KO (K),
P_∞	– statički pritisak neporemećene struje vazduha u aerotunelu (Pa),
M_∞	– Mahov broj neporemećene struje vazduha u aerotunelu,
A_∞	– površina poprečnog preseka neporemećene struje vazduha u aerotunelu (m^2),
\dot{m}_∞	– maseni protok neporemećene struje vazduha (kg/s),
P_{KO}	– statički pritisak u komori za odsisavanje vazduha iz ORD (Pa),
\dot{m}_{OD}	– odsisana masa vazduha iz ORD (kg/s),
\dot{m}_{DG}	– maseni protok vazduha kroz DG aerotunela (kg/s),
A_{PG}	– poprečni presek PG aerotunela (m^2),

A_{DG}	– poprečni presek DG aerotunela (m^2),
A_{RD}	– poprečni presek RD aerotunela (m^2),
Re	– Reynoldsov broj,
P_R	– pritisak vazduha u R (bar),
$2-D$	– dvodimenzionalni RD,
$3-D$	– trodimenzionalni RD,
P_k	– kritični pritisak (bar),
M	– Mahov broj struje vazduha,
A_m	– poprečni presek modela (m^2),
L/D	– finoća modela; odnos dužine modela letelice prema njenom prečniku,
p	– statički pritisak (Pa), kao parametar podzvučnog i nadzvučnog izentropskog strujanja vazduha,
p_0	– zaustavni pritisak (Pa), kao parametar podzvučnog i nadzvučnog izentropskog strujanja vazduha,
h	– poluvisina RD aerotunela (m),
α	– napadni ugao modela letelice ($^\circ$),
μ	– ugao refleksije kompresionog udarnog talasa ($^\circ$),
θ	– ugao refleksije ekspanzionog udarnog talasa ($^\circ$),
k_{ODS}	– koeficijent odsisavanja osnovne mase neporemećene struje vazduha u aerotunelu,
D_m	– maksimalni prečnik modela letelice (m),
S	– površina krila modela letelice (m^2),
A	– površina čeonog dela modela letelice (m^2),
L	– ukupna dužina modela letelice (m),
b	– raspon (m),
D_b	– prečnik osnove modela letelice (m),
\bar{c}	– srednja tetiva modela letelice (m),
R_{N0}	– početna vrednost normalne komponente aerodinamičke sile,
R_N	– normalna komponenta aerodinamičke sile (N),
C_N	– koeficijent normalne komponente aerodinamičke sile,
q	– dinamički pritisak struje vazduha (Pa),
γ	– odnos specifičnih toplota C_p / C_v ; za vazduh $\gamma=1,4$

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

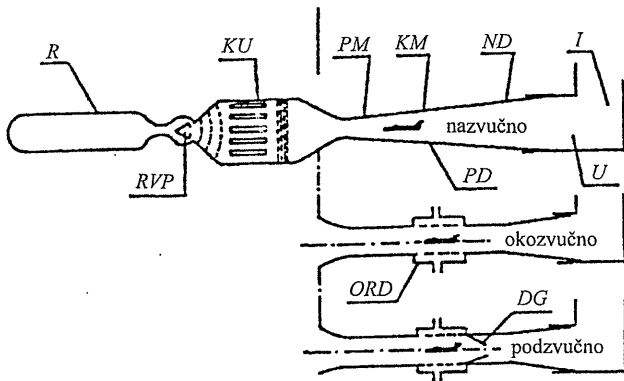
- a_o – brzina zvuka za (P_o, T_o),
 μ_v – koeficijent dinamičke viskoznosti vazduha,
 B – odnos površine poprečnog preseka modela letelice i poprečnog preseka RD- faktor blokade, $B=A_m/A_{RD}$,
 R_z – sila uzgona (N),
 C_z – koeficijent uzgona modela letelice.

Uvod

Trisonični aerodinamički tuneli prekidnog dejstva projektovani su za rad u opsegu strujanja vazduha u radnom delu;

- podzvučnom (subsoničnom) za opseg Mahovih brojeva, $M=0.2-0.7$,
- okozvučnom (transsoničnom) za opseg Mahovih brojeva, $M=0.7-1.4$,
- nadzvučnom (supersoničnom) za opseg Mahovih brojeva, $M=1.4-(4)$.

Na sl.1 su prikazane tipične konfiguracije trisoničnog aerodinamičkog tunela prekidnog dejstva za sve tri oblasti Mahovih brojeva.



Slika 1. Funkcionalni prikaz konfiguracija aerotunela sa natpritisnom prekidnog dejstva

Pri projektovanju modela letelica za aerodinamička ispitivanja u aerotunelu, pri čemu se mere aerodinamičke sile i momenti za ceo opseg Mahovih brojeva, neophodno je imati širu predstavu o sledećim faktorima koji utiču na konačnu verziju modela letelice:

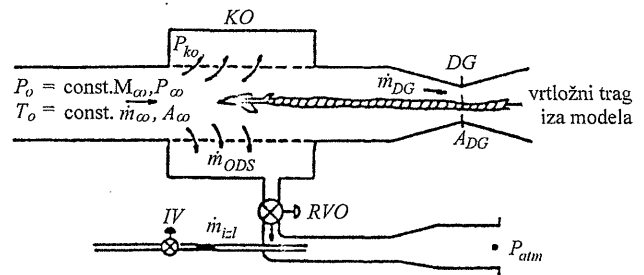
- maksimalno mogućim dimenzijama modela letelice koje neće znatno uticati na zaprečavanje - blokadu poprečnog preseka radnog dela aerotunela u kome se nalazi ispitivani model letelice, što bi dovodilo do narušavanja kvaliteta strujnog polja vazduha oko modela letelice, posebno u transsonici i supersonici;
- opsegu napadnih uglova modela letelice, $\pm\alpha_{max}$;
- maksimalnim vrednostima Rejnoldsovog broja Re , koje se ostvaruju u toku eksperimenta;
- aerodinamičkim opterećenjima modela letelice i prelaznim aerodinamičkim opterećenjima koja se ostvaruju pri startovanju i zaustavljanju rada aerotunela sa natpritisnom prekidnog dejstva.

Kod transsoničnih brzina, koje su od posebnog interesa za ispitivanja modela letelica u aerotunelu, zbog pojave poznatih aerodinamičkih fenomena, dimenzije modela letelice su ograničene maksimalno dozvoljenim stepenom zaprečavanja - blokade poprečnog preseka radnog dela aerotunela u kome se nalazi model letelice. Na osnovu ovakvog razmatranja, poprečni presek modela letelice ograničen je na veo-

ma mali procenat poprečnog preseka radnog dela aerotunela. Tačno ograničenje dimenzija modela letelice može se dobiti eksperimentima u radnom delu aerotunela. Na osnovu eksperimenata poznatih aerodinamičkih laboratorija (aerotunela) u svetu, došlo se do rezultata da se modeli letelica projektuju sa zaprečavanjem poprečnog preseka radnog dela aerotunela u opsegu (0.5-0.75)%.

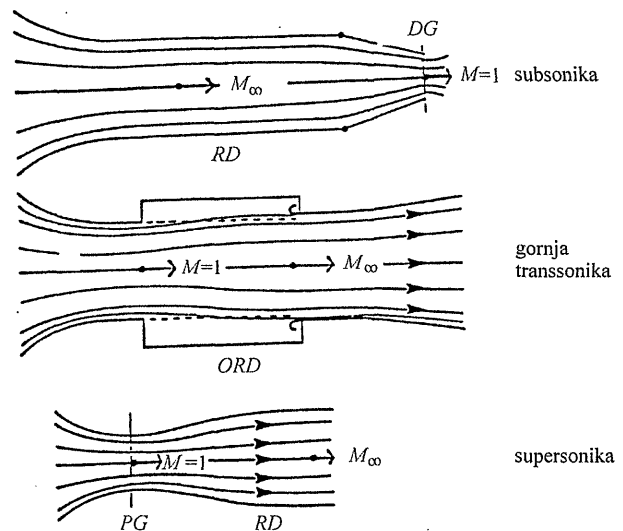
Kod modela letelica, koje se koriste za merenje pritiska može se dopustiti veći procenat zaprečavanja ako je dužina modela letelice dovoljno mala da reflektovani udarni talasi kompresije i ekspanzije budu iza baze modela letelice.

Na slikama 1 i 2 je prikazan položaj modela letelice u radnom delu aerotunela.



Slika 2. Prikaz položaja modela letelice u ORD

Na sl.3 su prikazane metode ostvarivanja režima strujanja vazduha u radnom delu aerotunela.



Slika 3. Metode ostvarivanja režima strujanja vazduha u RD aerotunela

Maksimalne dimenzije modela letelice zavisno od dozvoljenog stepena zaprečavanja poprečnog preseka radnog dela aerotunela u transsonici i supersonici

Maksimalni presek modela letelice u supersonici može se izračunati uz pretpostavku da deo modela letelice predstavlja drugo grlo (A_{DG}). Na osnovu jednačine kontinuiteta, uz uslov da normalni udarni talas prođe pored modela (test rhombus), dobija se:

$$A_{RD} - A_m \geq A_{PG} \frac{P_o}{P_o'} \quad (1)$$

Jednačina (1) se može napisati u obliku:

$$\frac{A_m}{A_{RD}} \leq 1 - \frac{A_{PG} P_0}{A_{RD} P_0'} \quad (2)$$

Za procenu maksimalne dozvoljene površine poprečnog preseka modela koja će omogućiti startovanje aerotunela, početak i trajanje rafala u određenom vremenu, veliki broj eksperimentalnih podataka sa tipičnim modelima letelica daje sledeću relaciju:

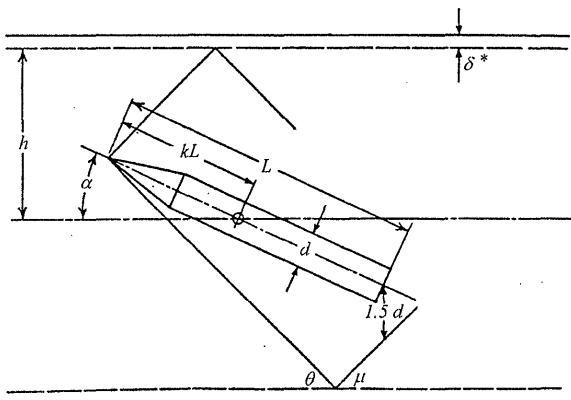
$$\frac{A_m}{A_{RD}} \leq 0.6 \left(1 - \frac{A_{PG} P_0}{A_{RD} P_0'} \right) \quad (3)$$

U (1,2 i 3) P_0 / P_0' je odnos zaustavnih pritisaka kod normalnog udarnog talasa. Drugi faktor koji utiče na dimenzije modela letelice su generisani poremećaji usled refleksije udarnih talasa. Kriterijum za definisanje dužine modela letelice je, da reflektovani udarni talas od čela modela letelice ne sme da prođe blizu baze modela letelice.

Egzaktnija analiza za okozvučni radni deo aerotunela sastojala bi se u sledećem.

Za transsoničnu konfiguraciju aerotunela sa natpritiskom prekidnog dejstva, kako je to prikazano na sl.1, neophodno je da dimenzije modela letelice budu takve da poprečni presek modela u ravni poprečnog preseka radnog dela ne bude veći od 1% zbog minimalizacije efekata uticaja zidova radnog dela. Kod cilindričnih modela sa kupastim vrhom za pravougaoni poprečni presek radnog dela, prečnik modela letelice ne treba da bude veći od 1/9 visine radnog dela, odnosno finoća modela definisana odnosom dužine modela prema njegovom prečniku $L/D=9$ ne može da bude veća od visine radnog dela aerotunela. Zadnji kraj modela letelice (repni deo) treba da bude najmanje 4 do 5 prečnika modela letelice unutar uniformne struje vazduha, računajući položaj od zidova radnog dela, radi minimalizacije efekata vrtložnog traga iza modela.

Za supersoničnu konfiguraciju aerotunela sa natpritiskom prekidnog dejstva, kako je to prikazano na sl.1, dužina modela letelice je ograničena refleksijom udarnih talasa od zidova radnog dela aerotunela. Važno je napomenuti, da egzaktna procedura za određivanje dužina modela letelica, različitih konfiguracija, nije moguća. Korišćenjem aproksimacija, međutim, može se doći do razumne procene dužine modela letelice za ispitivanja u radnom delu aerotunela, kako je to pokazano na sl.4. Na sl.4 je prikazan cilindrični model letelice sa kupastim vrhom, kao najjednostavniji, koji je zbog svoje jednostavnosti i najduži model koji se može ispitivati u supersoničnoj oblasti brzina, u radnom delu aerotunela.



Slika 4. Šematski prikaz određivanja dozvoljenih dužina modela zavisno od udarnih talasa za supersonične brzine

Iz geometrijskih relacija sa sl.4, mogu se dobiti sledeći izrazi:

- dužina modela definisana refleksijom kompresionog udarnog talasa je data izrazom:

$$L_c = \frac{h(1 + \tan \mu \cot \theta)}{\frac{1.5}{L/D} + \cos \alpha \tan \mu + \sin \alpha [1 - k(1 + \tan \mu \cot \theta)]} \quad (4)$$

- dužina modela definisana na osnovu refleksije ekspanzionog udarnog talasa je data izrazom:

$$L_e = \frac{h(1 + \tan \mu \cot \theta)}{\frac{1.5}{L/D} + \cos \alpha \tan \mu + \sin \alpha [1 - k(1 + \tan \mu \cot \theta)]} \quad (5)$$

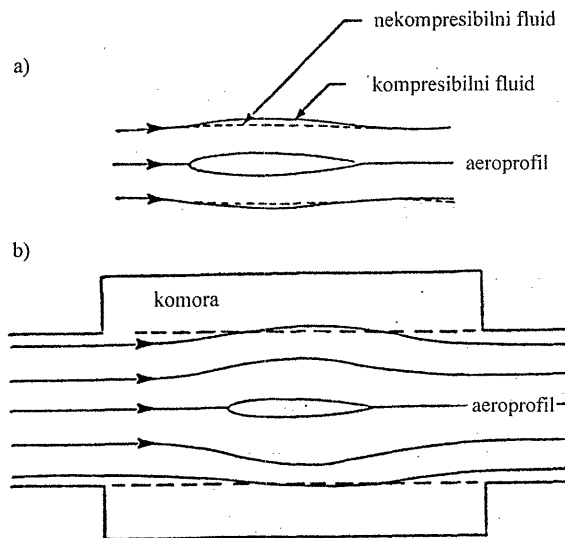
Jednačine (4 i 5) pokazuju da L_c raste sa porastom k , a da L_e opada sa porastom k .

Maksimalno moguća (dozvoljena) dužina modela letelice L_{max} dobija se kada je $L_c = L_e$. Ovaj uslov je ispunjen kada je:

$$k = \frac{1}{1 + \tan \mu \cot \theta} \quad (6)$$

$$L_{max} = \frac{h(1 + \tan \mu \cot \theta)}{\frac{1.5}{L/D} + \cos \alpha \tan \mu} \quad (7)$$

Prethodna razmatranja za izbor veličine modela letelice za ispitivanja u aerotunelu bila su vezana za glatke zidove radnog dela. Fenomen opstrujavanja struje vazduha oko modela letelice kao kompresibilnog fluida nije bio potenciran. Na sl.5a, radi ilustracije, prikazano je opstrujavanje oko aeroprofila u slobodnoj struji kompresibilnog i nekompresibilnog fluida. Kako je vazduh kompresibilan fluid, aerodinamički fenomeni u transsoničnoj oblasti brzina pri ispitivanju modela u aerotunelu, doveli su do izrade poroznih zidova (ventilacionih zidova) u okozvučnom radnom delu, kako je to prikazano na sl.5b. Praksa je potvrdila da se bolji rezultati dobijaju ako se preko poroznih zidova okozvučnog radnog dela vazduh koji je napunio komoru ne vraća u osnovnu struju vazduha iza ORD, već se preko sistema za odsisavanje izbacuje u atmosferu, kako je to prikazano na sl.2. Pri izboru veličine modela letelice za ispitivanja u okozvu-



Slika 5. Ilustracija potrebe izrade poroznih zidova ORD: a) prikaz opstrujavanja nekompresibilnog i kompresibilnog fluida oko aeroprofila u slobodnoj struji, b) prikaz opstrujavanja kompresibilnog fluida oko aeroprofila u ORD sa poroznim zidovima

čnom radnom delu treba, takođe, voditi računa o promeni protoka mase vazduha u drugom grlu aerotunela, kao posledici promene napadnog ugla modela letelice.

Kriterijumi za određivanje maksimalno dozvoljenog odsisavanja vazduha od osnovne struje vazduha u ORD, bez bitnih posledica na njen kvalitet, mogu se definisati na sledeći način:

- za podzvučno (subsonično) strujanje:

$$\begin{aligned} \dot{m}_\infty &= \dot{m}_{DG} + \dot{m}_{ODS} \\ \dot{m}_{DG} &= \dot{m}_\infty - \dot{m}_{ODS} \\ \dot{m}_{DG} &= \dot{m}_\infty - k_{OD} \dot{m}_\infty \\ \frac{\dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty} &= 1 - k_{ODS} \\ \frac{\Delta \dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty} &= f(k_{ODS}) \end{aligned} \quad (8)$$

Jednačina koja daje zavisnost promene protoka vazduha kroz drugo grlo u odnosu na promenu poprečnog preseka drugog grla, data je izrazom:

$$\frac{\Delta \dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty} = \frac{\dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty} \frac{1}{M_\infty} \left(\frac{5 + M_\infty^2}{6} \right)^3 \frac{\Delta A_{DG}}{A_{RD}} \quad (9)$$

U tabeli 1 je data promena $\frac{\Delta \dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty}$, zavisno od Mahovog broja za donju okozvučnu oblast, $M = 0,7 - 1$.

Tabela 1.

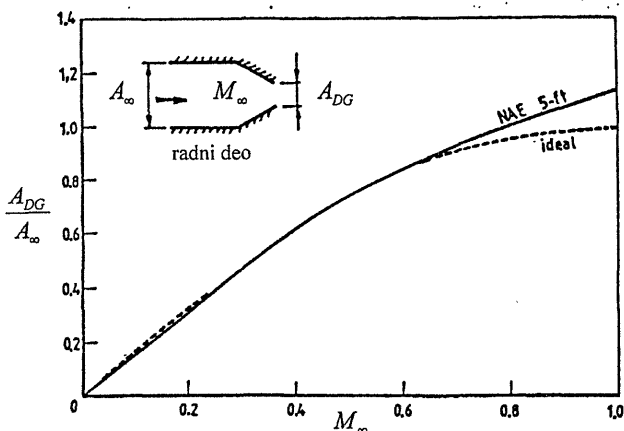
M_∞	1.00	0.90	0.80
$\frac{\Delta \dot{m}_{DG}}{\dot{m}_\infty}$	0.006	0.008	0.008

U tabeli 2 je data promena površine drugog grla ΔA_{DG} za iste vrednosti Mahovih brojeva kao u tabeli 1.

Tabela 2.

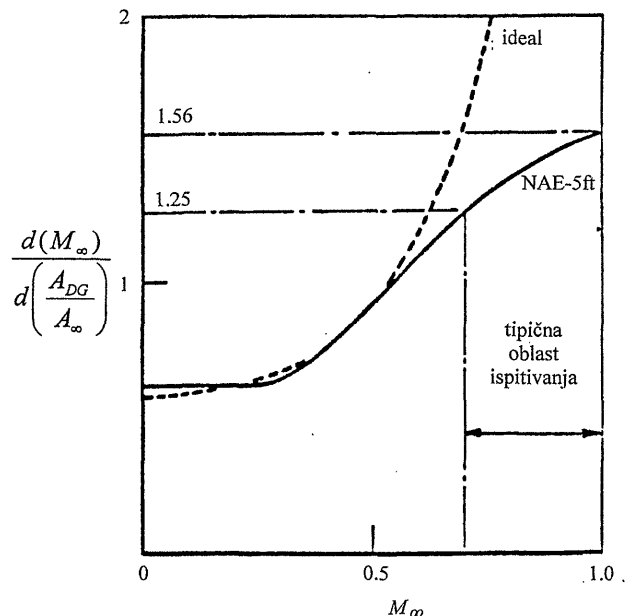
M_∞	1.00	0.90	0.80
ΔA_{DG}	0.0138	0.0182	0.0184

Podaci u tabelama 1 i 2 su dati za trisonični aerodinamički tunel sa natpritiskom prekidnog dejstva T-38 u Vojnotehničkom institutu - Žarkovo. Na dijagramu (sl.6) data je zavisnost $\frac{A_{DG}}{A_\infty} = f(M_\infty)$ za aerotunel sa natpritiskom prekidnog dejstva NAE 5-ft u Otavi-Kanada, za oblast $M_\infty = 0 - 1.0$.



Slika 6. Dijagram zavisnosti $\frac{A_{DG}}{A_\infty} = f(M_\infty)$ za aerotunel NAE 5-ft

Za aerotunel NAE 5-ft na sl.7 je dat dijagram zavisnosti $\frac{d(M_\infty)}{d(A_{DG}/A_\infty)} = f(M_\infty)$, za oblast $M_\infty = 0 - 1.0$ (karakteristike aerodinamičkog pojačanja DG zavisno od M_∞).



Slika 7. Karakteristike aerodinamičkog pojačanja DG zavisno od M_∞ za aerotunel NAE 5-ft

Opseg napadnih uglova modela letelice, $\pm \alpha_{\max}$

Opseg napadnih uglova modela letelice koji se može realizovati u radnom delu aerotunela, je ograničen karakteristikama modela koje utiču na zaprečavanje-blokadu struje vazduha u radnom delu aerotunela. One ne smeju drastično narušavati kvalitet strujnog polja vazduha u radnom delu aerotunela, kako je to već dato u prethodnoj analizi. Osnovne karakteristike modela koje su relevantne su:

- D_m - maksimalni prečnik modela (srednja vrednost ako je oblik nepravilan) - MAX DIAMETAR;
 - S - površina krila - WING AREA;
 - A - površina čeonog dela - FRONTAL AREA;
 - L - ukupna dužina - OVERALL LENGTH;
 - b - raspon - SPAN;
 - D_b - prečnik osnove - BASE DIAMETAR;
 - \bar{c} - srednja tetiva - MEAN CHORD,
- kao i širina i visina radnog dela aerotunela, tj. A_{RD} .

Za aerotunel T-38 je $\alpha_{\max} = \pm 21^\circ$ sa ravnim držačem modela. Za neka karakteristična ispitivanja modela letelice u radnom delu aerotunela, mogu se koristiti tzv. lomljeni držači modela- BENT STINGS.

Maksimalne vrednosti Reynoldsovog broja (Re) ostvarene u toku eksperimenta

Aerodinamički proračun nekog aviona (letelice) vrši se, uglavnom, na osnovu aerodinamičkih podataka dobijenih ispitivanjem u aerotunelu. Pošto se uslovi ispitivanja u aerotunelu znatno razlikuju od stvarnih uslova u letu, to je potrebno imati neke metode pomoću kojih se podaci, dobijeni ispitivanjem modela, mogu korigovati na stvarne uslove u letu. Važno je istaći da je korekcija aerotunelskih ispi-

tivanja komplikovana. Pre svega, aerotunelski podaci mogu imati greške zbog teškoća određivanja uticaja radnog dela aerotunela, grešaka u baždarenju unutrašnjih aerovaga, zbog nemogućnosti da se na modelu izvedu svi otvori i procepi itd. Ukupne korekcije aerotunelskih rezultata mogu se dati jedino na osnovu iskustva, tj. upoređivanjem sa podacima u letu za izvestan broj ispitivanih aviona – letelica.

Granica korisnog Re , koji se može postići u aerotunelu, ograničena je, između ostalog, kapacitetom–opsegom merenja unutrašnjih vaga koje se koriste za merenje aerodinamičkih sila i momenata na modelu letelice u toku eksperimenta. Maksimalno mogući Re , kao što je već rečeno, je ograničen kapacitetom–opsegom merenja unutrašnje vage:

$$R_{NO} R_{N_{max}} = C_{N_{max}} q_{max} S \quad (10)$$

Pri izboru $C_{N_{max}}$ u subsonici, transsonici i supersonici pretpostavke su sledeće:

- subsonika: može se pretpostaviti da je kritično opterećenje datog modela ono kod koga dolazi do proklizavanja. Uzima se vrednost $C_{N_{pr}} = 1$. Međutim, kada postoji mogućnost korišćenja velikog uzgona, može se pretpostaviti $C_{N_{pr}} = 2,5 - 3$.
 - transsonika: kritično opterećenje postoji kada je model letelice na maksimalnom napadnom uglu, sa maksimalnim dinamičkim pritiskom. U transsonici je odnos q/p_0 blizu maksimuma, pa je i dinamički pritisak veoma visok kod velikih Re . Za svrhe procene, pretpostavlja se $C_{N_{max}} = 1,1$.
 - supersonika: vrednost $C_{N_{max}}$ se smanjuje sa povećanjem M . Konzervativna procena Re_{max} uzima konstantnu vrednost $C_{N_{max}}$ za sve M . Na taj način se pretpostavlja da je $C_{N_{max}} = 1,2$.
- Jednačina (10) se može iskazati i na sledeći način:

$$q_{max} = \frac{R_{N_{max}}}{C_{N_{max}} S} \quad (11)$$

$$P_{0max} = \frac{q_{max}}{q/p_0}$$

gde se q/p_0 dobija iz tabela koje odgovaraju različitim M , za podzvučno i nadzvučno izentropsko strujanje vazduha.

Rejnoldsov broj Re se može izraziti i pomoću P_{0max} :

$$\frac{Re}{l} = \frac{\gamma \cdot P_{0max} \cdot M}{a_0 T_0^{3/2} A_V \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{2-\gamma}{\gamma-1}}} \cdot \left(\frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} + B_V} \right) \quad (12)$$

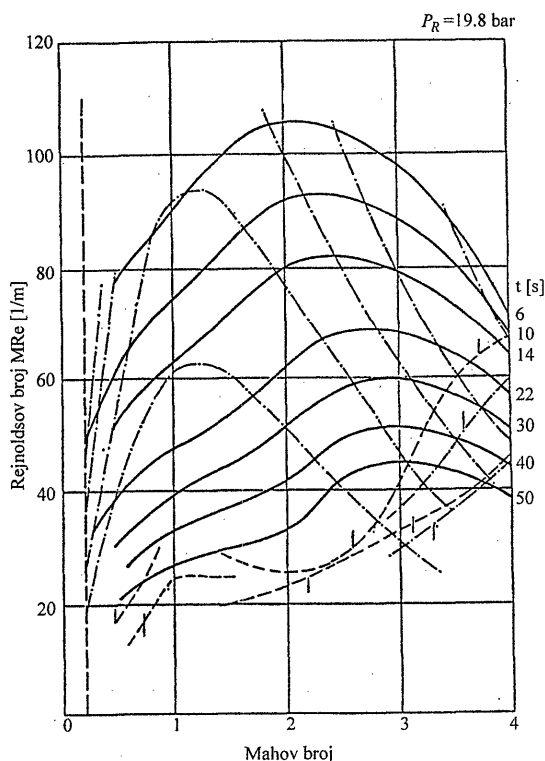
gde su A_V i B_V – konstante date u izrazu dinamičke viskoznosti fluida- vazduha:

$$\mu_V = A_V \left(\frac{T^{3/2}}{T + B_V} \right) \quad (13)$$

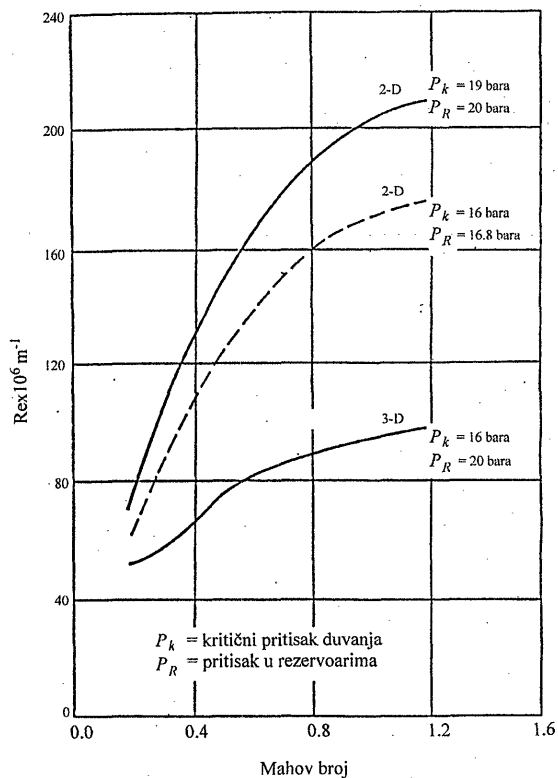
$A_V = 146,427 \cdot 10^{-8}$ (kg/ms), $B_V = 114$ za $T(K)$, $a_0 = 34,75$ (m/s) i $T_0 = 300K$.

Na sl.8 data je zavisnost $Re=f(M)$ za aerotunel sa natpritskom prekidnog dejstva T-38 za različita vremena trajanja procesa duvanja- rafala, kada je početna vrednost pritiska u rezervoarima $P_R = 19,8$ (bara), radni deo bez modela letelice.

Na sl.9 je data zavisnost $Re=f(M)$ za aerotunel sa natpritskom prekidnog dejstva T-38 pri ispitivanju u 3-D ORD i u 2-D ORD za kritične pritiske duvanja P_K i pritiske u rezervoarima P_R (16,8 bara i 20 bara).



Slika 8. Anvelopa performansi – Rejnoldsov broj Re za aerotunel T-38 VTI VJ – Žarkovo

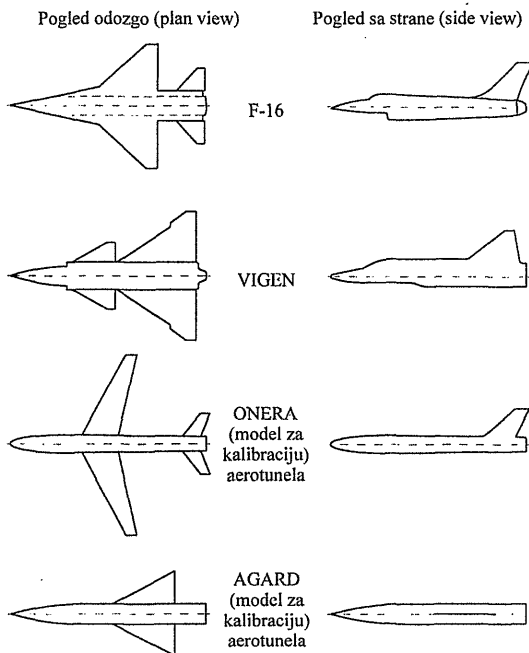


Slika 9. Anvelopa performansi – Rejnoldsov broj Re u 3-D i 2-D radnom delu za aerotunel T-38 VTI JV - Žarkovo

Aerodinamička opterećenja modela letelice i prelazna aerodinamička opterećenja pri startovanju i zaustavljanju rada aerotunela sa natpritskom prekidnog dejstva

Na sl.10 su date skice tipičnih modernih aviona sa trisoničnim performansama, F-16 i SAAB VIGGEN, kao i dva baždarna modela koji su u širokoj primeni, ONERA i

AGARD-B i to sa pogledom odozgo (PLAN VIEW) i pogledom sa strane (SIDE VIEW). Iz skica se vidi da, zbog aerodinamičkih ograničenja kod velikih brzina leta, postoje sličnosti u odnosu na glavne dimenzije, kako je to dato u tabeli 3 (približni podaci).



Slika 10. Skice tipičnih aviona sa transsoničnim performansama i standardnih modela za kalibraciju aerotunela

Tabela 3

Model	b/D_m	D_b/D_m	L/D_m	S/D_m^2	A/D_m^2	\bar{c}/D_m
SAAB VIGGEN	4,10	0,71	6,87	6,89	1,19	1,38
F-16	5,67	0,67	8,33	9,12	1,27	1,89
ONERA	7,91	0,63	8,52	8,75	1,56	1,11
AGARD-B	4,00	1,00	8,50	6,93	1,10	2,31
Prosečna, srednja vrednost	5,44	0,75	8,06	9,72	1,26	1,67

Oznake u tabeli 3 su date kod razmatranja opsega napa-dnih uglova modela letelice.

Korišćenjem ovih prosečnih dimenzija, koje variraju $\pm 20\%$, mogu se izračunati tipična aerodinamička opterećenja modela letelica kao funkcija zaprečavanja-blokade poprečnog preseka radnog dela aerotunela, dato odnosom:

$$B = \frac{A_m}{A_{RD}}$$

Tipična transsonična ispitivanja modela letelica vrše se za $B=0,5\%$ i za $\bar{c} = 0,1\sqrt{A_{RD}}$.

Za aerotunel T-38 je $A_{RD}=2,25_m^2$. Zavisno od B , može se dobiti da je:

$$\begin{aligned} D_m &= 1,336\sqrt{B} \\ L_m &= 10,77\sqrt{B} \\ D_b &= 1,002\sqrt{B} \\ S &= 14,16\sqrt{B} \\ \bar{c} &= 2,231\sqrt{B} \end{aligned} \quad (14)$$

Sila uzgona na modelu letelice je data izrazom:

$$R_z = C_z \cdot S \cdot q \quad (15)$$

Korišćenjem izraza (14 i 15) za različite vrednosti B , može se formirati tabela 4.

Tabela 4

B	D_m (m)	D_b (m)	L_m (m)	S (m ²)	R_z (N)	\bar{c}/D_m (m)
0.0025	0.0668	0.050	0.539	0.0354	7895	0.112
0.0050	0.0945	0.071	0.762	0.0708	15790	0.158
0.0075	0.1160	0.087	0.933	0.1062	23685	0.193
0.0100	0.1340	0.100	1.077	0.1416	31580	0.223
0.0150	0.1640	0.123	1.319	0.2124	47370	0.273

Kao što se vidi iz table 4, vrednost R_z koja odgovara modelu letelice za transsonična ispitivanja je velika. Ako se imaju u vidu moderne avionske tehnologije i varijacije od modela do modela letelice, može se zaključiti da su opterećenja modela (za modele letelice sa "normalnim" zaprečavanjem-blokadom) za $\bar{c} = 0,1\sqrt{A_{RD}}$ i $B \cong 0,45\%$, $\bar{c} = 0,15$ m, za $M_\infty = 1$, $R_z \leq 20000$ N.

Na sličan način se mogu dobiti i druge aerodinamičke komponente na osnovu prethodnog postupka.

Kod veoma velikih modela letelica, ili kod modela letelica neuobičajene konfiguracije, moguće je dobiti i veće aerodinamičke sile, ali samo kratkotrajno. Treba, takođe, istaći da je zbog ograničenja kod projektovanja unutrašnjih vaga nemoguće istovremeno uneti maksimalnu normalnu silu sa maksimalnim momentom propinjanja, a slično ni maksimalnu bočnu silu sa maksimalnim momentom skretanja.

Aerodinamička opterećenja pri startovanju aerotunela uglavnom se razmatraju za $M=2$ i veći. Eksperimenti iz aerotunela NAE 5-ft ukazuju da ona nisu jaka funkcija pritiska duvanja.

Kod supersoničnih Mahovih brojeva $M \geq 2$, prelazna aerodinamička opterećenja prilikom startovanja i zaustavljanja rada aerotunela dominiraju nad svim ostalim, za razliku od transsonike i subsonike. Veličina ovih aerodinamičkih opterećenja zavisi od M -broja i od zaustavnog pritiska. Pošto je prelazni fenomen statičke prirode, teško je tačno proceniti vrednost prelaznih aerodinamičkih opterećenja. Pre usvajanja maksimalnog korisnog Re za dati model letelice, potrebno je imati u vidu i veličinu prelaznih aerodinamičkih opterećenja.

Zaključak

Projektovanje modela letelica za aerodinamička ispitivanja u aerotunelu sa natpritiskom prekidnog dejstva predstavlja složen proces. Kroz proces se sagledavaju, između ostalog, svi aerodinamički fenomeni koji su pri takvim ispitivanjima u aerotunelu prisutni. Cilj koji treba da se ostvari je dobijanje rezultata ispitivanja modela letelica u aerotunelu koji su u korelaciji sa rezultatima ispitivanja letelica u slabodnom letu.

Literatura

- [1] RENDULIĆ, Z. *Aerodinamika*. Beograd SSNO, ZNGŠ JNA za RV i PVO-259, 1984.
- [2] POPE, A., GOIN, L.K. *High-speed wind tunnel testing*. John Wiley & Sons, Inc., New York | London | Sydney, 1965.
- [3] BLIZANAC, B. Prikaz i analiza primarnih parametara koji definišu kvalitet strujnog polja vazduha u radnom delu aerotunela. *Naučno-tehnički pregled*, 1996, vol. XLVI, no.4-5, p.92-97.
- [4] BLIZANAC, B. *Aerotunel T-38. Tehnički opis mašinske tehnološke opreme*. int. dok. Beograd, VTI VJ, 1997.
- [5] *Dokumentacija aerotunela T-38*. int. dok. Vojnotehnički institut VJ Žarkovo, Beograd.