

## Karakteristike perforiranih zidova i metoda linearizacije eksperimentalnih karakteristika prostrujavanja vazduha kroz perforirane zidove transsoničnog radnog dela aerotunela

Mr Borivoj Blizanac, dipl.inž.<sup>1)</sup>

Simulacija uslova slobodnog leta u transsoničnim aerotunelima je moguća ako su ti uslovi identični sa uslovima na zidovima radnog dela aerotunela. Granični uslovi koji određuju struju vazduha u radnom delu aerotunela su oni koji su nametnuti od geometrije letelice i uslova nesmetanog toka vazdušne struje. Treba napomenuti da je kompletna simulacija slobodnog leta u aerotunelu nemoguća, jer bi neminovno zahtevala smanjenje modela do neprihvatljivo malih dimenzija ili povećanje dimenzija radnog dela aerotunela što bi povećalo cenu ispitivanja. U radu se razmatraju zidovi radnog dela aerotunela koji imaju ventilaciju, što sa praktične strane obezbeđuje uslove slobodnog leta promenljivom poroznošću zidova ili promenljivošću pritiska u komori radnog dela aerotunela. Korišćenje perforiranih zidova radnog dela radi postizanja – dobijanja slobodne struje vazduha u aerotunelu jedna je od prihvatljivih približnosti.

*Ključne reči:* Transsonični aerotunel, perforirani zidovi.

### Korišćene oznake i simboli

$q$	– dinamički pritisak,
$K$	– konstanta pada pritiska pri prostrujavanju kroz perforirani zid,
$K_p$	– koeficijent poroznosti zida(ova) transsoničnog radnog dela aerotunela,
$v$	– brzina strujanja vazduha,
$P_\infty$	– statički pritisak neporemećene struje vazduha u transsoničnom delu aerotunela,
$\theta$	– ugao nagiba prostrujavanja vazduha kroz perforirane zidove transsoničnog radnog dela aerotunela,
$\rho$	– gustina vazduha,
$M$	– Mahov broj,
$P_{KO}$	– statički pritisak u komori odsisavanja transsoničnog radnog dela aerotunela,
$d_o$	– prečnik otvora perforacije zida(ova) transsoničnog radnog dela,
$t$	– debljina perforiranih zidova transsoničnog radnog dela aerotunela,
$\dot{m}_\infty$	– maseni protok neporemećene struje vazduha kroz radni deo aerotunela i
$\dot{m}_{ods.}$	– odsisna masa vazduha iz radnog dela aerotunela.

### Uvod

**S**TRUJANJE vazduha kroz aerodinamički aerotunel u transsoničnoj oblasti brzina, za vreme ispitivanja modela letelica predstavlja složen proces koji karakterišu određeni aerodinamički fenomeni. Ovo je posebno izraženo kada se moraju obezbediti konstantni uslovi realizacije eksperimenta uz prisutnu dinamiku modela (promena

napadnog ugla, valjanje).

Mahov broj predstavlja brzinsku karakteristiku vazdušne struje u aerotunelu. Eksperimenti sa modelima letelica mogu se realizovati u oblasti podzvučnih brzina ( $M=0,2\div 0,7$ ), okozvučnih brzina ( $M=0,7\div 1,4$ ) i nadzvučnih brzina ( $M=1,4\div$ ). Najsloženiji aerodinamički fenomeni u aerotunelu se javljaju pri realizaciji eksperimenata sa modelima letelica u oblasti okozvučnih brzina – transsoničnoj oblasti. Kako uslovi eksperimenata sa modelima letelica treba da obezbede bar približne uslove slobodnog leta, radni deo aerotunela (posebno u transsoničnoj oblasti brzina) treba pri hardverskoj realizaciji da omogući da ti uslovi budu zadovoljeni. Veliki broj svetski poznatih aerodinamičara se bavio i bavi istraživanjima koja imaju cilj da obezbede najpribližnije uslove slobodnog leta u radnom delu aerotunela, posebno u transsoničnoj oblasti brzina.

Dublji prodor u transsoničnoj oblasti brzina pri aerotunelskim ispitivanjima omogućen je rešavanjem problema blokiranja aerotunela. Deblokiranje aerotunela u svojoj prvoj fazi vršeno je geometrijskom kompenzacijom površine poprečnog preseka modela fiksnim, ili deformabilnim zidovima radnog dela, a potom primenom koncepta radnog dela sa parcijalno otvorenim zidovima. Ovom tehnikom počela je i prva generacija transsoničnih aerotunela, čiji je glavni cilj bio deblokiranje i postizanje transsoničnog strujnog polja vazduha zadovoljavajuće uniformnosti. U većini slučajeva ovi aerotuneli su bili opremljeni zidovima radnog dela sa uzdužnim procepima koji nisu efikasno eliminisali refleks-tovane udarne talase zbog relativno velike krute zone zida(ova) radnog dela. U pokušaju da se eliminišu svi talasi reflektovani od parcijalno otvorenog zida(ova), došlo se do koncepta zida

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

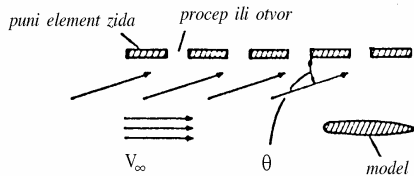
sa normalnim i kosim otvorima, koji su za male nadzvučne brzine pokazivali veliku prednost u odnosu na zidove sa uzdužnim procepima. Ovaj period razvoja je vezan za drugu generaciju aerotunela.

Pri eksploataciji i razvoju ovih aerotunela uočeno je da eliminisanje udarnih talasa nije bilo optimalno za sve Mahove brojeve, tj. da zidovi radnog dela aerotunela sa konstantnom perforacijom nisu bili optimalni za sve Mahove brojeve. Ovo je dovelo do pojave aerotunela sa promenljivom perforacijom zidova radnog dela.

Automatizacijom procesa promene perforacije zidova radnog dela aerotunela i njenim aktivnim povezivanjem sa računarom, došlo se do koncepcije aerotunela sa samokorigujućim zidovima radnog dela. Paralelno se razvijao i koncept aktivne kontrole aerotunela sa deformabilnim zidovima radnog dela.

### Osnovne karakteristike perforiranih zidova radnog dela aerotunela

Perforirani zidovi imaju brojne otvore između kojih se svaki element zida ponaša kao individualno krilo. U ekstremnom slučaju, kada se koristi zid sa poprečnim procepima, njihov efekat će biti istovetan efektu koji proizvodi "rešetka" sa uglom nagiba od 90°. Ova "rešetka" sastavljena od punih poprečnih delova zida proizvođače uzgonsku silu na svakom od individualnih zidnih elemenata, koja je direktno proporcionalna uglu između površine zida i dolazeće struje, kako je to pokazano na sl. 1



Slika 1. Zid sa poprečnim procepima ili perforacijom u nagnutoj struji

Za proračun korekcija zidova aerotunela nije značajno strujanje oko jednog individualnog procepa, bitan je integralni efekat zida, sa mnogo procepa na nekom rastojanju od zida, koji određuje vrednost i tip interferencije zida. Zbog toga je dovoljno za takve proračune zameniti realni zid, koji ima mnogo diskretnih procepa, fiktivnim homogenim zidom. Ovaj fiktivni zid mora da se realizuje sa istim ukupnim uzgonom kao i realni zid. Zbog toga je fiktivni zid predstavljen kao homogen, sa uzgonom koji je jednak podeli uzgona duž zida(ova), a posledica toga je postojanje uniformnog pada ili porasta pritiska pri prolazu struje vazduha kroz zid. Kako je perforirani zid sličan rešetki, a sila uzgona rešetke proporcionalna uglu strujanja vazduha, pad pritiska u fiktivnom perforiranom zidu takođe će biti izražen ovom relacijom.

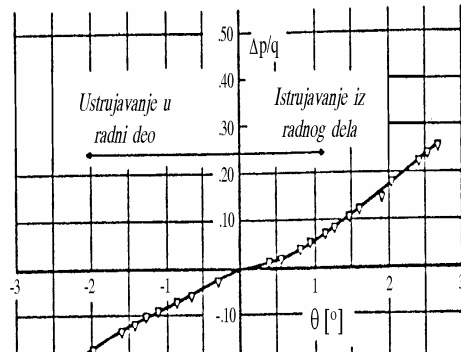
U prvoj aproksimaciji može se staviti da je:

$$\frac{\Delta p}{q} = K\theta \quad (1)$$

gde su:  $\Delta p$  razlika pritiska između radnog dela i komore radnog dela,  $q$  je dinamički pritisak vazdušne struje,  $\theta$  je ugao između površine zida i dolazeće struje vazduha u blizini zida, a  $K$  je konstanta pada pritiska pri prostrujavanju kroz perforirani zid. Konstanta  $K$  zavisi od geometrije zida(ova) radnog dela i Mahovog broja.

U slučaju isticanja, struja vazduha je potpuno vezana za površinu zida samo se strane radnog dela sa perforiranim

zidom, a sa strane komore radnog dela ono je obično kompletno odvojeno. Rezultat ove razlike je promena vrednosti  $K$  u jednačini (1). Eksperimenti pokazuju da uvek u slučaju malog ustrujavanja u radni deo, zid zadržava njegovu linearnu karakteristiku, kako je to prikazano na sl.2 [1].



Slika 2. Karakteristika pada pritiska pri prostrujavanju kroz perforirani zid za nekompresibilno strujanje pri  $t=0.56$  (mm),  $d_0=0.61$  (mm) i  $K_p=0.20$

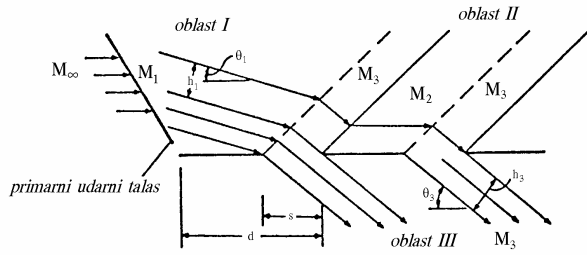
Iz prethodnog razmatranja i prikazanog primera, može se videti da kada zidovi radnog dela aerotunela imaju poprečne procepe, ili mnogo individualnih otvora, orbitalnog oblika, važi generalna relacija:

$$\frac{\Delta p}{q} = \kappa\theta + \kappa_2\theta^2 + \kappa_3\theta^3 + \dots \approx \kappa\theta \quad (2)$$

Linearni član u (2) je najuticajniji u oblasti strujanja u blizini zida aerotunela i može se u prvoj aproksimaciji uzeti kao jedini reprezent karakteristike prostrujavanja kroz perforirani zid. Ova približna linearna relacija između pada pritiska i malih uglova prostrujavanja je dobar opis karakteristika perforiranih zidova kada se strujanje vazduha približava uslovima potencijalnog strujanja, tj. kada su viskozni efekti mali. U slučaju izraženijih viskoznih efekata, kada je granični sloj debeo u poredenju sa dimenzijom otvora, uspostavljanje sličnosti između potencijalnog strujanja kroz rešetku i strujanja kroz realni perforirani zid, više nije opravdano.

### Teorija eliminisanja udarnih talasa u aerotunelima sa perforiranim zidovima radnog dela

Ponašanje tankog zida(ova) radnog dela aerotunela sa poprečnim procepima pri nadzvučnom strujanju je vrlo slično ponašanju tankog perforiranog zida, pa se u daljoj analizi može primeniti analogija. Ova analogija može da se dokaže analizom forme strujanja u oba slučaja metodom karakteristika. Ako se zanemari promena entropije i ako se iskoristi linearizovana teorija nekompresibilnog strujanja vazduha, koristeći zakone kontinuiteta i momenta količine kretanja, mogu da se definišu karakteristike prostrujavanja kroz perforirane zidove sa stanovišta optimalnog eliminisanja reflektovanih udarnih talasa.



Slika 3. Oblik strujanja vazduha pri prostrujavanju kroz zid sa poprečnim procepima

Na sl.3 dat je oblik strujanja pri prostrujavanju kroz zid sa poprečnim procepima.

Ako je pritisak sa strane komore radnog dela aerotunela, strujna oblast III, prilagođen tako da ista masa struje po jedinici površine prolazi kroz zid u nekoj ravni, koja je paralelna sa zidom u strujnoj oblasti I koristeći uslov kontinuiteta, biće:

$$h_1 (\rho_1 v_1) = h_3 (\rho_3 v_3) \quad (3)$$

Ako se promena entropije zanemari, što je dozvoljeno u linearnoj teoriji, može da se iskoristi poznata relacija koja daje promenu gustine struje [2]:

$$\rho_3 v_3 = \rho_1 v_1 \left[ 1 - (M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}} (\theta_3 - \theta_1) \right] \quad (4)$$

Zamenom (4) u (3) dobija se:

$$h_1 = h_3 \left[ 1 - (M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}} (\theta_3 - \theta_1) \right] \quad (5)$$

Kako je

$$\begin{aligned} h_1 &= d \sin \theta_1 \cong d \theta_1 \\ h_3 &= s \sin \theta_3 \cong s \theta_3 = K_p d \theta_3 \end{aligned}$$

i ako se ove vrednosti uvrste u (5), dobija se:

$$\theta_1 = K_p \theta_3 \left[ 1 - (M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}} (\theta_3 - \theta_1) \right] \quad (6)$$

Rešavanjem ove jednačine po  $\theta_3 - \theta_1$  i razvijanjem u red, dobija se:

$$\theta_3 - \theta_1 = \frac{\frac{1}{K_p} - 1}{1 - \theta_1 (M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \theta_1 \quad (7)$$

ili daljom linearizacijom:

$$\theta_3 - \theta_1 = \left( \frac{1}{K_p} - 1 \right) \theta_1 \quad (8)$$

U linearizovanom supersoničnom strujanju, može se uvesti između promene pritiska i promene pravca vazdušne struje sledeća relacija:

$$\frac{\Delta P}{q_1} = \frac{-2}{(M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \Delta \theta \quad (9)$$

Ako se (9) primeni za strujanje u oblastima III i I, biće:

$$\frac{P_3 - P_1}{q_1} = \frac{-2}{(M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{K_p} - 1 \right) \theta_1 = K \theta_1 \quad (10)$$

Ako se pretpostavi da je nagib struje vazduha u oblasti I, (sl.3), posledica kosog udarnog talasa koji je preveo paralelnu neporemećenu struju vazduha Mahovog broja  $M_\infty$ , tada će, kao što je poznato u linearnoj kompresibilnoj teoriji, promena pritiska kroz kosi udarni talas biti:

$$\frac{P_1 - P_\infty}{q_1} = \frac{2}{(M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \theta_1 \quad (11)$$

Sada može da se odredi korektan faktor  $K_p$  za kompletno eliminisanje reflektovanih udarnih talasa, vodeći računa da pritisak sa strane komore radnog dela  $P_3$  bude jednak pritisku  $P_\infty$  uniformne struje:

$$\frac{P_1 - P_\infty}{q_1} + \frac{P_3 - P_1}{q_1} = \frac{P_3 - P_\infty}{q_1} = 0 \quad (12)$$

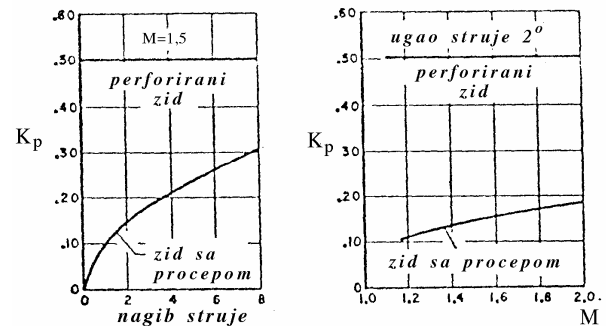
Posle korišćenja – uvođenja jednačina (10 i 11) dobija se:

$$\frac{2}{(M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \theta_1 - \frac{2}{(M_1^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{K_p} - 1 \right) \theta_1 = 0 \quad (13)$$

Iz (13) sledi da je odnos otvorenih površina zida(ova)  $K_p$ , koji je potreban za potpuno eliminisanje reflektovanih udarnih talasa:

$$K_p = \frac{1}{2} \quad (14)$$

Ova vrednost odnosa otvorenosti površina perforiranog zida(ova) za kompletno eliminisanje reflektovanih udarnih talasa, koja je dobijena iz linearne teorije, nezavisna je i od Mahovog broja i od intenziteta udarnog talasa. Konstantna karakteristika  $K_p=0,5$  je povoljna i čini perforirani zid(ove) prihvatljivijim u odnosu na druge vrste (sa uzdužnim procepima), zbog činjenice da je zid sa konstantnom geometrijom u stanju da zadovolji sve zahteve strujanja bez odbijanja pri različitim Mahovim brojevima i napadnim uglovima, kako je to pokazano na sl.4.



Slika 4. Odnos otvorenih površina za zid sa uzdužnim procepima i perforirani zid za potpuno eliminisanje reflektovanih udarnih talasa

Komponente brzine, koje su paralelne inicijalnom neporemećenom strujanju u oblastima I i III, u ovom slučaju, nisu jednake. Ako se primeni jednačina održanja momenta količine kretanja, koja može biti primenjena za površinu ograničenu dvema strujnim linijama, kako je to

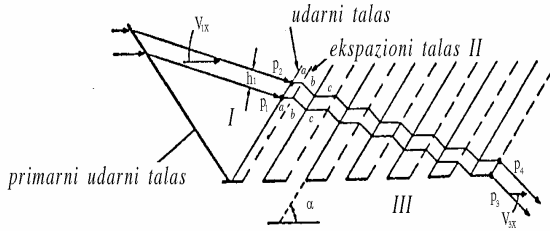
prikazano na sl.5, i kosim linijama  $P_1P_2$  i  $P_3P_4$ , pošto su pritisci na svim površinama a-a, b-b, c-c itd konstantni, onda je član pritiska u momentnoj jednačini:

$$[(P_1, P_2) \sin \alpha] p_1 - [(P_3, P_4) \sin \alpha] p_3 = C_1 (p_1 - p_3) \quad (15)$$

gde je  $C_1$  konstanta za dati Mahov broj. Potpuna jednačina kretanja je tada:

$$m_a (v_{1x} - v_{3x}) - C_1 (p_3 - p_1) = 0 \quad (16)$$

gde je  $m_a = h_1 \rho_1 v_1$  masa struje vazduha između dve strujne linije, kako je to prikazano na sl.5.



Slika 5. Strujne linije i oblik talasa za prostrujavanje vazduha kroz zid sa poprečnim procepima

Može se pisati da je:

$$(v_{3x} - v_{1x}) = \frac{C_1}{m_a} (p_1 - p_3) \quad (17)$$

Za reflektovani udarni talas, pritisak  $p_1$  je veći od pritiska  $p_3$ . Kao posledica toga, javlja se komponenta brzine  $v_{3x}$  koja je u oblasti komore radnog dela veća od komponente  $v_{1x}$  u oblasti I zakošene paralelne struje vazduha iza inicijalnog udarnog talasa.

Ako odnos otvorenih površina  $K_p$  perforiranog zida(ova) nije pravilno odabran, doći će do delimičnog odbijanja udarnih talasa.

Jednačina (10) koja važi za pad pritiska pri prostrujavanju kroz zid, u slučaju strujanja bez odbijanja, glasi:

$$\frac{p_1 - p_3}{q_\infty} = \frac{\Delta p_{ut}}{q_\infty} = K \theta_1 \quad (18)$$

gde je  $K = \frac{2}{(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}}}$  karakteristika zida koja je

konstantna za uslove strujanja bez odbijanja vazduha, a  $\Delta p_{ut}$  je porast pritiska kroz primarni udarni talas.

Parcijalna refleksija, sa porastom pritiska  $p_{pr}$  i promenom pravca vazdušne struje  $\Delta \theta$  je data izrazom:

$$\frac{(p_1 + \Delta p_{pr}) - p_3}{q_\infty} = \frac{\Delta p_{ut} + \Delta p_{pr}}{q_\infty} = (K + \Delta K)(\theta + \Delta \theta) \quad (19)$$

sa

$$K + \Delta K = \frac{2}{(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{K_p} - 1 \right) \quad (20)$$

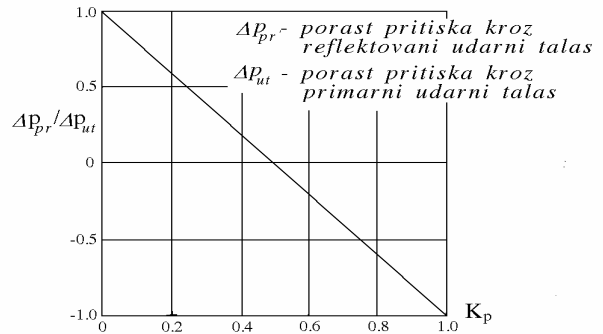
Konačnim sređivanjem jednačina (19) i (20) se dobija da je:

$$\frac{\Delta p_{pr}}{\Delta p_{ut}} = 1 - 2K_p \quad (21)$$

Linearna jednačina (21) daje odnose porasta pritiska kroz reflektovani udarni talas i porast pritiska kroz primarni udarni talas u funkciji koeficijenata prostrujavanja  $K_p$  (odnosa otvorenosti površine) perforiranog zida. Relacija (21) je prikazana grafički na sl.6.

Izraz (21) je prihvatljiv samo za uslove na izvesnom rastojanju iza udarnog talasa. Eksperimentalna potvrda ove konstatacije može se naći u [2].

Sa sl.6 i iz izraza (21) se vidi da će potpuno eliminisanje reflektovanog udarnog talasa nastati pri  $K_p=0,5$ , odnosno pri  $K_p=0$  (krut zid) će biti  $\Delta p_{pr}/\Delta p_{ut}=1$  što znači da će se udarni talas reflektovati punim intenzitetom.



Slika 6. Odnos otvorenosti površina perforiranog zida za parcijalno eliminisanje udarnog talasa

Prethodna analiza bila je zasnovana na pretpostavci da je strujanje vazduha izentropsko i da sledi linearizovanu teoriju Prandtl - Glauerta.

Faktor  $K$  u jednačini pada pritiska kroz zid, jednačina (10), glasi:

$$K = \frac{2}{(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{K_p} - 1 \right) \quad (22)$$

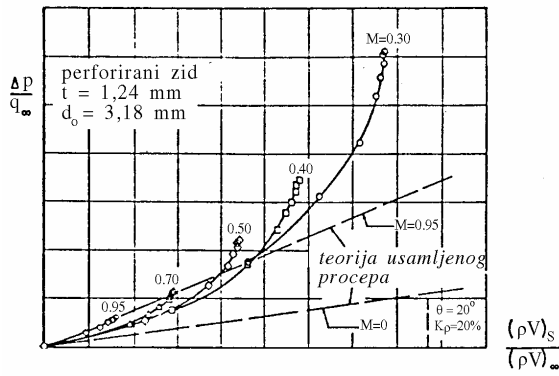
Jednačina (22) nije tačna za realno strujanje vazduha, naročito u slučajevima Mahovih brojeva koji su bliski jedinici, zbog linearizovane teorije, koja implicira da kada Mahov broj teži jedinici, faktor  $K$  teži beskonačnosti. U stvarnom strujanju vazduha faktor  $K$  je konačna vrednost.

Odnos otvorenih površina perforiranih zidova  $K_p$  mora biti značajno smanjen u blizini Mahovog broja  $M=1$ , da bi se postigla neophodno velika vrednost faktora  $K$ .

### Eksperimentalna potvrda karakteristika prostrujavanja perforiranih zidova radnog dela aerotunela

U potvrđivanju i dopunjavanju teorije karakteristika prostrujavanja perforiranih zidova, urađen je veliki broj eksperimenata. Ovi eksperimenti su obezbedili široko područje primenljive geometrije zida(ova), u kojima su varirani različiti parametri: debljina zida ( $t$ ), veličina ( $d_o$ ) i orijentacija otvora ( $\theta$ ), Mahov broj i dr.

McLafferty [1] (*United Aircraft Corporation*) izvršio je nekoliko serija ispitivanja uticaja Mahovog broja na karakteristike prostrujavanja perforiranih zidova. Tipični rezultati jednog takvog ispitivanja prikazani su na sl.7.



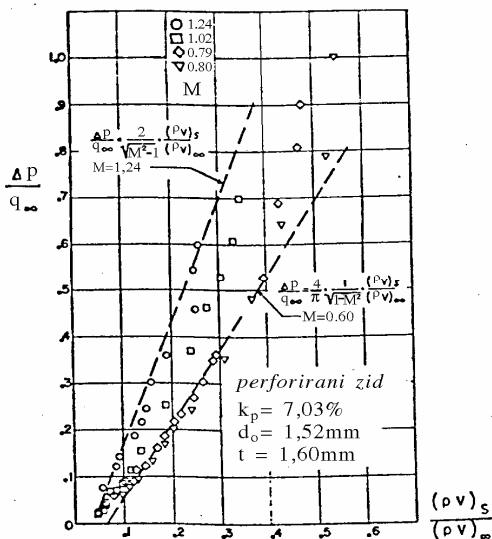
Slika 7. Karakteristike prostrujavanja kroz perforirani zid pri različitim subsoničnim Mahovim brojevima

Ovo ispitivanje je izvršeno pri odnosu otvorenih površina  $K_p$  od aproksimativno 7 (%), prečnika otvora  $d_0=3,18$  (mm) i debljini zidova  $t=1,24$  (mm).

Rezultati ispitivanja pokazuju da se nagib krive prostrujavanja povećava sa povećanjem subsoničnog Mahovog broja na aproksimativnu vrednost koju predviđa teorija. Krive pokazuju izrazitu tendenciju odstupanja od linearnih karakteristika pri većim brzinama prostrujavanja.

Pri svakom Mahovom broju karakteristike postaju znatno strmije pri većim brzinama prostrujavanja; pri tim brzinama dolazi do zagušenja vazdušne struje, tj. do naglog povećanja otpora prostrujavanja. Ovo zagušenje se dešava pri relativno velikim uglovima prostrujavanja. Za aerotunelska ispitivanja, najinteresantnije područje uglova prostrujavanja je aproksimativno do  $5^\circ$ , pa u toj oblasti neće doći do zagušenja i velikog odstupanja od teorijskih vrednosti.

Serijsa ispitivanja i teorijska analiza, koju je izvršio Hill (*United Aircraft Corporation*), za odnose otvorenih površina 7(%), prečnika otvora  $d_0=1,52$  (mm) i debljine zida  $t=1,60$  (mm), obuhvatila je i nadzvučnu oblast brzina,  $M=0,6 \div 1,24$ , kako je to prikazano na sl.8.



Slika 8. Karakteristike prostrujavanja perforiranog zida pri subsoničnom, soničnom i supersoničnom strujanju

Očigledno je da se sa povećanjem Mahovog broja nagib karakteristika prostrujavanja povećava. Vidi se poklapanje karakteristike prostrujavanja za  $M=0,6$  sa predviđanjima

teorije za individualne procepe.

U slučaju  $M=1,24$  ispitivana kriva je takođe u zadovoljavajućoj saglasnosti sa teorijskim nagibom.

Obe ove pretpostavke u teorijskoj analizi su potpuno opravdane s obzirom da je odnos otvorenih površina bio mali (~7%). Važno je napomenuti da u navedenom eksperimentu pravac struje vazduha nije bio nagnut već paralelan sa ispitivanim zidovima, tako da bi jednačina pada pritiska prostrujavanja morala biti modifikovana za razliku od teorijske analize za zakošeno supersonično strujanje. Međutim, zbog malog odnosa otvorenih površina ispitivanog zida, razlika između zakošenog i paralelnog strujanja je vrlo mala.

U prikazanim eksperimentima karakteristične krive pokazuju povećanu krivinu u oblasti manjih brzina prostrujavanja, što je posledica viskoznih efekata vazduha. Pri većim brzinama prostrujavanja, granični sloj je potpuniše isisan kroz perforirane zidove, pa u toj oblasti postoji i bolje slaganje sa teorijom.

Generalno se može zaključiti da se perforirani zidovi radnog dela aerotunela ponašaju shodno prikazanom teorijskom razmatranju. Linearizovana potencijalna strujna teorija može predvideti karakteristike perforiranih zidova samo kada je granični sloj tanak i kada je debljina perforiranog zida mala u poređenju sa prečnikom otvora. Srednje brzine prostrujavanja moraju da budu manje od brzina koje bi dovele do zagušenja struje vazduha pri prostrujavanju.

### Metoda linearizacije eksperimentalnih karakteristika prostrujavanja vazduha kroz perforirane zidove transsoničnog radnog dela aerotunela

U [3 i 4] dato je da se karakteristika prostrujavanja vazduha kroz perforirane zidove može aproksimirati linearnom matematičkom formom:

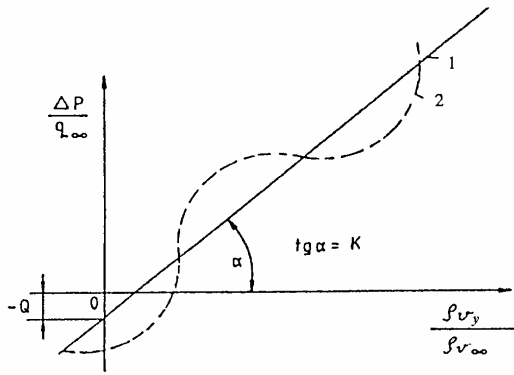
$$\frac{P_\infty - P_{KO}}{q_\infty} = k \frac{(\rho_\infty v_h)}{(\rho_\infty v_\infty)} - Q \quad (23)$$

gde su:

$$\rho_\infty v_h A_z = \dot{m}_{ODS} \quad (24)$$

$$\rho_\infty v_\infty A_\infty = \dot{m}_\infty \quad (25)$$

Označimo da je  $\Delta P = P_\infty - P_{KO}$ . U [3 i 4] opisana je promena vrednosti  $k$  i  $Q$  sa  $M_\infty$  geometrijom izvedenih perforacija zidova okozvučnog radnog dela (ORD) i ukazano je da se dobijaju eksperimentalnim putem. Na sl.9, kao opšta ilustracija, prikazana je (ne konkretna) karakteristika perforiranog zida ORD zavisno od  $(\Delta P/q_\infty) = f(\rho_\infty v_h / \rho_\infty v_\infty)$  i njena linearna aproksimacija, gde je prikazano šta predstavljaju vrednosti  $k$  i  $Q$ .

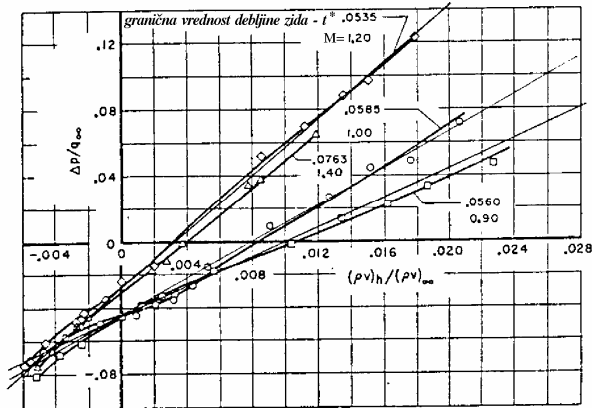


Slika 9. Karakteristika perforiranog zida (ova)  $(\Delta P/q_\infty)=f(\rho v_h/\rho v_\infty)$  i njena linearna aproksimacija: 1- linearna aproksimacija, 2- izmerna karakteristika

U izrazu (23)  $v_h$  je komponenta brzine strujanja vazduha normalna na perforirani zid,  $(\rho_\infty v_h A_z)$  je protok mase vazduha kroz perforirani zid.

Opseg promena  $k$  i  $Q$  biće određen na osnovu eksperimentalnih rezultata koji su dati u referenci [1].

Na sl.10 je prikazan uticaj Mahovog broja na protočne karakteristike perforiranog zida sa nagibom otvora  $60^\circ$ , prečnikom otvora ( $d_o$ )  $1/8''$ , debljine zida ( $t$ )  $1/8''$ , otvorenosti površine zida  $6(\%)$ , za relativno male vrednosti debljine zida, koji su dobijeni eksperimentom.



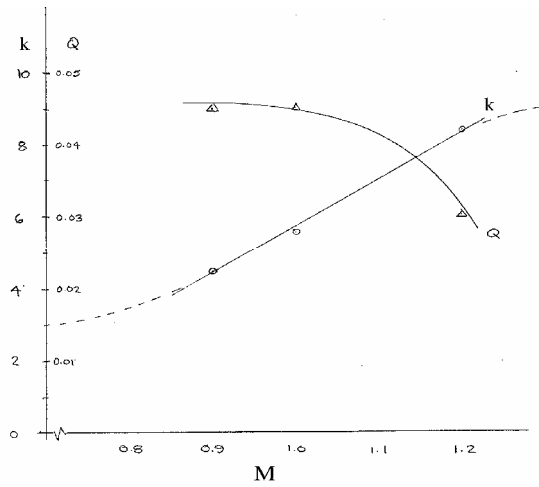
Slika 10. Uticaj Mahovog broja na protočne karakteristike perforiranog zida sa nagibom otvora  $60^\circ$ ; prečnikom otvora  $1/8''$ , debljine zida  $1/8''$ , otvorenost površine zida  $6(\%)$ , za relativno male vrednosti debljine zida

Na osnovu eksperimentalnih rezultata sa sl.10 može da se sačini tabela 1.

Tabela 1

M	$\frac{t}{d_o}$	$k = \frac{d \left( \frac{\Delta p}{q_\infty} \right)}{d \left( \frac{\rho v_h}{\rho v_\infty} \right)}$	Q
0.90	0.448	4.44	0.045
1.10	0.468	5.56	0.045
1.20	0.428	8.38	0.030

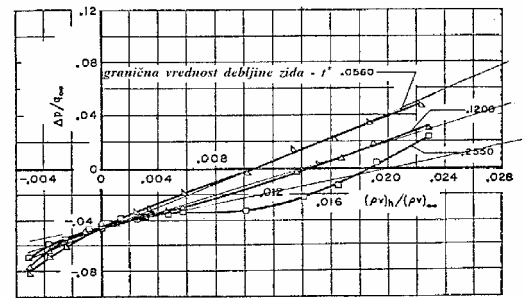
Na osnovu tabele 1 mogu da se nacrtaju dijagrami zavisnosti  $k=f(M)$  i  $Q=f(M)$ , kako je to prikazano na sl.11.



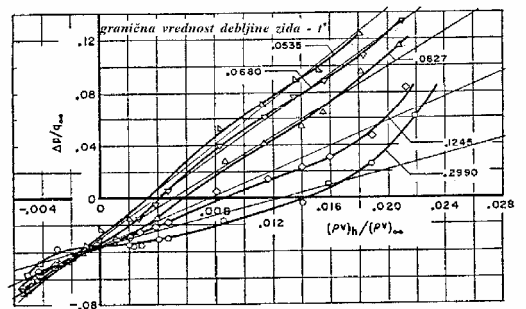
Slika 11. Uticaj Mahovog broja na  $k$  i  $Q$  za  $t/d_o \cong 0,45$

Na slici 12 dati su eksperimentalni rezultati koji pokazuju uticaj graničnih vrednosti debljine perforiranog zida na protočnu karakteristiku perforiranog zida gde su nagibi otvora  $60^\circ$ , prečnik otvora ( $d_o$ )  $1/8''$ , debljine zida ( $t$ )  $1/8''$ , odnos otvorenosti površine zida  $6(\%)$ , za  $M=0,90$  i  $M=1,20$ .

Na osnovu eksperimentalnih rezultata sa slike 12, može da se sačini tabela 2.



a.  $M = 0.90$ .



b.  $M = 1.20$ .

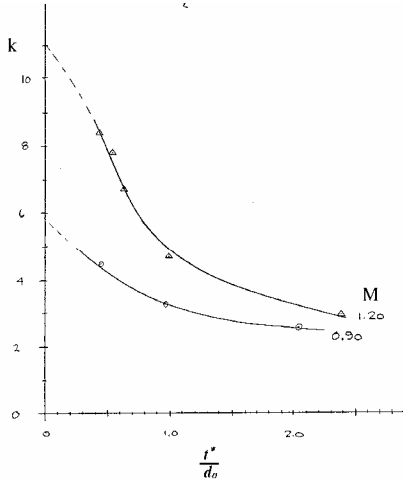
Slika 12. Uticaj granične vrednosti debljine perforiranog zida na protočne karakteristike perforiranog zida sa nagibom otvora  $60^\circ$ , prečnikom otvora ( $d_o$ )  $1/8''$ , debljinom zida ( $t$ )  $1/8''$ , sa otvorenosću površine zida ( $K_p$ )  $6(\%)$

Tabela 2

M	$\frac{t}{d_o}$	$k = \frac{d \left( \frac{\Delta p}{q_\infty} \right)}{d \left( \frac{\rho v_h}{\rho v_\infty} \right)}$	Q
0.90	0.448	4.44	0.045
0.90	0.960	3.21	0.045
0.90	2.040	2.57	0.045

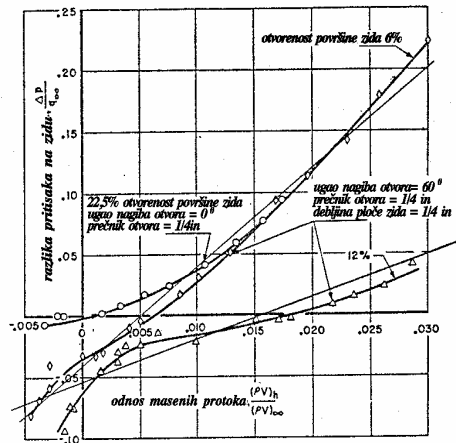
1.20	0.428	8.38	0.030
1.20	0.544	7.78	0.030
1.20	0.662	6.67	0.035
1.20	0.996	4.63	0.035
1.20	2.392	2.90	0.035

Na osnovu podataka iz tabele 2 mogu da se nacrtaju dijagrami zavisnosti  $k=f(t/d_o)$  za  $M=0,90$  i  $M=1,20$ , sl.13.

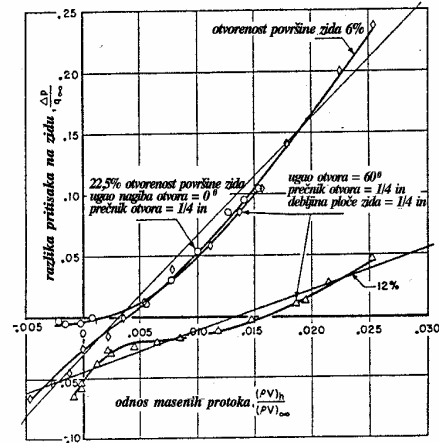


Slika 13. Karakteristike perforiranog zida- uticaj granične vrednosti debljina zida na  $k$ , tj.  $k=f(t/d_o)$

Na osnovu eksperimentalnih rezultata iz [1] prikazanih na slici 14, može da se sačini tabela 3 uticaja otvorenosti površine zida ( $K_p$ ), za različite Mahove brojeve, na vrednosti  $k$  i  $Q$ .



a.  $M = 0.90$ .



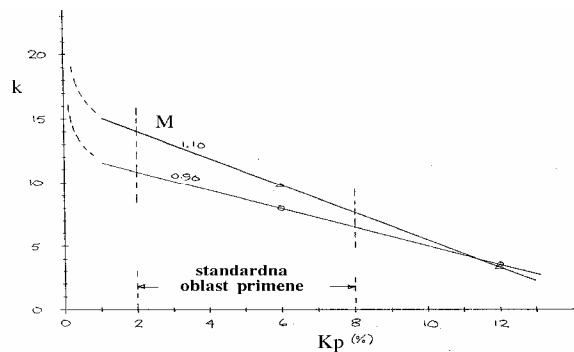
b.  $M = 1.10$ .

Slika 14. Poređenje između protočnih karakteristika perforiranog zida sa normalnim otvorima i perforiranog zida sa otvorima pod uglom nagiba, za  $K_p=22,5(\%)$

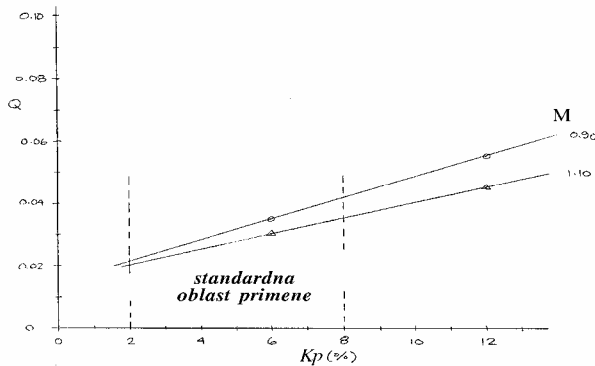
Tabela 3

$M$	$K_p$ (%)	$k$	$Q$
0.90	6	8.00	0.035
0.90	12	3.51	0.055
1.10	6	9.80	0.030
1.10	12	3.33	0.045

Na osnovu podataka iz tabele 3, mogu da se nacrtaju dijagrami zavisnosti  $k=f(K_p)$  i  $Q=f(K_p)$  za  $M=0,90$  i  $M=1,10$  prikazani na slikama 15 i 16.

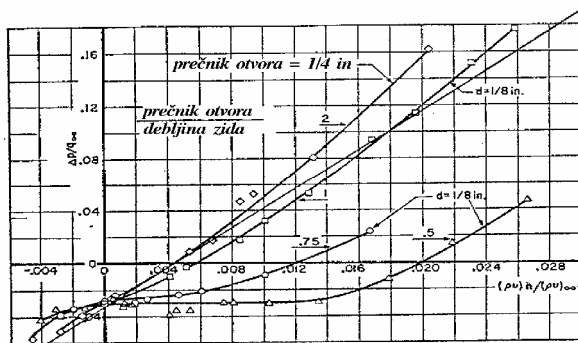


Slika 15. Karakteristike perforiranog zida – uticaj otvorenosti površine zida  $K_p$  na  $k$ , za  $M=0,90$  i  $M=1,10$ .



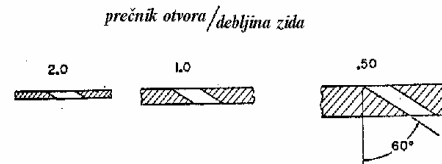
Slika 16. Karakteristike perforiranog zida – uticaj otvorenosti površine zida  $K_p$  na  $Q$ , za  $M=0,90$  i  $M=1,10$ .

Na sl.17 su prikazane eksperimentalne protočne karakteristike perforiranih zidova sa nagibom otvora  $60^\circ$  za različite odnose prečnika otvora i debljine zidova ( $d_o/t$ ), otvorenosti površine zidova 6(%) za  $M=0,90$ .



Slika 17. Protočne karakteristike perforiranih zidova sa nagibom otvora  $60^\circ$  za različite odnose prečnika otvora i debljine zidova ( $d_o/t$ ), otvorenosti površine zidova 6(%) za  $M=0,90$ .

Na slici 18 je prikazana ilustracija geometrije perforiranih zidova sa otvorima pod nagibom, za različite odnose prečnika otvora prema debljini zida ( $d_o/t$ ).



Slika 18. Prikaz geometrije perforiranih zidova sa otvorima pod nagibom od  $60^\circ$ , za različite odnose prečnika otvora prema debljini zida ( $d_o/t$ )

## Zaključak

Zidovi radnog dela transsoničnih aerotunela definišu prostor u kome se vrši ispitivanje modela letelice. Svojom konfiguracijom i hardverskom realizacijom treba da obezbede što približnije uslove slobodnog leta letelice. Dobijanje osnovnih karakteristika zidova (perforiranih zidova) eksperimentalnim putem vezano je za višedecenijski rad mnogih istraživača u svetski poznatim aerodinamičkim laboratorijama. Rezultati takvih istraživanja se koriste za matematičko modeliranje procesa strujanja vazduha u radnom delu transsoničnih aerotunela i za korekcije dobijenih eksperimentalnih rezultata.

## Literatura

- [1] GOETHERT, B.H. *Transsonic wind tunnel testing*. Pergamon Press, New York, 1961.
- [2] RAŠUO, B. *Aerodinamičke osobenosti transsoničnih aerotunela*. magistarski rad, Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd, 1980.
- [3] BLIZANAC, B. Matematičko modeliranje i analogna električna simulacija dinamike sistema regulacije Mahovog broja u trisoničnom aerodinamičkom tunelu T-38. *Naučnotehnički pregled*, 1996, vol. XLVI, no. 9-10, p. 38-44.
- [4] BLIZANAC, B. Određivanje indeksa kontrolabilnosti sistema upravljanja i regulacije mahovog broja aerotunela sa natpritiskom pre-kidnog dejstva. *Naučnotehnički pregled*, 1998, vol. XLVIII, no. 4, p. 108-113.

Rad primljen: 5.6.2000.god.