

UNIVERZITET U BEOGRADU

MAŠINSKI FAKULTET

Dijana B. Damljanović

**TAČNOST MERENJA PARAMETARA STRUJNOG
POLJA U SUPERSONIČNIM AEROTUNELIMA**

doktorska disertacija

Beograd, 2013.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Dijana B. Damljanović

**MEASUREMENT ACCURACY OF FLOW FIELD
PARAMETERS IN SUPERSONIC WIND TUNNELS**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2013

Komisija za pregled i odbranu doktorske disertacije:

Mentor: Prof. dr Boško Rašuo
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

Članovi komisije: Prof. dr Aleksandar Bengin
Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

Prof. dr Slobodan Gvozdenović
Univerzitet u Beogradu, Saobraćajni fakultet

Datum odbrane:

P R E D G O V O R

Nadam se da će ovaj rad, osim svoje osnovne namene, biti koristan za sve one koji žele da saznaju nešto više o eksperimentalnoj aerodinamici, a kolegama i istraživačima u ovoj oblasti dati jasne smernice u budućem radu.

Zahvaljujem se kolegama eksperimentalne aerodinamičke laboratorije Vojnotehničkog instituta na saradnji tokom realizacije aerotunelskih ispitivanja i najbližim saradnicima Aleksandru Vitiću i Đorđu Vukoviću na stručnim savetima i izuzetnoj kolegijalnosti.

Hvala dr Zoranu Anastasijeviću, dr Jovanu Isakoviću i mentoru prof. dr Bošku Rašuo na stručnoj i moralnoj podršci.

Veliko hvala Mama Mari, Tata Boži i Pekiju na strpljenju i podršci, Tetkinom Mačku na osmesima i Darlingu jer je uz mene.

Beograd, 27. 12. 2013. godine

Za buduće dane!

Đijana Damljanović

Tačnost merenja parametara strujnog polja u supersoničnim aerotunelima

Rezime

Predmet doktorske disertacije je istraživanje tačnosti merenja najbitnijih parametara supersoničnog strujnog polja u 3D radnom delu trisoničnog aerotunela T-38 sa nadpritiskom Vojnotehničkog instituta u Beogradu.

Složenost i međuzavisnost različitih fenomena koji prate aerotunelska ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina zahtevali su formiranje poboljšane metodologije merenja relevantnih parametara strujnog polja većeg nivoa tačnosti. Proučavanjem postojećih metodologija i analiziranjem svih činioca koji olakšavaju ili otežavaju upotrebu pojedinih metoda definisana je optimalna metodologija merenja i unapređen primarni merni sistem prilagođen specifičnostima aerotunela T-38 u supersoničnim uslovima strujanja.

Istraživanje je bazirano na 1) teorijskoj analizi mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja i 2) analizi rezultata određenog broja eksperimentalnih merenja u okviru novo-integrisanog primarnog mernog sistema.

Aerodinamičkim ispitivanjem supersonično-hipersoničnog modela standardne geometrije i poređenjem sa rezultatima dobijenim u relevantnim svetskim supersoničnim aerotunelima izvršena je verifikacija rezultata istraživanja bazirana na teoretsko-metodološkom unapređenju tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja u aerotunelskoj instalaciji kakva je T-38.

Ključne reči: aerotunel, supersonično strujno polje, primarni merni sistem, kalibracija, radni deo, Mahov broj, standardni model

Naučna oblast: Mašinstvo

Uža naučna oblast: Vazduhoplovstvo

UDK 533.6.07/.08(043.3)

Measurement Accuracy of Flow Field Parameters in Supersonic Wind Tunnels

Abstract

The subject of the PhD thesis is an investigation of measurement accuracy of relevant parameters of supersonic flow field in the 3D test section of the T-38 trisonic blowdown wind tunnel of the Military Technical Institute in Belgrade.

Complexity and interaction of different phenomena, which exist in the supersonic wind tunnel testing, required to define an improved methodology for measurement of the relevant flow field parameters of the increased accuracy level. Existing methodologies and all the factors which facilitate or make difficult the use of some methods had been studied and, based on these, the optimal methodology of measurement was defined and the primary measuring system was improved in accordance with specifications of the T-38 wind tunnel in supersonic flow conditions.

The research was based on 1) theoretical analysis of possibility to improve accuracy of measurement of supersonic flow field parameters and 2) analysis of experimental results of a certain number of measurements in a framework of new-implemented primary measuring system.

Verification of the research of the theoretical-methodical improvements of the measurement accuracy of supersonic flow field parameters in wind tunnels of the T-38 type was done in testing of a supersonic-hypersonic model of the standard geometry and obtained results were compared with those from the worlds' relevant supersonic wind tunnels.

Key Words: Wind Tunnel, Supersonic Flow Field, Primary Measuring System, Calibration, Test Section, Mach Number, Standard Model

Scientific Discipline: Mechanical Engineering

Scientific Subdiscipline: Aeronautics

UDK 533.6.07/.08(043.3)

S A D R Ž A J

Korišćene oznake i skraćenice	v
1 Uvod	1
1.1 Specifičnosti i problematika ispitivanja u supersoničnim aerotunelima	2
1.1.1 Problem prelaznih opterećenja	2
1.1.2 Specifičnosti merenja parametara strujnog polja	3
1.1.3 Problematika kalibracije radnog dela aerotunela	4
1.1.4 Izbor standardnih aerotunelskih modela.....	5
1.1.5 Specifičnosti procedure izvođenja ispitivanja.....	5
1.1.6 Specifičnosti prikupljanja i obrade podataka	6
2 Parametri strujnog polja i tačnost aerotunelskih merenja	8
2.1 Kalibracione procedure	10
2.2 O kvalitetu strujnog polja.....	11
2.3 Relevantne jednačine strujanja.....	12
2.4 Primarni mereni parametri strujnog polja	15
2.5 Primarni izvedeni parametri strujnog polja.....	21
2.6 Uticaj uzdužnog gradijenta Mahovog broja na aerodinamički otpor	29
2.7 Upravljanje zaustavnim pritiskom u aerotunelima.....	32
3 Eksperimentalna aerotunelska instalacija	34
3.1 Opis eksperimentalne instalacije	34
3.2 Funkcionalnost, performanse i kvalitet struje vazduha u 3D radnom delu u fleksibilnom mlazniku	36
3.3 Verifikacija eksperimentalne instalacije u standardnim ispitivanjima.....	44
3.4 Ocena kompetentnosti izabrane eksperimentalne instalacije za istraživanja u supersoničnoj oblasti brzina	51

4	Analiza mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja	52
4.1	Mogući koncepti merenja parametara strujnog polja	53
4.1.1	Metoda zasnovana na merenju zaustavnog i statičkog pritiska.....	53
4.1.2	Metoda zasnovana na merenju dva zaustavna pritiska.....	54
4.1.3	Metoda zasnovana na korišćenju rezultata kalibracije radnog dela	55
4.1.4	Dosadašnja praksa u aerotunelu T-38	56
4.2	Opseg vrednosti merenih veličina	56
4.2.1	Radno područje aerotunela u supersoničnoj oblasti brzina.....	56
4.2.2	Izbor opsega davača pritiska	59
4.3	Procena tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja.....	60
4.4	Problem merenja baznog pritiska	64
4.5	Pitanje kalibracije radnog dela	66
4.6	Problem brzine odziva davača pritiska.....	71
4.7	Mogućnost postavljanja pito-sonde u radni deo aerotunela	72
4.8	Izbor opsega Mahovih brojeva za visoko-supersoničnu konfiguraciju aerotunela	75
4.9	Rekapitulacija analize sa preporukama	76
5	Integracija i podešavanje primarnog mernog sistema aerotunela	79
5.1	Unapređenje sistema za merenje pritiska	79
5.1.1	Sistem sonde za merenje pritiska	79
5.1.2	Sistem davača pritiska	80
5.1.2.1	Davači pritiska nove generacije	81
5.1.2.2	Integracija novih davača pritiska u sistem za prikupljanje podataka	83
5.1.3	Sistem za kalibraciju davača pritiska	84
5.1.3.1	Kalibracija novih davača pritiska primarnog mernog sistema	87
5.2	Unapređenje sistema za merenje temperature	88
5.3	Unapređenje sistema za merenje vlažnosti vazduha	90
5.3.1	Sistem za sušenje vazduha	91
5.3.2	Uređaji za merenje vlažnosti vazduha.....	92
5.4	Rekapitulacija izvršenih modifikacija primarnog mernog sistema	97

6	Reevaluacija osnovnih kalibracionih procedura	99
6.1	Određivanje korekcija primarnih parametara strujnog polja.....	99
6.1.1	Supersonični 3D radni deo aerotunela T-38.....	102
6.1.2	Određivanje primarnih parametara strujnog polja.....	103
6.1.2.1	Supersonični radni deo konfiguracije 3DNN	103
6.1.2.2	Supersonični radni deo konfiguracije 3DV2	104
6.1.3	Određivanje položaja jedinične sonde.....	105
6.1.4	Merenje jediničnim sondama u osi supersoničnog radnog dela.....	106
6.1.4.1	Merenje statičkog pritiska u osi radnog dela konfiguracije 3DNN.....	106
6.1.4.2	Merenje zaustavnog pritiska u osi radnog dela konfiguracije 3DV2	107
6.1.5	Vizualizacija supersoničnog strujnog polja.....	107
6.1.6	Dodatna obrada i analiza rezultata merenja	109
6.2	Ažuriranje aerotunelske baze podataka	116
6.3	Analiza odstupanja parametara strujnog polja sa stanovišta eksploatacije aerotunelskog postrojenja.....	117
6.4	Tok kalibracionih podataka u obradi aerotunelskih ispitivanja.....	121
6.5	Rekapitulacija izvršenih osnovnih kalibracionih procedura	121
7	Verifikacija rezultata istraživanja u ispitivanjima standardnog modela	124
7.1	Standardni aerotunelski model HB.....	124
7.2	Aerotunelska ispitivanja standardnog modela HB	127
7.2.1	Prva faza ispitivanja modela HB	127
7.2.2	Druga faza ispitivanja modela HB	130
7.3	Analiza i verifikacija rezultata istraživanja	136
7.3.1	Verifikacija poluprovodničke aerovage	136
7.3.2	Analiza regularnosti vlažnosti vazduha u supersoničnom strujnom polju	138
7.3.3	Analiza relevantnih parametara strujnog polja.....	139
7.3.4	Analiza uticaja metode merenja parametara strujnog polja na aerodinamičke karakteristike standardnog modela.....	146
7.3.5	Analiza eksperimentalnih rezultata merenja baznog pritiska.....	149
7.3.6	Korelacija izmerenih aerodinamičkih karakteristika standardnog modela sa referentnim podacima.....	151

8	Zaključak i pravci daljih istraživanja	157
8.1	Rekapitulacija rezultata istraživanja.....	157
8.2	Perspektive i pravci daljih istraživanja.....	159
8.3	Zaključak i doprinos istraživanja	162
	Literatura	164

KORIŠĆENE OZNAKE I SKRAĆENICE

Aerodinamički koeficijenti

C_A	Koeficijent ukupne aksijalne sile
C_{A0}	Koeficijent ukupne aksijalne sile pri nultom napadnom uglu
C_{Ab}	Koeficijent aksijalne sile baze
C_{Ab0}	Koeficijent aksijalne sile baze pri nultom napadnom uglu
C_{Af}	Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela
C_{Af0}	Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela pri nultom napadnom uglu
C_m	Koeficijent momenta propinjanja
C_N	Koeficijent normalne sile
$C_{N\alpha0}$	Gradijent koeficijenta normalne sile pri nultom napadnom uglu, [$1/^\circ$]
C_{pb}	Koeficijent baznog pritiska
C_x	Koeficijent sile otpora prednjeg dela tela
C_{xpl}	Koeficijent aerodinamičkog otpora usled efekta plivanja
C_z	Koeficijent sile uzgona

Aerotunelski parametri

pit	Ugao propinjanja mehanizma za pozicioniranje modela u aerotunelu, [$^\circ$]
pit_i	Ugao propinjanja mehanizma računat za i -ti uzorak očitani u merenju, [$^\circ$]
rol	Ugao valjanja mehanizma za pozicioniranje modela u aerotunelu, [$^\circ$]
rol_i	Ugao valjanja mehanizma računat za i -ti uzorak očitani u merenju, [$^\circ$]
t	Raspoloživo aerotunelsko vreme ispitivanja, [K]

Parametri modela

D	Prečnik modela, [m]
L_m	Dužina modela, [m]
S	Referentna površina modela, [m^2]

V Zapremina modela, [m³]

α Napadni ugao, [°]

Parametri strujnog polja

C_v Specifična toplota pri konstantnoj zapremini, [J/kg/K]

C_p Specifična toplota pri konstantnom pritisku, [J/kg/K]

H Apsolutna vlažnost vazduha

H_z Apsolutna vlažnost zasićenog vazduha

k_{p_o} Faktor korekcije zaustavnog pritiska

M Mahov broj

M' Mahov broj iza normalnog udarnog talasa

M_i Mahov broj određen za i -ti uzorak očitani tokom testa; Lokalni Mahov broj

M_n Nominalni Mahov broj

M_r Mahov broj u centru radnog dela

ΔM Odstupanje Mahovog broja primarnog mernog sistema od Mahovog broja u centru radnog dela; Korekcija Mahovog broja

ΔM_n Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela

$\Delta M_{n_{p_{st}}}$ Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela određenog iz merenja statičkog pritiska

$\Delta M_{n_{p_o}'}$ Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela određenog iz merenja zaustavnog pritiska

$\Delta M_{n_{travers}}$ Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela određenog iz merenja traversirajućim češljem

$\Delta M_{p_{st}}$ Odstupanje Mahovog broja primarnog mernog sistema od Mahovog broja u centru radnog dela iz merenja statičkog pritiska; Korekcija Mahovog broja iz merenja statičkog pritiska

$\Delta M_{p_o}'$ Odstupanje Mahovog broja primarnog mernog sistema od Mahovog broja u centru radnog dela iz merenja zaustavnog pritiska; Korekcija Mahovog broja iz merenja zaustavnog pritiska

p_{atm}	Atmosferski pritisak, [Pa, bar]
p_b	Bazni pritisak, [Pa, bar]
p_{b1}	Bazni pritisak meren diferencijalnim davačem, [Pa, bar]
p_{b2}	Bazni pritisak meren apsolutnim davačem, [Pa, bar]
p_o	Zaustavni pritisak, [Pa, bar]
p_{oi}	Zaustavni pritisak određen za i -ti uzorak očitani tokom testa, [Pa, bar]
$p_{o\max}$	Maksimalni radni zaustavni pritisak, [Pa, bar]
$p_{o\min}$	Minimalni radni zaustavni pritisak, [Pa, bar]
p_{on}	Nominalni zaustavni pritisak, [Pa, bar]
p_{or}	Zaustavni pritisak u centru radnog dela, [Pa, bar]
$p_{o\text{start}}$	Zaustavni pritisak pri uspostavljanju strujanja, [Pa, bar]
$p_{o\text{stop}}$	Zaustavni pritisak pri prekidanju strujanja, [Pa, bar]
$p_{o\text{start},2,\text{grlo}}$	Zaustavni pritisak pri uspostavljanju strujanja sa drugim grlom, [Pa, bar]
$p_{o\text{stop},2,\text{grlo}}$	Zaustavni pritisak pri prekidanju strujanja sa drugim grlom, [Pa, bar]
p_o'	Zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, [Pa, bar]
p_{oi}'	Zaustavni pritisak iza normalnog udarnog određen za i -ti uzorak očitani tokom testa, [Pa, bar]
$p_o'\max$	Maksimalni radni zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, [Pa, bar]
$p_o'\min$	Minimalni radni zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, [Pa, bar]
$p_o'r$	Zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa u centru radnog dela, [Pa, bar]
$p_o'\text{start}$	Zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa pri uspostavljanju strujanja, [Pa, bar]
p_{st}	Statički pritisak, [Pa, bar]
p_{st}'	Statički pritisak iza normalnog udarnog talasa, [Pa, bar]
p_{sti}	Statički pritisak određen za i -ti uzorak očitani tokom testa, [Pa, bar]
$p_{st\max}$	Maksimalni radni statički pritisak, [Pa, bar]

p_{stmin}	Minimalni radni statički pritisak, [Pa, bar]
p_{str}	Statički pritisak u centru radnog dela, [Pa, bar]
$p_{ststart}$	Statički pritisak pri uspostavljanju strujanja, [Pa, bar]
$p_{st}'_{start}$	Statički pritisak iza normalnog udarnog talasa pri uspostavljanju strujanja, [Pa, bar]
p_t	Pritisak vazduha u rezervoaru, [bar]
Δp	Razlika pritiska merenog sondom u osi radnog dela i primarnim mernim sistemom, [bar]
Δp_{st}	Razlika statičkog pritiska merenog sondom u osi radnog dela i primarnim mernim sistemom, [bar]
$\Delta p_o'$	Razlika zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa merenog sondom u osi radnog dela i primarnim mernim sistemom, [bar]
q	Dinamički pritisak, [Pa, bar]
q_i	Dinamički pritisak određen za i -ti uzorak očitani tokom testa, [Pa, bar]
q_{max}	Maksimalni radni dinamički pritisak, [Pa, bar]
q_{min}	Minimalni radni dinamički pritisak, [Pa, bar]
q_r	Dinamički pritisak u centru radnog dela, [Pa, bar]
Re	Rejnoldsov broj za jediničnu dužinu, [1/m]
Re_i	Jedinični Rejnoldsov broj određen za i -ti uzorak očitani tokom testa, [1/m]
MRe	Rejnoldsov broj za referentnu dužinu modela, [10^6]
T	Statička temperatura, [K]
T_o	Zaustavna temperatura, [K]
T_{oi}	Zaustavna temperatura određena za i -ti uzorak očitani tokom testa, [K]
T_D	Temperatura tačke rose vazduha, [°C]
γ	Uglovnost struje vazduha u vertikalnoj ravni, [°]
χ	Uglovnost struje vazduha u horizontalnoj ravni, [°]
κ	Poasonov koeficijent, odnos specifičnih toplota
φ	Relativna vlažnost vazduha

Statističke veličine

x, y, z	Nezavisno merene veličine, [*]
\Re	Zavisno merena veličina, [*]
σ	Standardna devijacija, [*]
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Standardne devijacije nezavisno merenih veličina, [*]
σ_{\Re}	Standardna devijacija zavisno merene veličine, [*]
σ_{α}	Standardna devijacija uglovnosti struje vazduha, [°]
σ_M	Standardna devijacija Mahovog broja
σ_q	Standardna devijacija dinamičkog pritiska, [Pa, bar]
σ_{p_o}	Standardna devijacija zaustavnog pritiska, [Pa, bar]
$\sigma_{C_{pb}}$	Standardna devijacija koeficijenta baznog pritiska

Komponente ukupnog aerodinamičkog opterećenja

R_x, R_A	Aksijalna sila, [N]
R_y	Bočna sila, [N]
R_z, R_N	Normalna sila, [N]
M_x	Moment valjanja, [Nm]
M_y	Moment propinjanja, [Nm]
M_z	Moment skretanja, [Nm]

Komponente ukupnog aerodinamičkog opterećenja tokom prelaznih pojava

F_{Tx}	Aksijalna sila, [N]
F_{Tz}	Normalna sila, [N]
M_{Ty}	Moment propinjanja, [Nm]

Merne komponente aerovage

F_{xx}	Aksijalna sila, [N]
F_{yy}	Bočna sila, [N]

F_{zz}	Normalna sila, [N]
M_{xx}	Moment valjanja, [Nm]
M_{yy}	Moment propinjanja, [Nm]
M_{zz}	Moment skretanja, [Nm]
M_{y1}	Moment propinjanja, prednji merni presek, [Nm]
M_{y2}	Moment propinjanja, zadnji merni presek, [Nm]
M_{z1}	Moment skretanja, prednji merni presek, [Nm]
M_{z2}	Moment skretanja, zadnji merni presek, [Nm]
T_{xx}	Temperatura, [°C]

Ostale

k_0, k_1, k_2, k_3	Kalibracioni koeficijenti, [*]
n	Broj uzoraka u segmentu za usrednjavanje
s	Signal davača pozicije
u_i	Normalizovana vrednost signala sa davača pritiska, [V/V]

Skraćenice

3D	Trodimenzionalan
A/D	<i>Analog-to-Digital</i> – Konverzija analognog u digitalni format
AGARD	<i>Advisory Group for Aeronautical Research and Development</i> – Savetodavna grupa za vazduhoplovna istraživanja i razvoj
AEDC	<i>Arnold Engineering Development Complex</i> – Inženjerski razvojni kompleks Arnold, Tulahoma, Tenesi, SAD
AMLOC	<i>Automatic Moisture Load Control</i> – Mod automatske kontrole vlage
CAD	<i>Computer-Aided Design</i> – Projektovanje pomoću računara
CMOS	<i>Complementary Metal-Oxide Semiconductor</i> – Komplementarni metalno-oksadni poluprovodnik
DSMA	<i>Dilworth, Secord, Meagher and Associates Limited</i> (danas AIOLOS), Kanada
HB	<i>Hypervelocity Ballistic</i> – Visokobrzinski balistički

IAR	<i>Institute for Aerospace Research</i> – Institut za aerokosmotehnička istraživanja, Otava, Kanada
ICAS	<i>International Council of the Aeronautical Sciences</i> – Međunarodni savet vazduhoplovnih nauka
LCD	<i>Liquid Crystal Display</i> – Ekran baziran na tehnologiji tečnih kristala
NAE	<i>National Aeronautical Establishment</i> (danas IAR) – Nacionalna vazduhoplovna ustanova, Otava, Kanada
NASA	<i>National Aeronautics and Space Agency</i> – Nacionalna agencija za vazduhoplovstvo i kosmos, SAD
ONERA	<i>Office National d'Études et de Recherches Aeronautiques</i> – Nacionalni biro za vazduhoplovna istraživanja, Pariz, Francuska
PDI-D	<i>Parallel Digital Input</i> – Paralelni digitalni ulaz
RTD	<i>Resistance Temperature Detectors</i> – Otpornički detektori temperature
RSN	<i>Run Sequence Number</i> – Redni broj aerotunelskog ispitivanja
SVGA	<i>Super Video Graphics Array</i> – Super-video grafička matrica
VTI	Vojnotehnički institut, Beograd

1 UVOD

Tokom procesa projektovanja budućeg vazduhoplovnog objekta, bilo koje vrste i namene, jedna od važnih faza je aerotunelsko ispitivanje, [1]. Dosadašnja iskustva u projektovanju i razvoju aviona i projektila su pokazala i dokazala neophodnost raspolaganja pravovremenim i što tačnijim rezultatima aero-tunelskih ispitivanja. Zahvaljujući njima omogućen je bolji razvoj željenih performansi, optimizacija projekta, bolje definisanje mogućih konfiguracija, identifikovanje, razvoj i korekcija operativnih problema letelice. Spektar mogućih problema u operativnom i ekonomskom smislu uslovljen neregularnim podacima iz aerotunelskih ispitivanja je nesaglediv.

Razvoj vazduhoplovne i kosmičke tehnike poslednjih godina je doveo do povećane potrebe za ispitivanjima na supersoničnim Mahovim brojevima. Ovaj trend je posebno izražen kod ispitivanja modela u okvirima projekata raketoplana, svemirskih lansera ili projektila velike kinetičke energije. Aerotunelske instalacije neophodne za navedena ispitivanja postoje u visokorazvijenim zemljama sveta. Potrebe za aerotunelima ovakvih mogućnosti su iskazane u zemljama sa brzim i intezivnim ekonomskim razvojem, kao što su Turska, Južna Koreja, Malezija, koje umesto gradnje novih aerotunela nabavljaju stare iz visokorazvijenih zemalja (SAD), prevoze kod sebe i modernizuju.

Aerotunel T-38 Vojnotehničkog instituta u Beogradu je trisonična eksperimentalna instalacija prekidnog dejstva sa nadpritiskom u kojoj se mogu izvoditi ispitivanja do same granice hipersonične oblasti brzina i predstavlja izuzetnu podršku projektima razvoja savremenih letelica velikih brzina čiji se eksperimentalni deo odvija u aerotunelu.

Aerotunel T-38 je projektovan i izrađen tako da omogućava ispitivanja u opsegu Mahovih brojeva od 0.2 do 4. Tokom dosadašnjeg rada aerotunela u njemu je izveden veliki broj ispitivanja, međutim, zbog specifičnih problema koji se javljaju pri planiranju i izvođenju ispitivanja u visoko-supersoničnoj oblasti brzina, deo anvelope radnog područja od Mahovog broja 2 do 4 je do sada bio prilično zapostavljen.

Najnovija istraživanja mogućnosti poboljšanja tehnike merenja u aerotunelu T-38 su realizovana sa ciljem povećanja tačnosti merenja parametara strujnog polja, verifikacije i dokumentovanja kvaliteta merenja u supersoničnoj oblasti brzina.

1.1 Specifičnosti i problematika ispitivanja u supersoničnim aerotunelima

Složenost i međuzavisnost različitih fenomena koji prate aerotunelska ispitivanja pri istraživanjima u supersoničnoj oblasti brzina zahtevali su formiranje poboljšane metodologije merenja relevantnih parametara strujnog polja potrebnog nivoa tačnosti. Kalibracija radnog dela u ovoj oblasti brzina je izvedena samo tokom primopredaje aerotunela T-38 i na osnovu današnjeg radnog iskustva je zaključeno da ima značajnih nedostataka. Pored toga, prvenstveno zbog problematike prelaznih opterećenja, u navedenom opsegu supersoničnih Mahovih brojeva je ispitivan relativno mali broj modela. Tokom tih ispitivanja uočeno je više oblasti u kojima bi se mogla izvesti poboljšanja tehnike ispitivanja.

1.1.1 Problem prelaznih opterećenja

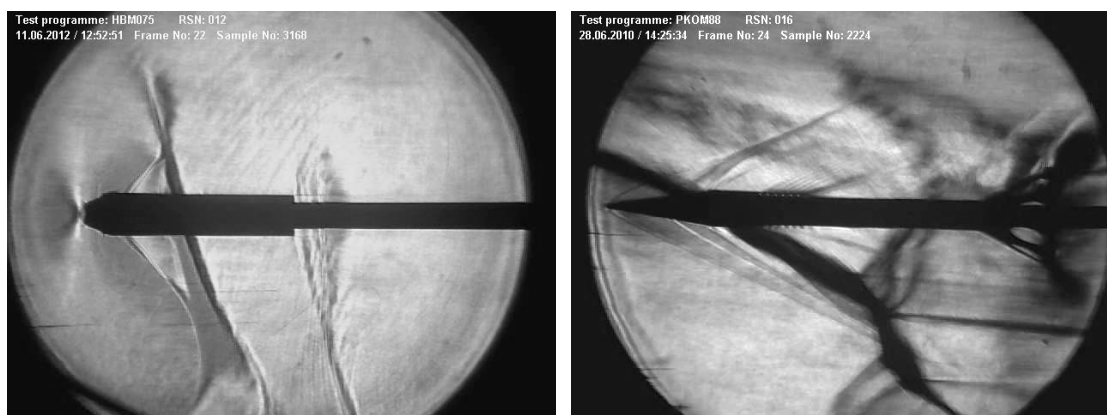
Kod nekih supersoničnih aerotunela javljaju se prelazne pojave, izuzetno velika aerodinamička opterećenja na početku i kraju rada aerotunela, kada su model i aerovaga izloženi velikim aerodinamičkim silama i momentima čiji je intenzitet uglavnom proporcionalan Mahovom broju i minimalnom radnom pritisku aerotunela.

Prelazne pojave karakterišu jaki normalni i kosi udarni talasi koji nastaju u mlazniku aerotunela pri uspostavljanju strujanja i pomeraju se niz struju kroz radni deo, odnosno u difuzoru pri prekidu strujanja i pomeraju se uz struju kroz radni deo aerotunela. Pri ovim pojavama dolazi do razlike u pritiscima na gornjoj i donjoj, kao i na levoj i desnoj strani nosećih površina i tela modela, koja generiše sile i momente koji opterećuju model i aerovagu. Zbog elastičnih deformacija aerovage i repnog držača modela često dolazi do promene aerodinamičke orijentacije modela, velikih ugiba i nagiba, čime se mogu izazvati dodatna aerodinamička opterećenja.

Opisana prelazna opterećenja mogu po intenzitetu nekoliko puta prevazilaziti opterećenja koja se očekuju tokom perioda stacionarnog strujanja u radnom delu,

odnosno tokom samog aerotunelskog merenja. Zbog toga su prelazna opterećenja, a ne opterećenja očekivana tokom merenja, često merodavna za izbor aerovage za neko ispitivanje u supersoničnoj oblasti brzina. Međutim, zbog stohastičke prirode prelaznih pojava, njihova ponovljivost je vrlo mala i mogu se izvršiti samo približne procene prelaznih opterećenja usled čega pravilan izbor aerovage za ispitivanja na super-soničnim Mahovim brojevima uvek predstavlja problem.

Aerotunel T-38 je prekidnog dejstva sa nad pritiskom i izduvavanjem upotrebljenog vazduha u atmosferu. Zbog zahteva za niskim nivoom buke u okruženju, u izduvnik aerotunela su ugrađeni utišivači buke čime je smanjena buka u okolini, ali je povećan minimalni radni pritisak pri puštanju aerotunela u rad na svim Mahovim brojevima. Tokom ispitivanja izvedenih na Mahovim brojevima većim od 2, na osnovu merenja sila i momenata, merenja raspodele pritiska i analize snimaka vizualizacije strujnog polja Šliren metodom, uočene su značajne prelazne pojave, slika Sl. 1, čiji je povećani intenzitet posledica povećanog minimalnog radnog pritiska.



Sl. 1. Sistemi udarnih talasa generisani u radnom delu aerotunela T-38 tokom prelaznih pojava

1.1.2 Specifičnosti merenja parametara strujnog polja

Zbog izrazito velikog odnosa zaustavnog i statičkog pritiska struje vazduha na supersoničnim Mahovim brojevima pojavljuje se problem tačnosti merenja parametara strujnog polja tokom aerotunelskog testa.

Postoji više načina merenja parametara strujnog polja u radnom delu super-soničnih aerotunela, koji su bili predviđeni i pri projektovanju aerotunela T-38:

1. Merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja i statičkog pritiska u radnom delu,
2. Merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja i zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu,
3. Merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja, računajući ostale parametre na osnovu zadatog Mahovog broja i rezultata kalibracije radnog dela.

Pri projektovanju aerotunela T-38 je bila predviđena mogućnost upotrebe sve tri navedene metode merenja parametara strujnog polja. Međutim, druga metoda nije bila povoljna zbog moguće interakcije udarnih talasa sa sonde, koja je bila predviđena da se postavlja na poklopac prozora na bočnom zidu u pravcu ose radnog dela, i modela, zatim komplikovnijeg merenja baznog pritiska na modelu, kao i nemogućnosti korišćenja Šliren vizualizacije. Problem se dalje komplikovao činjenicom da su upotrebljeni davači pritiska morali da izdrže i pritiske koji se pojavljuju u radnom delu tokom prelaznih pojava pri uspostavljanju struje, a koji su veoma različiti od onih pri ustaljenom strujanju. Treća metoda merenja parametara strujnog polja, koja je podrazumevala da se parametri u radnom delu uopšte ne mere, već da se uzimaju podaci iz kalibracije, je ubrzo odbačena kao izuzetno nepredvidiva i nepovoljna. Zbog navedenih razloga u upotrebi je bila samo prva metoda merenja parametara strujnog polja.

Jedan od osnovnih zadataka sprovedenog istraživanja je bio da se ustanovi optimalan način merenja parametara supersoničnog strujnog polja, uzimajući u obzir izbor veličina koje se mere, tipove, opsege i tačnosti davača koji se koriste, obzirom na danas raspoložive savremene tipove davača pritiska, problematiku merenja baznog pritiska i problematiku vremena uspostavljanja pritiska u relativno dugim pneumatskim vodovima. Analiza i eksperimenti izvedeni u okviru istraživanja su dali odgovarajuće preporuke za optimalan način merenja.

1.1.3 Problematika kalibracije radnog dela aerotunela

Inicijalna kalibracija radnog dela u svim oblastima brzina je izvršena u okviru primopredajnih ispitivanja aerotunela T-38. Nova serija kalibracionih i verifikacionih ispitivanja je urađena, uglavnom, u oblasti subsoničnih, transoničnih i nisko-supersoničnih brzina. U okviru ovih ispitivanja određena je uglovnost struje vazduha u

dve ravni i odstupanja parametara, Mahovog broja i zaustavnog pritiska, izmerenih primarnim mernim sistemom u odnosu na vrednosti u osi radnog dela. Ovaj izbor kalibracionih merenja je bazičan jer je uticaj upravo ovih parametara strujnog polja na aerodinamičke koeficijente ispitivanih modela najveći. Uočena je potreba da se ovakva vrsta ispitivanja izvrši i u oblasti visoko-supersoničnih brzina.

1.1.4 Izbor standardnih aerotunelskih modela

Ispitivanje standardnih modela je nezaobilazan deo u praćenju kvaliteta strujanja vazduha i opšte pouzdanosti rada aerotunela i svih njegovih sistema. Dobijeni rezultati iz standardnih ispitivanja omogućavaju i da se izvrši uporedna analiza sa relevantnim svetskim aerotunelima i da se na taj način verifikuje aerotunel T-38.

Dosadašnja iskustva u pogledu ispitivanja standardnih modela u aerotunelu T-38 su uglavnom bila vezana za subsonični, transonični i nisko-supersonični opseg brzina. Glavna prepreka za ispitivanje standardnih modela na supersoničnim Mahovim brojevima su velika prelazna opterećenja. Raspoloživi standardni modeli imaju relativno velike noseće površine što u uslovima prelaznih pojava dovodi do izuzetno velikih aerodinamičkih opterećenja na njima, koja prevazilaze nosivost aerovaga i modela.

Uočena je potreba da se ispitivanja standardnih modela izvrše na supersoničnim Mahovim brojevima u celoj radnoj anvelopi aerotunela T-38, s jedne strane da bi se mogao utvrditi opšti kvalitet merenja u toj oblasti brzina, a s druge strane da bi se u realnim eksperimentalnim uslovima mogla izvršiti verifikacija specifičnih aerovaga, posebno projektovanih za opisane uslove ispitivanja. Tokom godina rada aerotunela T-38 praćen je svetski trend u oblasti aerotunelske tehnike i uočeno je da bi supersonično-hipersonični standardni model HB bio pogodan za ispitivanja u visoko-supersoničnoj oblasti brzina.

1.1.5 Specifičnosti procedure izvođenja ispitivanja

Dosadašnja iskustva tokom ispitivanja na supersoničnim Mahovim brojevima su dala izvesne preporuke za što bolje podešavanje rada aerotunela i smanjenje mogućnosti oštećenja modela usled nepostizanja Mahovog broja kao što su:

- Poštovanje preporučenih vrednosti zaustavnog pritiska pri ispitivanju jer se pri neodgovarajućim nižim vrednostima javljaju bočne oscilacije držača i modela;

- Poštovanje preporučenih vrednosti vlažnosti vazduha u rezervoarima jer je u supersoničnom strujanju moguća pojava kondenzovane vlage, pa i leda, što značajno utiče na strujno polje oko modela;
- Striktno pridržavanje procedura za kalibraciju davača pritiska u rezervoarima vazduha, davača položaja ventila za regulaciju pritiska i davača položaja bočnih flapsova u drugom grlu aerotunela;
- Upotreba Šliren sistema za vizualizaciju strujnog polja u supersoničnoj oblasti brzina da bi se pratilo uspostavljanje strujanja i ponašanje modela tokom ispitivanja.

Procedura za uspostavljanje strujanja na visoko-supersoničnim brzinama je koncipirana na primopredajnim i iskustvenim preporukama, a odnosi se na minimalni radni pritisak i izbor odgovarajućeg vremena čekanja na ustaljenje struje nakon takozvanog *hard* starta – velikog prekoračenja željenog zaustavnog pritiska na početku aerotunelskog ispitivanja radi bržeg uspostavljanja supersoničnog strujanja. Vreme uspostavljanja struje uključuje sam start aerotunela, čekanje sa modelom u početnom položaju, postavljanje modela na inicijalnu poziciju i čekanje sa modelom na inicijalnoj poziciji, i može iznositi i do 5 s na Mahovom broju 4.

Raspoloživo vreme ispitivanja u aerotunelu T-38 se značajno smanjuje sa povećanjem Mahovog broja i radnog pritiska, tako da je vreme za merenje ograničeno i, samim tim, u zavisnosti od brzine kretanja modela tokom ispitivanja, ograničen je maksimalni opseg promene napadnih uglova. Uočeno je da je vreme ustaljenog strujanja na visoko-supersoničnim Mahovim brojevima često nedovoljno za optimalno izvođenje merenja. Razmatranje mogućnosti optimizacije sekvence ispitivanja u cilju maksimiziranja vremena raspoloživog za merenje bi bilo od velikog značaja.

1.1.6 Specifičnosti prikupljanja i obrade podataka

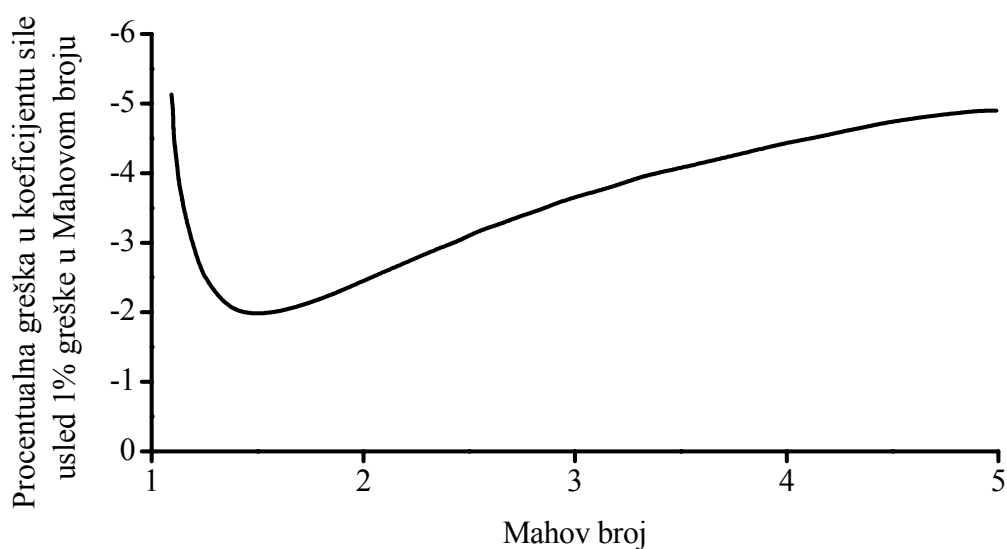
Zbog velikih prelaznih opterećenja koja se javljaju u aerotunelu T-38 neophodno je pri startovanju i zaustavljanju rada aerotunela uključiti prikupljanje podataka i tokom prelaznih pojava radi dobijanja informacije o maksimalnim opterećenjima aerovage i modela. Kako je reč o dinamičkim procesima, neophodno je sistem za prikupljanje podataka podesiti tako da više frekvencije u signalima sa davača i

aerovaga ne budu potisnute. To zahteva korišćenje filtera velikog propusnog opsega (100 Hz, i više) i podešavanje odgovarajuće, relativno velike, brzine uzimanja podataka. Međutim, ovakvo podešavanje sistema za prikupljanje podataka značajno umanjuje tačnost merenja tokom ustaljenog režima ispitivanja, jer se beleže i obrađuju signali koji sadrže veliki udeo šuma.

2 PARAMETRI STRUJNOG POLJA I TAČNOST AEROTUNELSKIH MERENJA

Korektno merenje parametara strujnog polja u aerotunelskim uslovima je neophodno radi tačnog određivanja različitih veličina potrebnih za interpretaciju aerotunelskih podataka. Mahov broj je fundamentalan parametar sličnosti u supersoničnim aerotunelima, pa su diskusije oko njegovog merenja vredne razmatranja i među iskusnim istraživačima. Željena tačnost određivanja Mahovog broja obezbeđuje kriterijum za izbor adekvatne merne tehnike i daje mogućnost ocene značaja greške, [2].

Rezultati raznih vrsta ispitivanja koja mogu biti izvedena u supersoničnim aerotunelima u različitom stepenu zavise od greške merenja Mahovog broja. Ipak standardni zahtev u aerotunelima je, svakako, merenje aerodinamičkih sila i momenata. Zavisnost tačnosti dobijenih podataka od greške merenja Mahovog broja je ilustrativno prikazana na dijagramu na slici Sl. 2, koji pokazuje da na Mahovom broju 3, 1% greške u merenju Mahovog broja rezultira greškom reda oko 3.5% u izračunavanju koeficijenta aerodinamičke sile, [2].



Sl. 2. Procentualna greška izračunavanja koeficijenta aerodinamičke sile usled 1% greške u merenju Mahovog broja, [2]

Aerotunelski standardi koji se odnose na tačnost izrade modela i merenje aerodinamičkih sila dozvoljavaju tačnost merenja aerodinamičkih koeficijenata do 1%,

pa merna sigurnost Mahovog broja mora biti bolja od 1/3% da bi se taj zahtev ispunio. Efekti gradijenta Mahovog broja u ispitnom području modela takođe vode ka zahtevanoj mernoj sigurnosti uniformnosti Mahovog broja od 1/3%. Da bi se obezbedio ovaj nivo merne sigurnosti Mahovog broja potrebno je da kalibraciona merenja budu obavljena sa tačnošću do 0.1%, [2].

Prema [3] poželjna tačnost merenja Mahovog broja je reda 0.001. Neophodnost ovakvog zahteva može biti ilustrovana podacima dobijenim tokom ispitivanja tipične konfiguracije borbenog aviona tokom koje je dobijeno da je merna nesigurnost Mahovog broja reda 0.001 ekvivalentna mernoj nesigurnosti koeficijenta sile otpora reda 0.0002.

Zahtevana tačnost aerotunelskih podataka u merenju aerodinamičkih sila i momenata je specificirana u odnosu na različite zahteve, kao što su verifikacija performansi i operativnih karakteristika date konfiguracije budućeg vazduhoplovnog objekta, ocena promena u performansama usled izmena na ispitivanoj konfiguraciji i, u poslednje vreme, sve više verifikacija softverskih rutina numeričke dinamike fluida.

Prema [4] zahtevi po pitanju tačnosti i ponovljivosti merenja aerodinamičkih koeficijenata su 0.01 za koeficijent sile uzgona, 0.0001 za koeficijent sile otpora i 0.001 za koeficijent momenta propinjanja. Da bi se ovi zahtevi ispunili, tokom brojnih aerotunelskih ispitivanja, koji su neophodni za procenu efekata izmena na ispitivanoj konfiguraciji modela, potrebno je obezbediti ponovljivost slobodno-strujnih uslova u određenim granicama koje iznose 0.1% za zaustavni pritisak, 0.01° za napadni ugao modela i 0.001 za Mahov broj. Iz zahtevane tačnosti merenja koeficijenta sile otpora određena je potrebna tačnost merenja uglovnosti struje vazduha koja iznosi 0.01°. Nivo tačnosti merenja koeficijenta otpora u letu je reda 0.0005 i odgovara tačnosti merenja uglovnosti struje reda 0.05°, pa su često zahtevi po pitanju aerotunelskih tačnosti relaksirani, naročito pri verifikaciji performansi ispitivanog objekta.

Kako je ukupna tačnost aerotunelskih merenja suma svih mernih nesigurnosti merenih parametara, poželjna je što veća tačnost merenih parametara strujnog polja, iako su, možda, efekti prevođenja aerodinamičkih karakteristika sa aerotunelskog modela na realni objekat, efekti skaliranja i simulacije motora najvažniji.

2.1 Kalibracione procedure

Aerodinamička merenja u aerotunelima zahtevaju poznavanje ispitnog okruženja. Osim toga, određene relacije postoje između nivoa tačnosti poznavanja uslova ispitivanja i merne nesigurnosti dobijenih rezultata. Zahtev za povećanjem tačnosti aerotunelskih merenja ispitnog modela proističe iz zahteva za poboljšanjem performansi budućeg realnog objekta i tačnosti njihove predikcije. Podržavanje ovih napora je usmereno ka poboljšanju tačnosti merenja u postojećim aerotunelskim postrojenjima, a zahtevani uslovi se, zatim, implementiraju u novim postrojenjima u cilju sveobuhvatnije mogućnosti simulacije realnih uslova.

Prve obimnije studije korelacije aerotunelskih podataka su podrazumevale korišćenje istog modela, merne opreme i držača modela u nekoliko transoničnih aerotunela pri čemu su jedinstvene serije ispitivanja omogućile komparativnu analizu efekata ispitnih okruženja i kalibracionih setova podataka. Rezultati ovih ispitivanja, korišćenjem savremenih i modernih tehnika ispitivanja i merne opreme, su ocenjeni dobro, ali su bili nedovoljni za željeni cilj. Mnoge studije su pretočene u osnovnu aerotunelsku literaturu i preporučene prakse u kojima je dato stanje razvoja i nauke u toj oblasti, očekivani rezultati i, gde je bilo moguće, preporuke za poboljšanja, [3]-[6].

Studija sa rezultatima istraživanja pretočena u literaturu [3] je izvedena na osnovu prikupljenih informacija iz osamdeset osam aerotunelskih postrojenja širom sveta, detaljno pregledanom literaturom dostupnoj u to vreme, ličnih poseta i telefonskih kontakata istaknutih istraživača i nezavisno obavljenih analiza. Napori da se poboljša kvalitet strujnog polja i procedura kalibracije u aerotunelima imaju duboku istorijsku pozadinu, i ulažu se i danas, [7]-[13]. Razvoj novih i poboljšanih aerotunelskih postrojenja je zahtevao nove procedure kalibracija, merne tehnike i instrumentaciju u cilju obezbeđenja eksperimentalnih podataka koji će zadovoljiti tačnosti zahtevane od strane projekatata budućih vazduhoplova.

Kvalitet strujnog polja kao ispitno okruženje u aerotunelima i tačnost poznavanja parametara koji ga određuju doprinose tačnosti aerodinamičkih merenja. Ukupna merna nesigurnost u podacima dobijenim iz aerodinamičkih merenja je rezultat velikog broja izvora grešaka, pa je potreba da se one minimiziraju kroz aerotunelske kalibracije evidentna. Opšta je preporuka se da one sadrže sledeće elemente:

1. Inicijalna ocena karakteristika performansi i kvaliteta struje, i preduzimanje korektivnih aktivnosti u skladu sa tim,
2. Određivanje optimalnih operativnih parametara aerotunela,
3. Dijagnostička merenja u cilju ispitivanja specifičnih problema struje ili njenih nedostataka,
4. Merenje raspodele parametara strujnog polja u radnom delu aerotunela za izabrane konfiguracije aerotunela i različite operativne uslove,
5. Ispitivanje standardnih modela u cilju međulaboratorijskog poređenja,
6. Periodična reevaluacija osnovnih aerotunelskih kalibracija u cilju kontrole i praćenja, što se može izvršiti i u okviru ispitivanja standardnih modela.

Razmatrajući prethodno navedene elemente može se zaključiti da su poboljšanje kvaliteta strujnog polja, verifikacioni testovi i bazične aerotunelske kalibracije usko povezani. Zahtevane tačnosti mogu varirati u zavisnosti od vrste kalibracije i osnovne namene aerotunelskog postrojenja, ali se stavkama 4 i 6 mora pristupiti veoma ozbiljno jer greške u merenjima doprinose ukupnoj konačnoj grešci aerotunelskih rezultata.

2.2 O kvalitetu strujnog polja

Kvalitet strujnog polja u radnom delu aerotunela je najjednostavnije dati kroz parametre koji ga definišu, analizirajući stepen važnosti i uticaj tih parametara na rezultate aerotunelskih merenja. Pri svakom standardnom aerotunelskom ispitivanju neophodno je izmeriti neke od osnovnih parametara strujnog polja potrebnih za obradu i prikazivanje rezultata u završnoj formi. Ovi parametri se definišu kao primarni parametri kvaliteta strujnog polja. Osnovni ili bazni parametri su direktno merene veličine, i to su statički pritisak p_{st} , zaustavni pritisak p_o , zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa p_o' , zaustavna temperatura T_o i vlažnost vazduha, i predstavljaju primarne merene parametre kvaliteta strujnog polja. Parametri izvedeni iz merenih parametara su dinamički pritisak q , Mahov broj M i Rejnoldsov broj Re , i

predstavljaju primarne izvedene parametre kvaliteta strujnog polja. Pored ovih parametara od izuzetnog značaja je i uglovnost struje.

Kada su u pitanju primarni parametri kvaliteta strujnog polja podrazumeva se da je polje kvalitetnije kada je njihova promena po vremenu i prostoru što manja. U slučaju vlažnosti i uglovnosti struje polje je kvalitetnije što su ova dva parametra po količini, odnosno intenzitetu manji (podrazumevajući i minimalnu varijaciju po prostoru i vremenu).

Kada je reč o kvalitetu strujnog polja nezaobilazni su nestacionarni poremećaji u struji pod kojima se podrazumevaju slobodnostrujni poremećaji, a koje čine akustični poremećaji i slobodnostrujne turbulencije. Uticaj slobodnostrujnih poremećaja na rezultate aerotunelskih merenja se i dalje istražuje i težnja je redukovati nivoe poremećaja na što je moguće manju meru.

Neophodnost i važnost tačnog merenja primarnih parametara strujnog polja je evidentna, ako se ima u vidu njihovo učešće u obradi podataka i prikazivanje rezultata aerotunelskih merenja. Vrlo je korisno prikazati sažetu analizu osetljivosti izvedenih primarnih parametara na različite primarne merene parametre strujnog polja i time pokazati važnost njihovog tačnog merenja.

2.3 Relevantne jednačine strujanja

Mahov broj M i dinamički pritisak q se, pri obradi rezultata aerotunelskih merenja, računaju na osnovu jednačina izentropskog strujanja i/ili na osnovu jednačina normalnog udarnog talasa, koristeći vrednosti dva izmerena pritiska, [14].

Pri tome se, kako je radni medijum svih aerotunela u Vojnotehničkom institutu vazduh na temperaturi bliskoj ambijentalnoj, pretpostavlja odnos specifičnih toplota $\kappa = C_p / C_v = 1.4$.

Veza statičkog pritiska p_{st} i zaustavnog pritiska p_o pri poznatom Mahovom broju je data relacijom (1):

$$\frac{p_{st}}{p_o} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-\kappa}{\kappa - 1}} = (1 + 0.2M^2)^{-3.5}, \quad (1)$$

dok inverzna relacija (2) daje Mahov broj u funkciji poznatog zaustavnog i statičkog pritiska:

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left(\left(\frac{p_{st}}{p_o} \right)^{\frac{\kappa-1}{-\kappa}} - 1 \right)} = \sqrt{5 \left(\left(\frac{p_{st}}{p_o} \right)^{\frac{-1}{3.5}} - 1 \right)}. \quad (2)$$

Dinamički pritisak q se može izračunati iz poznatog statičkog pritiska i Mahovog broja kao:

$$q = \frac{\kappa}{2} p_{st} M^2 = 0.7 p_{st} M^2, \quad (3)$$

ili direktnije, iz statičkog i zaustavnog pritiska:

$$q = \frac{5}{2} \kappa p_{st} \left(\left(\frac{p_{st}}{p_o} \right)^{\frac{\kappa-1}{-\kappa}} - 1 \right) = 3.5 p_{st} \left(\left(\frac{p_{st}}{p_o} \right)^{\frac{-1}{3.5}} - 1 \right). \quad (4)$$

Opšta relacija (5) za izračunavanje Reynoldsovog broja Re za jediničnu dužinu (za pritisak u Pa i temperaturu u K) je:

$$Re = \frac{1.4 p_o M}{20.047 \sqrt{T_o} \cdot 1.791 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T_o}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2} \right)^{1.5} \frac{398.5}{110.3 + \frac{T_o}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}} \quad (5)$$

Imajući u vidu relaciju izentropske zavisnosti statičke T i zaustavne temperature T_o prema:

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 = 1 + 0.2 M^2, \quad (6)$$

relacija za izračunavanje Reynoldsovog broja za jediničnu dužinu u jednostavnijem obliku je data relacijom (7):

$$Re = \frac{1.4 p_o M}{20.047 \sqrt{T_o} \cdot 1.791 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T}{288.2} \right)^{1.5} \frac{398.5}{110.3 + T} (1 + 0.2 M^2)^3}. \quad (7)$$

Veza zaustavnog pritiska p_o ispred normalnog udarnog talasa i zaustavnog pritiska p_o' iza normalnog udarnog talasa je data relacijom (8):

$$\frac{p_o'}{p_o} = \left(\frac{\frac{\kappa+1}{2}M^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2}M^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left(\frac{1}{\frac{2\kappa}{\kappa+1}M^2 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1}} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \left(\frac{(1.2M^2)^{1.4}}{(1+0.2M^2)^{1.4} \left(\frac{7M^2-1}{6} \right)} \right)^{2.5}, \quad (8)$$

odnosno:

$$\frac{p_o'}{p_o} = \left(\frac{6M^2}{M^2+5} \right)^{3.5} \left(\frac{6}{7M^2-1} \right)^{2.5}. \quad (9)$$

Ako su poznati zaustavni pritisci ispred i iza normalnog udarnog talasa Mahov broj se može odrediti numerički, iterativnim putem, iz relacije (8) preformulisane u oblik (10):

$$M = \left(5 \left(\left(\frac{p_o}{p_o'} \right)^{\frac{1}{3.5}} \frac{1.2M^2}{\left(\frac{7M^2-1}{6} \right)^{\frac{1}{1.4}}} - 1 \right) \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (10)$$

Iterativni proračun Mahovog broja prema jednačini (10) bi trebalo ponavljati dok rezultat ne konvergira do unutar intervala od približno ± 0.00001 (ili manjeg) u odnosu na vrednost iz prethodne iteracije.

Mahov broj M' iza normalnog udarnog talasa se može odrediti iz relacije (11):

$$M' = \sqrt{\frac{(\kappa-1)M^2+2}{2\kappa M^2-(\kappa-1)}} = \sqrt{\frac{0.2M^2+1}{1.4M^2-0.2}}, \quad (11)$$

dok je statički pritisak p_{st}' iza normalnog udarnog talasa dat relacijom (12):

$$p_{st}' = p_o' \left(1 + \frac{\kappa-1}{2}M'^2 \right)^{\frac{-\kappa}{\kappa-1}} = p_o' (1 + 0.2M'^2)^{-3.5}. \quad (12)$$

2.4 Primarni mereni parametri strujnog polja

Pritisak fluida je jedna od njegovih najznačajnijih osobina. Poznavanje statičkog i zaustavnog pritiska u aerotunelu je neophodno radi definisanja karakteristika uslova strujanja, kao što su Mahov i Rejnoldsov broj, i radi pravilne normalizacije različitih aerotunelskih veličina.

Statički pritisak, zaustavni pritisak i zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa

Kroz sledeću analizu pokazana je zavisnost tačnosti Mahovog broja, kao izvedene veličine, od primarnih merenih veličina, statičkog pritiska p_{st} , zaustavnog pritiska p_o i zaustavnog pritiska p_o' iza normalnog udarnog talasa imajući u vidu relacije (1) i (8):

$$\frac{\partial p_o}{p_o} - \frac{\partial p_{st}}{p_{st}} = \frac{\partial M}{M} \frac{7M^2}{M^2 + 5}, \quad (13)$$

$$\frac{\partial p_o}{p_o} - \frac{\partial p_o'}{p_o'} = \frac{\partial M}{M} \frac{35(M^2 - 1)^2}{(M^2 + 5)(7M^2 - 1)}. \quad (14)$$

Izentropski zaustavni pritisak p_o se meri u komori umirenja, odnosno u stanju mirovanja fluida dovoljno daleko niz struju od sistema za oplemenjavanje struje (mreža, saće, utišivači akustičnih poremećaja), dok se zaustavni pritisak p_o' iza normalnog udarnog talasa (u literaturi poznat i kao pito-pritisak) meri u radnom delu aerotunela. U supersoničnom režimu strujanja statički pritisak p_{st} se meri na zidu radnog dela aerotunela. Takođe, moguće je odrediti ovaj parametar strujnog polja iz zaustavnog pritiska i Mahovog broja prethodno određenog tokom kalibracije aerotunela za odgovarajuće konture konvergentno-divergentnog mlaznika.

Pod pretpostavkom da se zaustavni pritisak u komori umirenja meri bez greške ($\partial p_o / p_o = 0$) iz relacija (13) i (14) dobija se:

$$\frac{\partial p_{st}}{p_{st}} + \frac{7M^2}{M^2 + 5} \frac{\partial M}{M} = 0, \quad (15)$$

$$\frac{\partial p_o'}{p_o'} + \frac{35(M^2-1)^2}{(M^2+5)(7M^2-1)} \frac{\partial M}{M} = 0. \quad (16)$$

Rešavanjem relacije (15) po $\partial M/M$ i zamenom u (16) sledi da je:

$$\frac{\partial p_o'}{p_o'} - \frac{5(M^2-1)^2}{M(7M^2-1)} \frac{\partial p_{st}}{p_{st}} = 0, \quad (17)$$

$$\frac{\partial p_o'}{\partial p_{st}} = \frac{5(M^2-1)^2}{M(7M^2-1)} \frac{p_o'}{p_{st}}. \quad (18)$$

Prema [15] je:

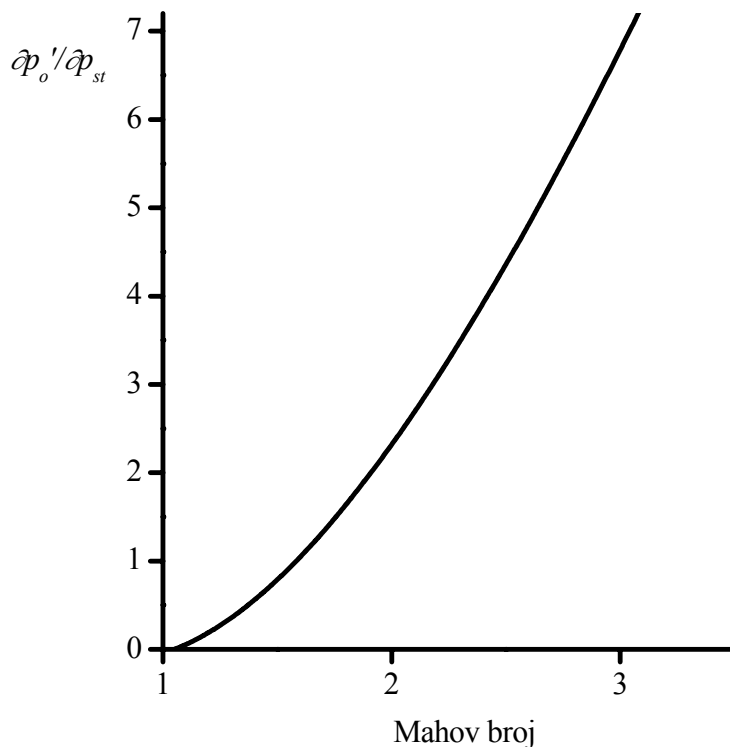
$$\frac{p_o'}{p_{st}} = \left(\frac{6M^2}{5}\right)^{3.5} \left(\frac{6}{7M^2-1}\right)^{2.5}, \quad (19)$$

pa relacija (18) postaje:

$$\frac{\partial p_o'}{\partial p_{st}} = \left(\frac{6M^2}{5}\right)^{3.5} \left(\frac{6}{7M^2-1}\right)^{2.5} \left(\frac{5(M^2-1)^2}{M^2(7M^2-1)}\right). \quad (20)$$

Relacija (20), prikazana grafički na slici Sl. 3, pokazuje zavisnost odnosa nesigurnosti merenih parametara, zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa i statičkog pritiska, od Mahovog broja, [3]. Evidentno je da je odnos $\partial p_o'/\partial p_{st} = 1$ pri $M = 1.6$, i da za istu grešku Mahovog broja pri $M < 1.6$ greška statičkog pritiska može biti veća od greške zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa. Obrnuto važi za $M > 1.6$. Činjenica da statički pritisak postaje manji sa porastom Mahovog broja u supersoničnoj struji, dovodi do zaključka da manja apsolutna greška merenja ovog pritiska prouzrokuje relativno veliku grešku računanja Mahovog broja. Na Mahovom broju 3 apsolutna greška merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa je približno sedam puta veća od greške merenja statičkog pritiska za istu grešku računanja Mahovog broja, slika Sl. 3. Evidentan je zaključak da je upotreba statičkog pritiska za izračunavanje Mahovog broja pogodna do Mahovog broja ne većeg od 1.6. Obzirom na pomenutu osetljivost Mahovog broja na merenje statičkog pritiska, merenje zaustavnog

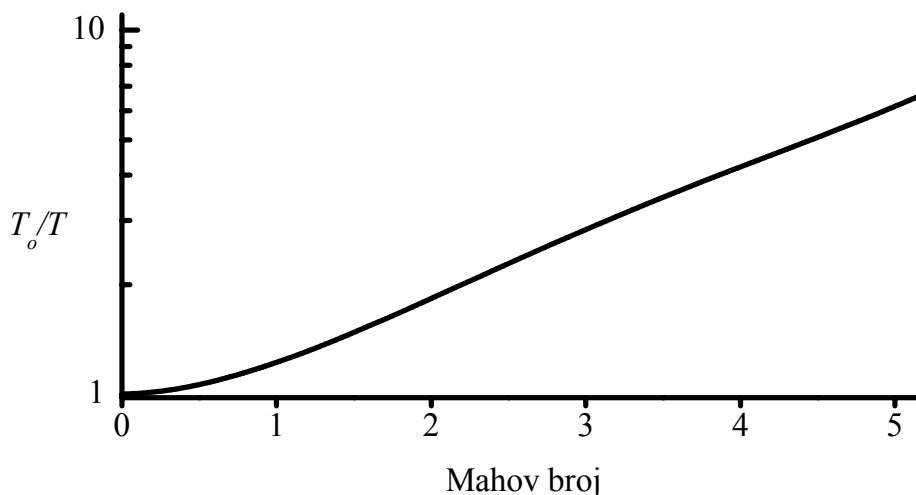
pritiska iza normalnog udarnog talasa se preporučuje za Mahove brojeve iznad 1.6, jer je dozvoljena greška merenja p_o' mnogo veća nego za p_{st} , [3].



Sl. 3. Odnos nesigurnosti merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa i statičkog pritiska u funkciji Mahovog broja, [3]

Zaustavna temperatura

Pored statičkog i zaustavnog pritiska, statička temperatura T je fundamentalna osobina stanja, odnosno parametar neophodan u uspostavljanju karaktera strujnog polja. Prema tome, tačna vrednost statičke temperature je neophodna za određivanje nekoliko korelacionih parametara koji definišu prirodu strujanja. Statička temperatura T se obično dobija indirektno kroz merenje zaustavne temperature T_o prema relaciji (6), koja se upotrebljava u postrojenjima koja rade pri umerenim pritiscima i temperaturama, i gde su zanemarljivi uticaji realnog fluida. Na dijagramu na slici Sl. 4 data je zavisnost odnosa zaustavne i statičke temperature u funkciji Mahovog broja za idealan gas ($\kappa = 1.4$) u adijabatskom procesu. Jasno je da greška merenja zaustavne temperature direktno utiče na statičku temperaturu.



Sl. 4. Odnos zaustavne i statičke temperature u funkciji Mahovog broja, [3]

Vlažnost vazduha

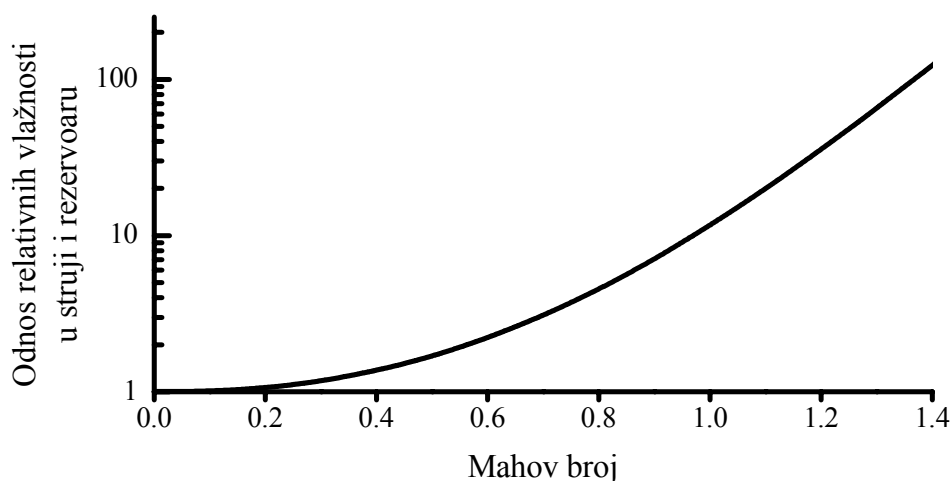
Atmosferski vazduh, pored osnovnih komponenti, sadrži i promenljivu količinu vodene pare. Vlažnost vazduha predstavlja količinu vodene pare i jedan je od važnih parametara supersoničnog strujnog polja. Vazduh koji sadrži najveću moguću količinu vodene pare smatra se zasićenim, a u procesu rashlađivanja postaje prezasićen i nastaje kondenzacija.

Količina vodene pare koju vlažan vazduh sadrži se izražava kao apsolutna vlažnost H i predstavlja maseni odnos dve komponente, vodene pare i suvog vazduha. Podatak o apsolutnoj vlažnosti nekog vazduha jednostavno izražava količinu vodene pare u njemu, ali ostaje nepoznato u kojoj meri je takav vazduh zasićen, pa se definiše relativna vlažnost vazduha φ pri određenoj temperaturi kao odnos apsolutne vlažnosti H i apsolutne vlažnosti zasićenog vazduha H_z (pri istoj temperaturi).

Upotreba vazduha nedozvoljenog nivoa vlažnosti u supersoničnim aerotunelima dovodi u pitanje regularnost dobijenih podataka iz kalibracije radnog dela ili merenja na modelima. Ubrzanje vazduha iz stanja mirovanja u rezervoaru aerotunela sa nadpritiskom izaziva smanjenje statičkog pritiska i temperature. Ovakva ekspanzija, čak i na umerenim brzinama, stvara uslove za naglu pojavu vlage u struji vazduha. Dijagram na slici Sl. 5 ilustruje odnos relativnih vlažnosti struje vazduha kao radnog fluida i vazduha u stanju mirovanja u rezervoaru u funkciji Mahovog broja.

Mnogobrojni izvori daju odgovor na pitanje dozvoljenog nivoa vlažnosti i njenog uticaja na rezultate aerotunelskih ispitivanja i uglavnom su bazirani na zapažanjima iz različitih merenja, [16]-[18]. Pojedina velika aerotunelska postrojenja su uspostavila svoje kriterijume koji se bitno razlikuju.

Kako navode *Pope* i *Goin* [1], uticaj koji povećana vlažnost u vazduhu ima na Mahov broj u radnom delu aerotunela zavisi od režima strujanja. U subsoničnoj struji vazduha vlaga ima tendenciju da poveća Mahov broj i redukuje statički pritisak, dok obrnuto važi za supersoničnu struju vazduha. Ovi efekti su potvrđeni u AEDC-u, pri čemu je i ukazano na pojavu negativnog gradijenta Mahovog broja duž radnog dela u slučaju pojave vlage u supersoničnoj struji vazduha.



Sl. 5. Odnos relativnih vlažnosti u struji i rezervoaru u funkciji Mahovog broja, [3]

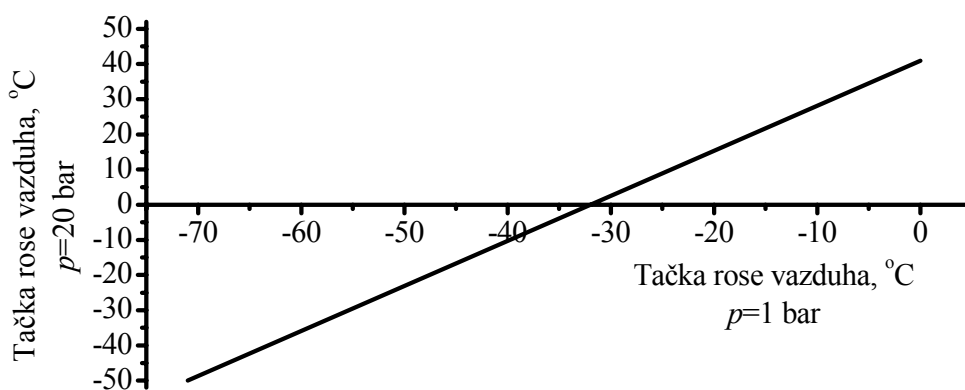
Kako su pokazala merenja u aerotunelima AEDC-a [3], dozvoljena količina vlage za subsonična i transonična ispitivanja su do 0.0015 kg/kg vazduha, za supersonična ispitivanja, do Mahovog broja 2.5, dozvoljena je količina od 0.0004 kg/kg vazduha, dok je za Mahove brojeve iznad 2.5 ta vrednost ispod 0.0002 kg/kg vazduha. U supersoničnom režimu strujanja iskustvo NASA *Ames* centra je da je načelno vrednost 0.0004 kg vode po kg vazduha vrednost koju treba prihvatiti za ispitivanja do Mahovog broja 3.5.

Neki izvori tvrde da dozvoljeni nivo vlage zavisi i od vrste merenja, [3]. Eksperimenti u AEDC 4T aerotunelu su pokazali da koncentracija vlage manja od 0.002 kg/kg vazduha ne utiče na rezultate merenja aerodinamičkih sila. Međutim, merenja

raspodele pritisaka su bila osetljivija na vlažnost i preporuka je da ih treba vršiti pri koncentraciji vlage manjoj od 0.0015 kg/kg vazduha. U eksperimentima sprovedenim u NASA Ames centru uočeno je da protok mase vazduha kroz uvodnik modela varira oko 1% na Mahovom broju 3 pri variranju sadržaja vlage od 0.0002 do 0.001 kg/kg vazduha.

Negativan uticaj vlažnosti na gradijent Mahovog broja može da se kompenzuje divergencijom ili konvergencijom zidova radnog dela, ali treba naglasiti da usaglašavanje ovih parametara može da se postigne isključivo kalibracijom. Za ovakvu vrstu kalibracije, i uopšte, za ispitivanja uticaja vlage na pojedine vrste merenja, neophodno je održavati sve parametre, koji mogu da utiču na vlažnost, konstantnim, i menjati samo vlažnost. Odsustvo kondenzacije pri kalibraciji aerotunela (prazan radni deo) ne isključuje mogućnost lokalne kondenzacije u blizini modela tokom ispitivanja. Poželjno je odrediti tolerisani nivo vlažnosti vazduha u aerotunelskom postrojenju tokom ispitivanja reprezentativne konfiguracije.

Tačka rose je parametar koji se koristi u inženjerskoj terminologiji pri poređenju uzoraka vazduha različite vlažnosti. Po definiciji to je ona temperatura na kojoj se vodena para kondenzuje pri konstantnom pritisku, odnosno pri kojoj u procesu hlađenja vazduh postaje zasićen. U tom trenutku počinje izdvajanje vlage u vidu magle ili rose na okolnim čvrstim površinama. Što je niža tačka rose vazduh je suvlji, odnosno nezasićeniji. Sa povećanjem relativne vlažnosti, tačka rose je bliža trenutnoj temperaturi vazduha, odnosno kada je relativna vlažnost 100% tačka rose je jednaka trenutnoj temperaturi vazduha koji je u tom slučaju maksimalno zasićen. Tačka rose, osim od relativne vlažnosti i temperature, zavisi i od pritiska vazduha, dijagram na slici Sl. 6.



Sl. 6. Zavisnost tačke rose vazduha od pritiska

Na supersoničnim Mahovim brojevima drastično se menjaju temperatura i pritisak u radnom delu aerotunela, pa bi vazduh koji nije dovoljno suv izazvao velike probleme tokom ispitivanja modela. U ekstremnom slučaju u vazdušnoj struji bi leteli komadi leda koji bi mogli da oštete i sam model. Zbog svega navedenog, vazduh se mora osloboditi vode do maksimalnog sadržaja od 0.0002 kg/kg vazduha.

Uglovnost struje vazduha

Uglovnost struje vazduha u aerotunelu može biti uslovljena greškama u konturi mlaznika, diskontinuitetima na unutrašnjoj površini aerotunela, mogućem isticanju, usisavanju ili vrtloženju struje, ili nekim uzrocima koji su nastali uz struju ispred mlaznika. Rezultujuća neuniformnost uslovljava lokalne poremećaje u struji koji mogu uticati na gradijente i varijacije parametara strujnog polja uključujući statički pritisak i , prema tome, i Mahov broj, [3]. Određene konfiguracije aerotunelskih modela su osetljive na neuniformnosti strujnih parametara, kao što su lokalna uglovnost i Mahov broj, pa je neophodno definisati u toku kalibracije aerotunela sve anomalije struje koje se mogu javiti u radnom delu.

2.5 Primarni izvedeni parametri strujnog polja

Kako je rečeno u poglavlju 2.3, Mahov broj M i dinamički pritisak q se, pri obradi rezultata aerotunelskih merenja, računaju na osnovu jednačina izentropskog strujanja i/ili na osnovu jednačina normalnog udarnog talasa, koristeći vrednosti dva izmerena pritiska, [14].

Mahov broj

Parcijalnom diferencijacijom izentropske relacije (2) po p_o sledi:

$$\frac{\partial M}{\partial p_o} = \frac{1}{2} \left(5 \left(\left(\frac{p_o}{p_{st}} \right)^{\frac{1}{3.5}} - 1 \right) \right)^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{10}{7} \left(\frac{p_o}{p_{st}} \right)^{-\frac{1}{7}} \frac{1}{p_{st}} \right), \quad (21)$$

$$\frac{\partial M}{\partial p_o} = \frac{5}{7M} \left(\frac{p_o}{p_{st}} \right)^{-\frac{5}{7}} \frac{1}{p_{st}}. \quad (22)$$

Relacija (22) u bezdimenzionom obliku daje osetljivost Mahovog broja na greške u merenju zaustavnog pritiska:

$$\frac{\partial M}{\partial p_o / p_o} = \frac{5}{7M} \left(\frac{p_o}{p_{st}} \right)^{\frac{2}{7}}, \quad (23)$$

$$\frac{\partial M}{\partial p_o / p_o} = \frac{5}{7M} (1 + 0.2M^2). \quad (24)$$

Slično relacijama (21)-(24) moguće je dobiti i bezdimenzionu osetljivost Mahovog broja na greške u merenju statičkog pritiska:

$$\frac{\partial M}{\partial p_{st} / p_{st}} = \frac{-5}{7M} (1 + 0.2M^2). \quad (25)$$

Upoređivanjem relacija (24) i (25) dobija se:

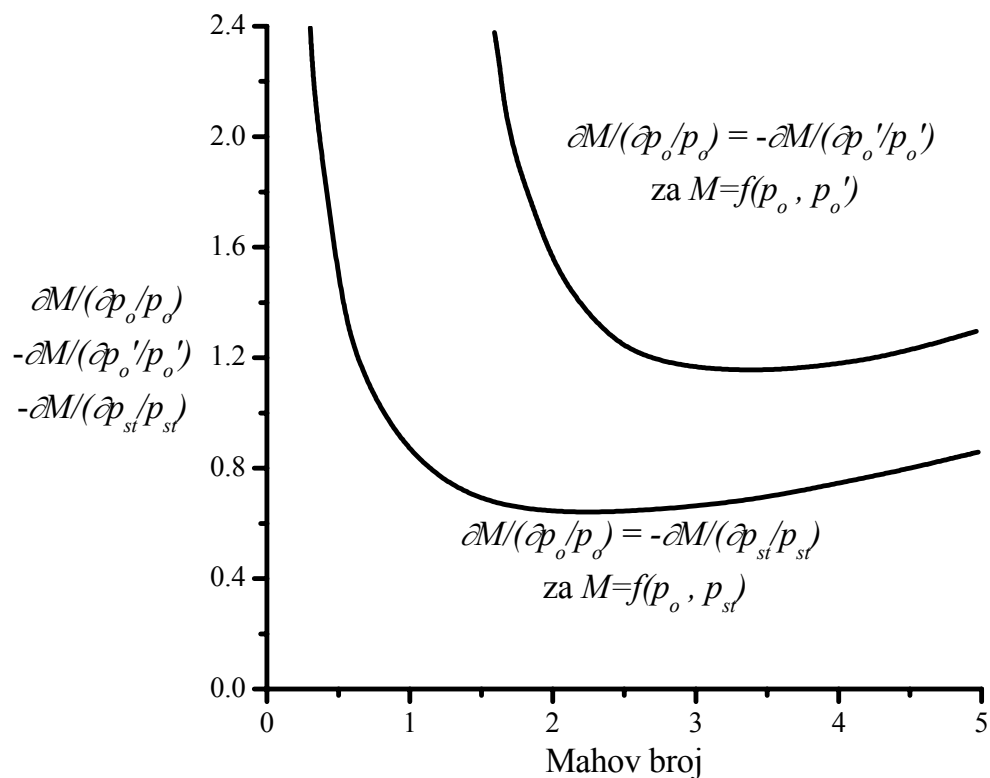
$$\frac{\partial M}{\partial p_{st} / p_{st}} = - \frac{\partial M}{\partial p_o / p_o}. \quad (26)$$

Odnos zaustavnih pritisaka iza i ispred normalnog udarnog talasa pri supersoničnom strujanju je dat relacijom (9). Iz ove relacije nije moguće eksplicitno izraziti Mahov broj pa se pogodnom numeričkom metodom može dobiti osetljivost Mahovog broja na zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa:

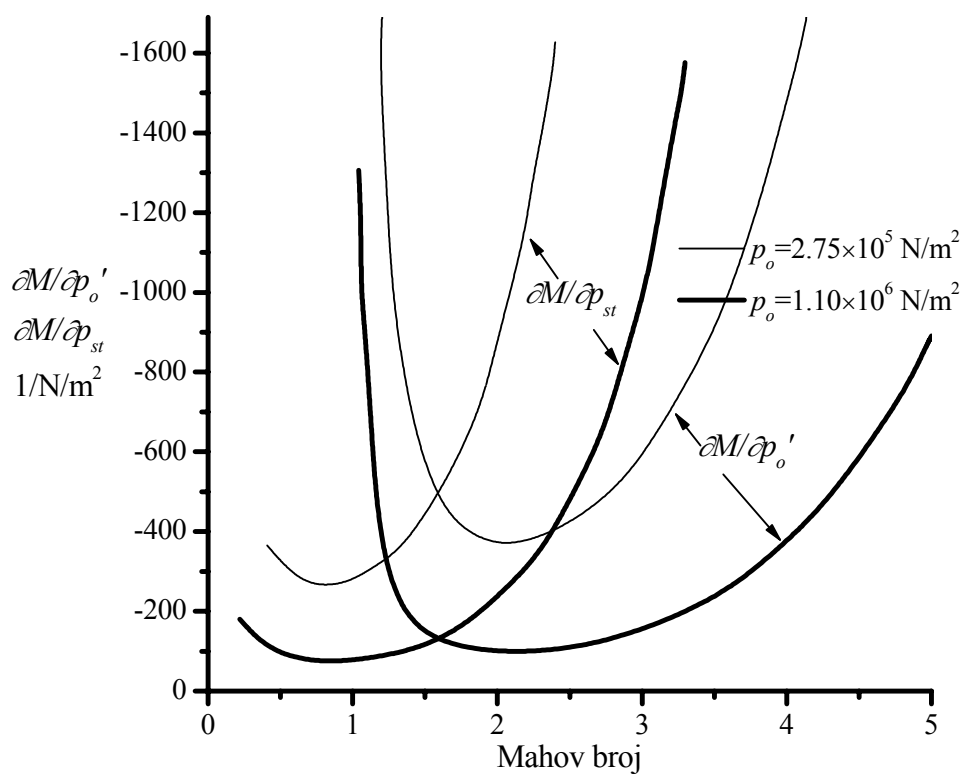
$$\frac{\partial M}{\partial p_o' / p_o'} = - \frac{\partial M}{\partial p_o / p_o}. \quad (27)$$

Osetljivost Mahovog broja na greške merenja statičkog i zaustavnog pritiska, date relacijama (26) i (27), su ilustrovane na dijagramu na slici Sl. 7, pri čemu se vidi da je Mahov broj osetljiviji na grešku merenja zaustavnih pritiska ispred i iza normalnog udarnog talasa, nego na grešku merenja zaustavnog i statičkog pritiska.

Relativna veličina greške Mahovog broja po N/m^2 greške u merenju pritisaka dovoljno jasno ilustruje pogodnost primene zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa umesto statičkog pritiska na supersoničnim Mahovim brojevima većim od 1.6, slika Sl. 8.



SI. 7. Osetljivost Mahovog broja na greške merenja statičkog i zaustavnog pritiska, [3]

SI. 8. Relativna veličina greške Mahovog broja po N/m^2 greške u merenju pritiska, [3]

Dinamički pritisak

Dinamički pritisak je parametar strujnog polja koji se najčešće koristi za normalizaciju aerotunelskih rezultata merenja. Prema tome, tačnost određivanja dinamičkog pritiska direktno utiče na tačnost dobijenih aerodinamičkih koeficijenata. Imajući u vidu relaciju (3) jasno je koliko tačnost merenja pritiska utiče na tačnost dinamičkog pritiska kao izvedenog primarnog parametra strujnog polja.

Parcijalnom diferencijacijom izentropske relacije (3) po p_o sledi:

$$\frac{\partial q}{\partial p_o} = \kappa M p_{st} \frac{\partial M}{\partial p_o}, \quad (28)$$

$$\frac{\partial q/q}{\partial p_o/p_o} = \frac{p_o}{q} \frac{\partial q}{\partial p_o} = \frac{2p_o}{\kappa M^2 p_{st}} (\kappa M p_{st}) \frac{\partial M}{\partial p_o} = 2 \frac{\partial M/M}{\partial p_o/p_o}. \quad (29)$$

Prema relaciji (24), dobijenoj pri analizi Mahovog broja, sledi da je:

$$\frac{\partial M/M}{\partial p_o/p_o} = \frac{M^2 + 5}{7M^2}. \quad (30)$$

Prema relaciji (30), relacija (29) daje osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja zaustavnog pritiska u obliku (31), koja je ilustrovana dijagramom na slici Sl. 9:

$$\frac{\partial q/q}{\partial p_o/p_o} = \frac{2(M^2 + 5)}{7M^2}. \quad (31)$$

Na tačnost dinamičkog pritiska statički pritisak utiče direktno i indirektno kroz Mahov broj. Parcijalnom diferencijacijom izentropske relacije (3) po p_{st} sledi:

$$\frac{\partial q}{\partial p_{st}} = \kappa M p_{st} \frac{\partial M}{\partial p_{st}} + \frac{\kappa}{2} M^2, \quad (32)$$

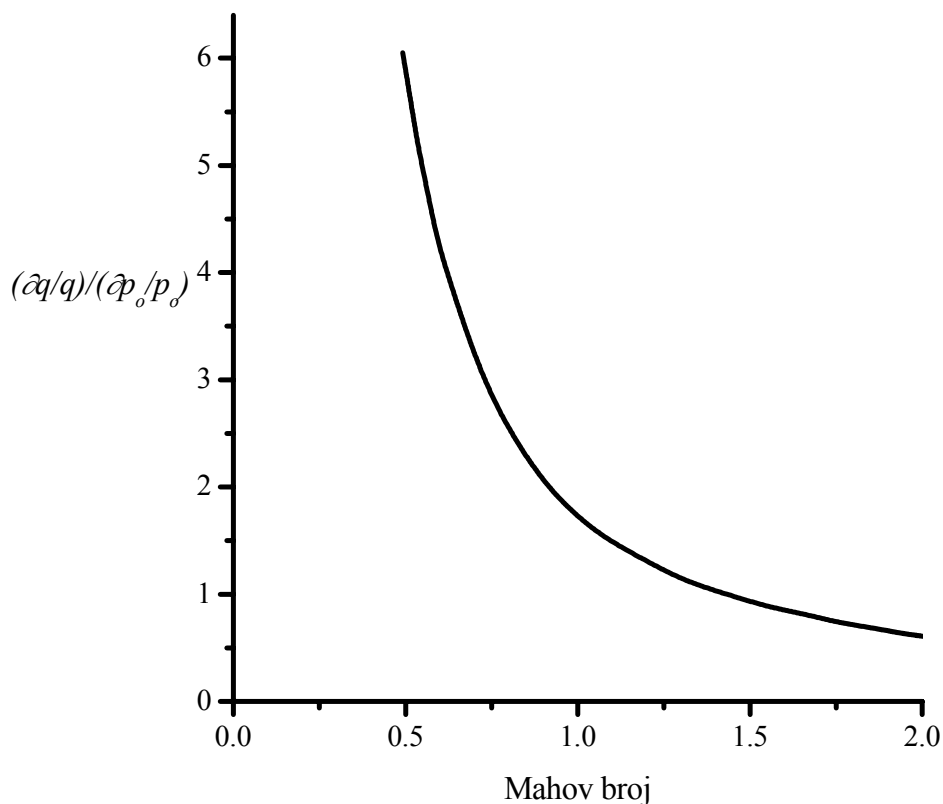
$$\frac{\partial q/q}{\partial p_{st}/p_{st}} = \kappa M p_{st} \frac{\partial M}{\partial p_{st}} \frac{p_{st}}{q} + \frac{\kappa}{2} M^2 \frac{p_{st}}{q} = \frac{2}{M} \frac{\partial M}{\partial p_{st}/p_{st}} + 1 \quad (33)$$

Prema relaciji (25), dobijenoj pri analizi Mahovog broja, sledi da je:

$$\frac{\partial M/M}{\partial p_{st}/p_{st}} = -\frac{M^2 + 5}{7M^2}. \quad (34)$$

Prema relaciji (34), relacija (33) daje osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja statičkog pritiska u obliku (35), koja je ilustrovana dijagramom na slici Sl. 10:

$$\frac{\partial q/q}{\partial p_{st}/p_{st}} = 1 - \frac{2(M^2 + 5)}{7M^2}. \quad (35)$$



Sl. 9. Osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja zaustavnog pritiska, [3]

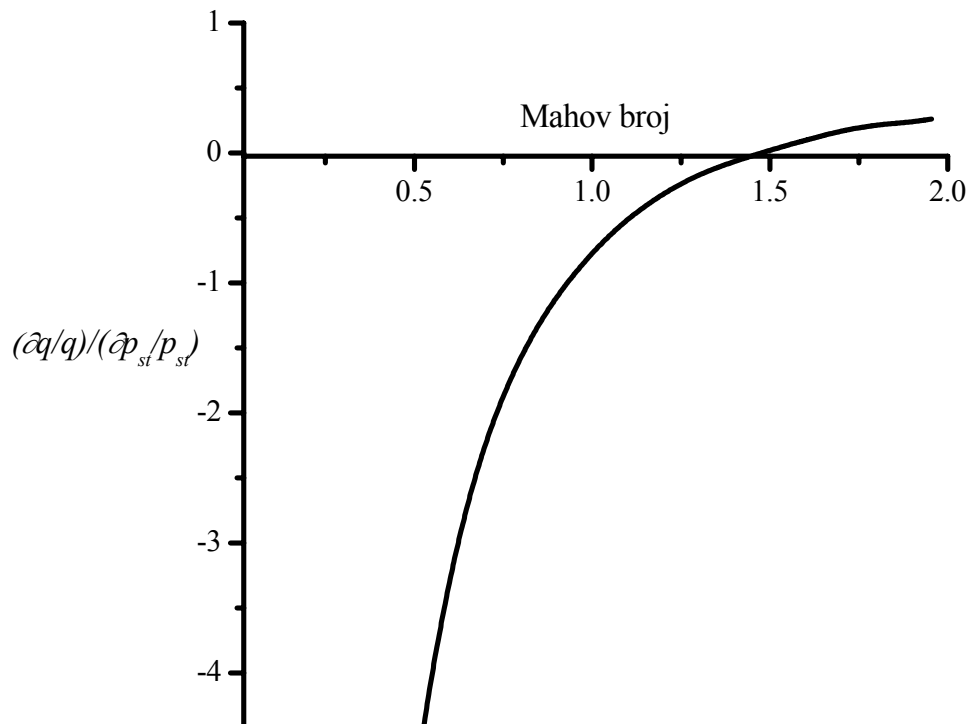
Parcijalnom diferencijacijom izentropske relacije (3) po M sledi:

$$\frac{\partial q}{\partial M} = \kappa M p_{st} + \frac{\kappa}{2} M^2 \frac{\partial p_{st}}{\partial M}, \quad (36)$$

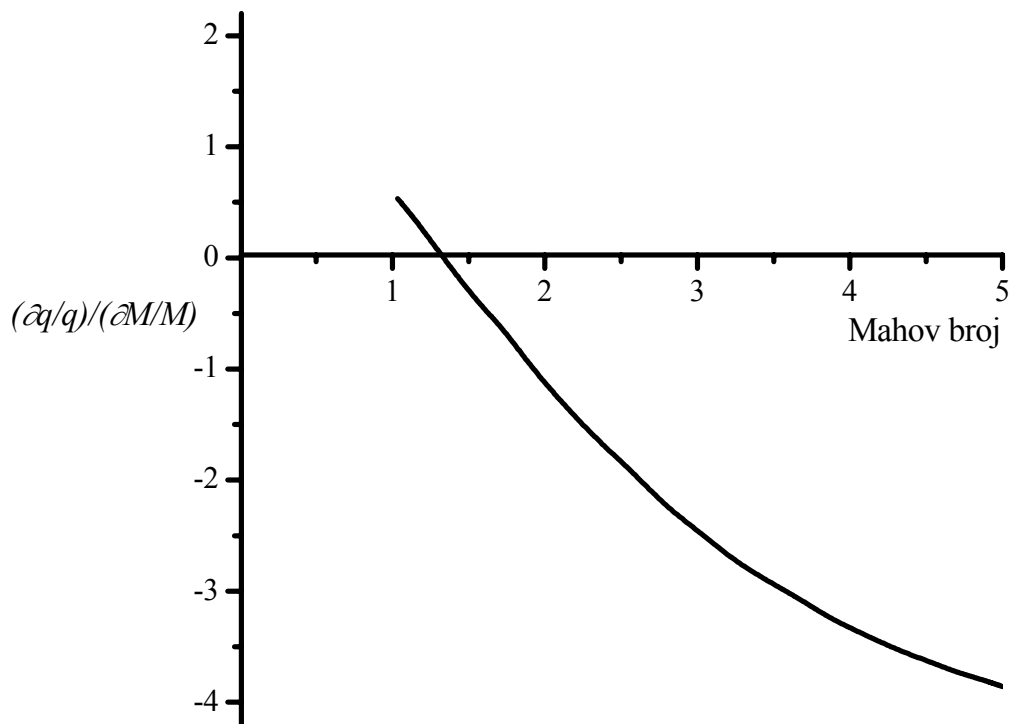
$$\frac{\partial q/q}{\partial M/M} = \frac{M}{q} \left(\kappa M p_{st} + \frac{\kappa}{2} M^2 \frac{\partial p_{st}}{\partial M} \right) = 2 + \frac{\partial p_{st}/p_{st}}{\partial M/M}. \quad (37)$$

Prema relaciji (34), relacija (37) daje osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja Mahovog broja u obliku (38), koja je ilustrovana dijagramom na slici Sl. 11:

$$\frac{\partial q/q}{\partial M/M} = 2 - \frac{7M^2}{M^2 + 5}. \quad (38)$$



Sl. 10. Osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja statičkog pritiska, [3]



Sl. 11. Osetljivost dinamičkog pritiska na grešku merenja Mahovog broja, [3]

Rejnoldsov broj

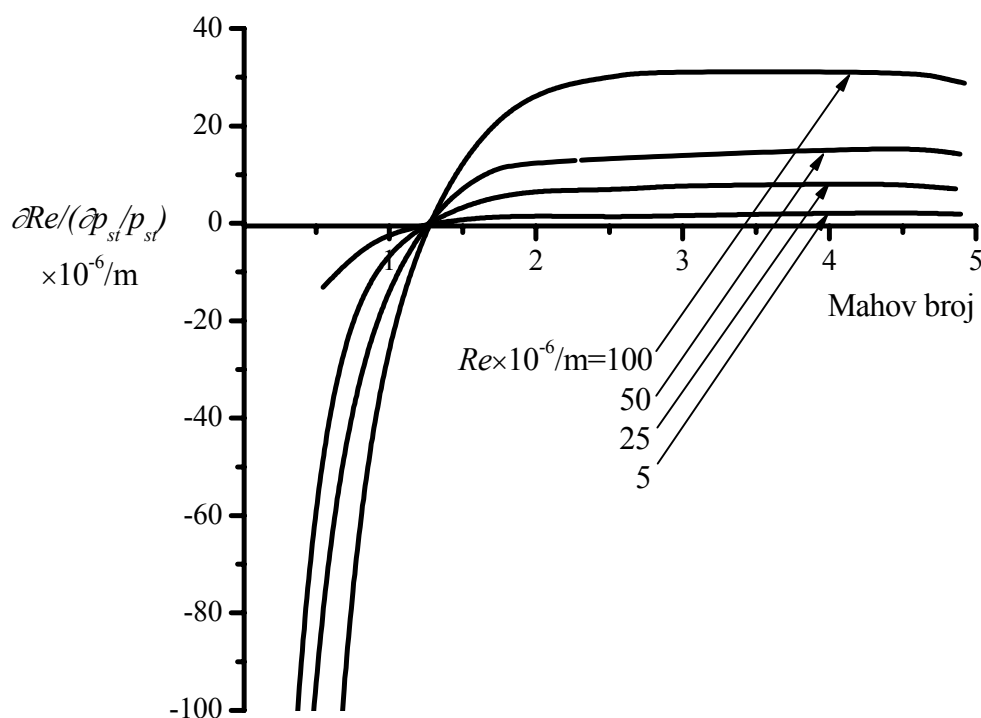
Odnos inercijalnih prema viskoznim silama u ispitnoj sredini se određuje tokom aerotunelskih merenja i predstavlja kao jedinični Rejnoldsov broj prema relaciji (5), koja se izražena sa parametrima p_{st} , T_o i M može dati i kao:

$$Re = 2.29 \times 10^6 \frac{p_{st} M}{T_o^2} (1 + 0.2M^2)^2 \left(\frac{T_o}{1 + 0.2M^2} + 110.3 \right), \quad (39)$$

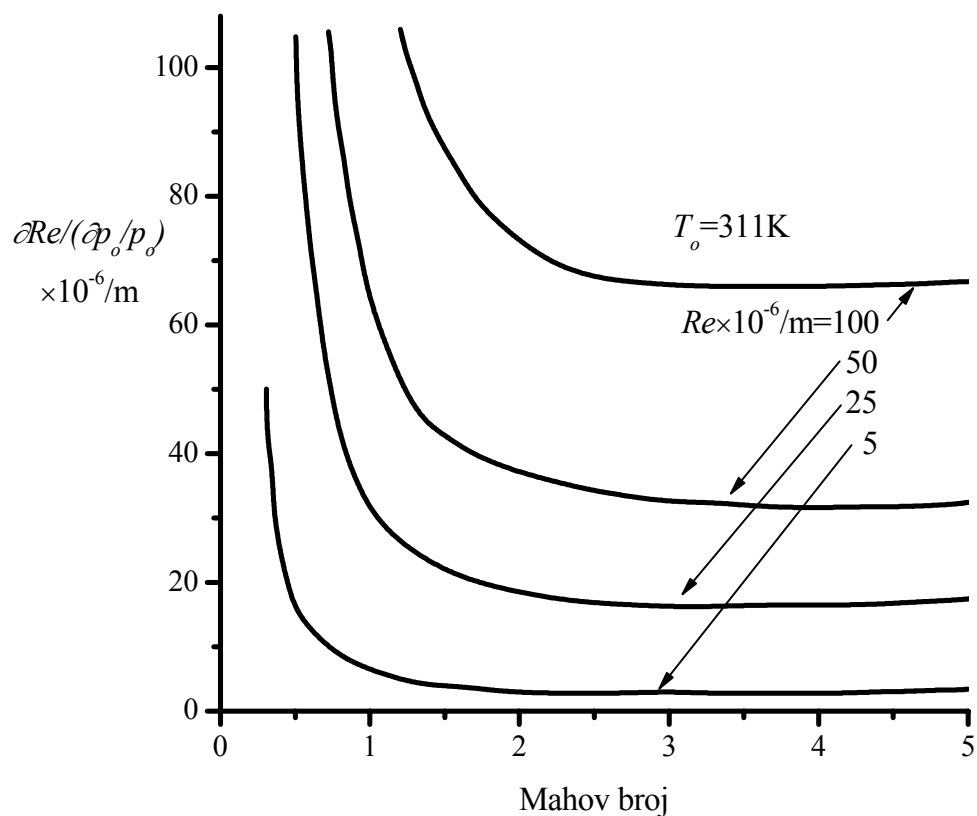
odnosno sa parametrom p_o :

$$Re = 2.29 \times 10^6 \frac{p_o M}{T_o^2 (1 + 0.2M^2)^{1.5}} \left(\frac{T_o}{1 + 0.2M^2} + 110.3 \right). \quad (40)$$

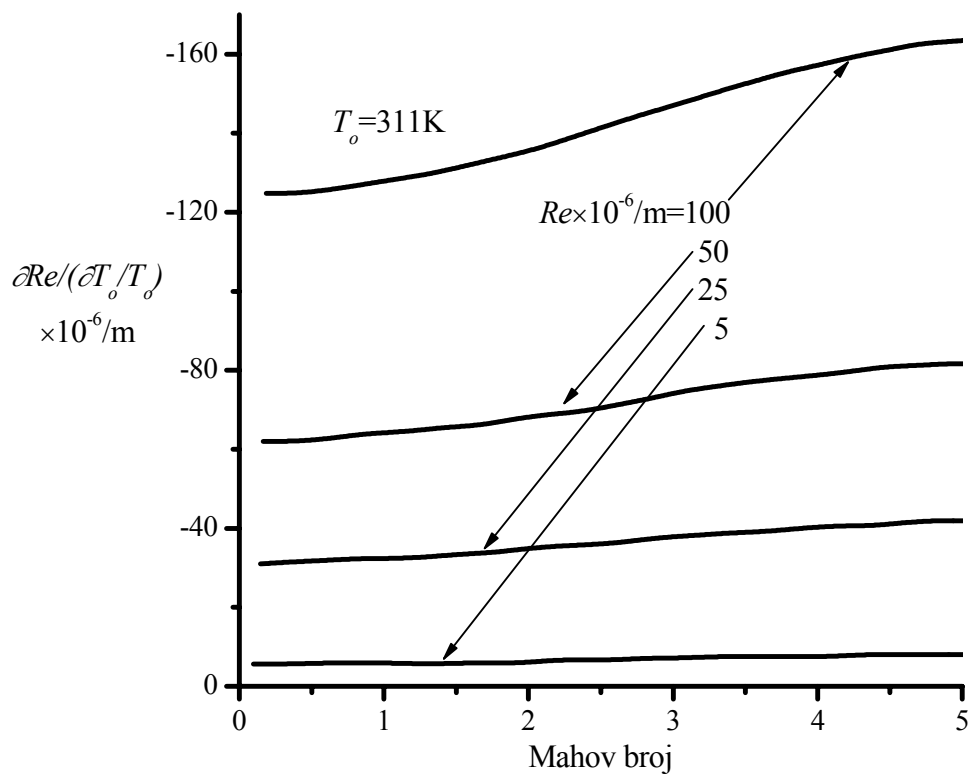
Prema relacijama (39) i (40) greške u merenju statičkog, odnosno zaustavnog pritiska utiču na osetljivost Rejnoldsovog broja direktno i indirektno preko Mahovog broja. Dijagrami na slikama Sl. 12 i Sl. 13 ilustruju ove osetljivosti za izabrane Rejnoldsove brojeve $(5, 25, 50 \text{ i } 100) \times 10^6/\text{m}$ pri nominalnoj zaustavnoj temperaturi 311 K. Osetljivost Rejnoldsovog broja na grešku merenja zaustavne temperature i Mahovog broja je data na dijagramu na slikama Sl. 14 i Sl. 15.



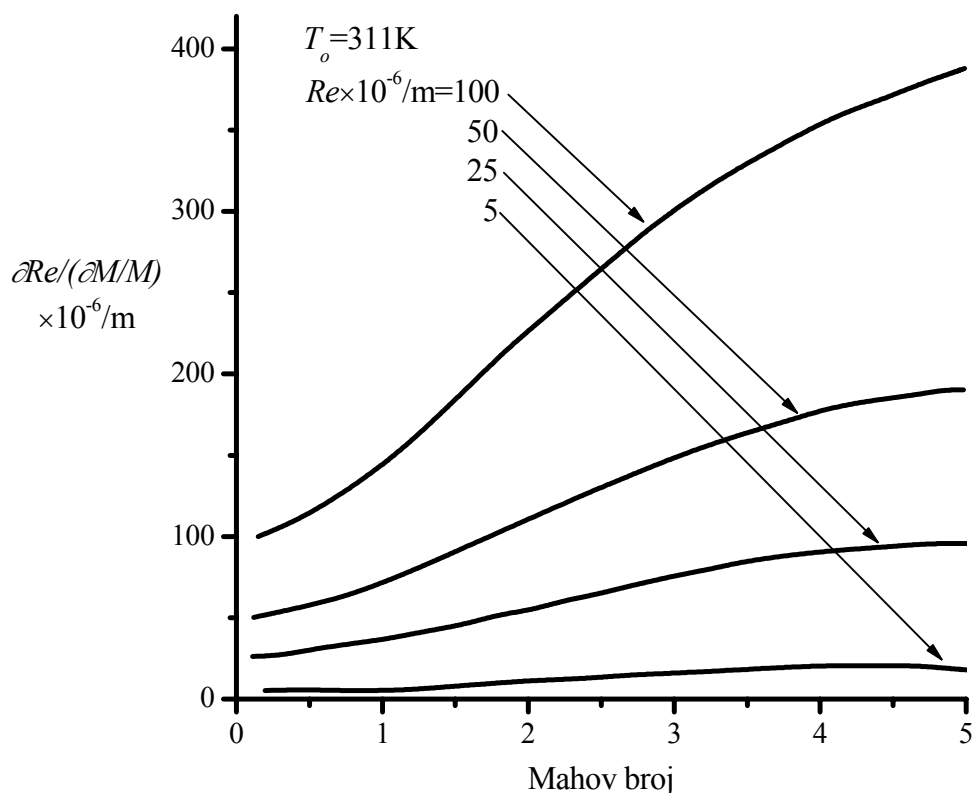
Sl. 12. Osetljivost jediničnog Rejnoldsovog broja na grešku merenja statičkog pritiska, [3]



SI. 13. Osetljivost jediničnog Reynoldsovog broja na grešku merenja zaustavnog pritiska, [3]



SI. 14. Osetljivost jediničnog Reynoldsovog broja na grešku merenja zaustavne temperature, [3]



Sl. 15. Osetljivost jediničnog Reynoldsovog broja na grešku merenja Mahovog broja, [3]

2.6 Uticaj uzdužnog gradijenta Mahovog broja na aerodinamički otpor

Od interesa je oceniti uticaj eventualnog postojanja gradijenta statičkog pritiska duž ose radnog dela na tačnost merenja aerodinamičkog otpora u aerotunelu i kako to utiče na zahteve u pogledu kvaliteta strujnog polja. Raspodela statičkog pritiska duž ose radnog dela mora biti konstantna, podrazumevajući dozvoljene granice, ili postojeći gradijent mora biti poznat.

Korekcije aerodinamičkog otpora uslovljene pojavom gradijenta statičkog pritiska duž ose radnog dela u literaturi su poznate kao korekcije usled efekta plivanja. Koeficijent otpora usled efekta plivanja, podrazumevajući linearan gradijent statičkog pritiska duž ose radnog dela, se može predstaviti u obliku:

$$\Delta C_{xpl} = -\frac{V}{S} \frac{1}{q} \frac{dp}{dx}, \quad (41)$$

gde je V zapremina modela, S referentna površina modela, q srednja vrednost dinamičkog pritiska u radnom delu, dp/dx gradijent pritiska i ΔC_{xpl} korekcija aerodinamičkog otpora uslovljena pojavom gradijenta statičkog pritiska duž ose radnog dela.

Efekat plivanja može biti izražen u opštem obliku uzimajući u obzir uticaje Mahovog broja i konfiguracije modela. Pretpostavljajući odnos specifičnih toplota $\kappa = 1.4$ i korišćenjem relacija:

$$\frac{p_{st}}{p_o} = (1 + 0.2M^2)^{-3.5}, \quad (42)$$

$$\frac{q}{p_o} = 0.7M^2 (1 + 0.2M^2)^{-3.5}, \quad (43)$$

moguće je predstaviti relaciju (41) u obliku:

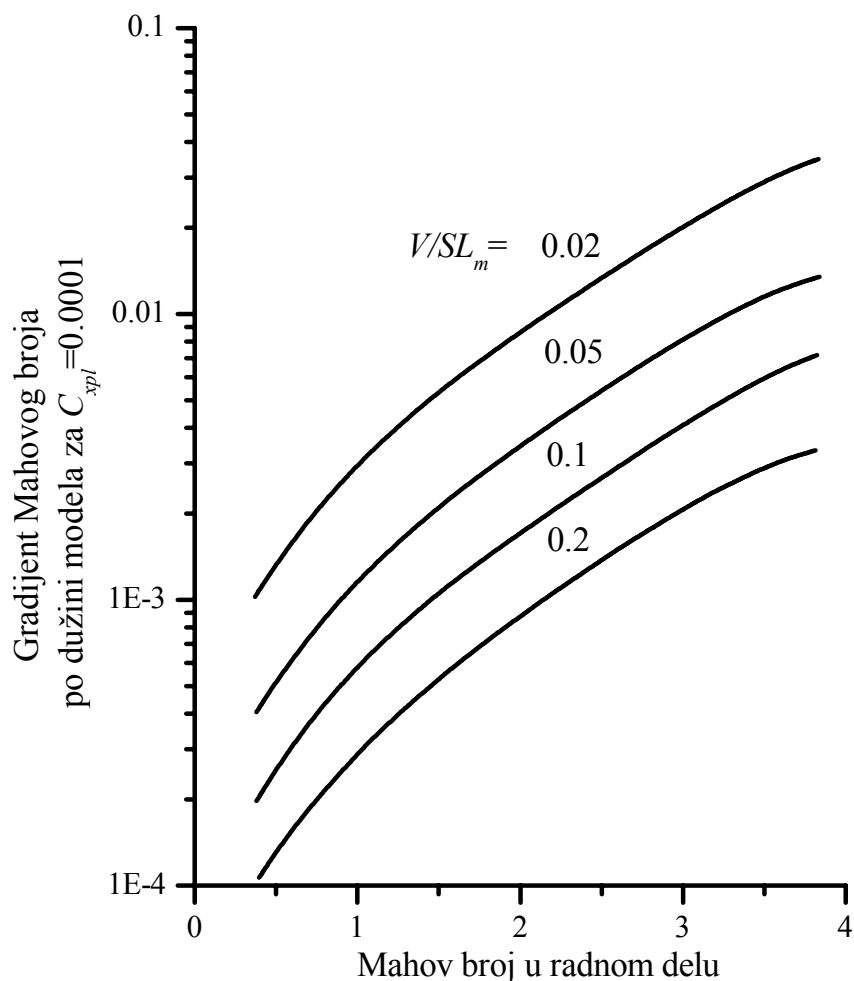
$$C_{xpl} = \frac{V}{S} \left(\frac{2}{M(1 + 0.2M^2)} \right) \frac{dM}{dx}, \quad (44)$$

gde se srednje vrednosti p_o i q podrazumevaju konstantnim. Ako se pretpostavi da je gradijent Mahovog broja linearan, dM/dx se može predstaviti u obliku $\Delta M/\Delta x$ koji predstavlja promenu Mahovog broja po dužini modela L_m , i sledi:

$$\Delta C_{xpl} = \frac{V}{SL_m} \left(\frac{2}{M(1 + 0.2M^2)} \right) \Delta M, \quad (45)$$

gde je bezdimenzioni parametar konfiguracije V/SL_m nezavisan od razmere modela, ali je karakteristika oblika modela.

Dijagram na slici Sl. 16 prikazuje dozvoljeni gradijent Mahovog broja po dužini modela za grešku koeficijenta otpora usled efekta plivanja od 0.0001 u funkciji parametra konfiguracije V/SL_m . Sa dijagrama se vidi da je, za istu grešku koeficijenta otpora usled efekta plivanja, dozvoljeni gradijent statičkog pritiska po dužini radnog dela veći sa porastom Mahovog broja od transoničnog ka supersoničnom režimu strujanja.



Sl. 16. Dozvoljeni linearni gradijent Mahovog broja po dužini modela za prirast koeficijenta otpora usled efekta plivanja od 0.0001, [3]

U cilju što boljeg definisanja postojanja gradijenta statičkog pritiska duž ose radnog dela od izuzetne važnosti je imati visok nivo ponovljivosti u merenju. Urođeni nedostatak ove vrste korekcije leži u činjenici da sam model menja strujno polje u radnom delu u odnosu na strujnu sliku praznog radnog dela.

Srednji gradijent Mahovog broja može biti poremećen, a ponekad ga je i nemoguće definisati, ako su slučajne kratkotalasne varijacije Mahovog broja suviše izražene. U svakom slučaju, neophodnost definisanja gradijenta Mahovog broja duž ose radnog dela u cilju tačnijeg merenja aerodinamičkog otpora je više nego očigledna.

2.7 Upravljanje zaustavnim pritiskom u aerotunelima

Upravljanje zaustavnim pritiskom je sadržano u nekoj od formi u svim aerotunelskim postrojenjima. Metode upravljanja i kontrole se razlikuju za transonične i supersonične aerotunele, za one prekidnog i kontinualnog dejstva, sa nadpritiskom i vakuumskog tipa. Upravljački sistem aerotunela zadužen za kontrolu zaustavnog pritiska utiče na kalibraciju aerotunela, kvalitet i tačnost merenja parametara strujnog polja, [3].

U supersoničnim aerotunelima Mahov broj, i svi uslovi ispitivanja u radnom delu koji zavise od Mahovog broja, su određeni geometrijom konvergentno-divergentnog mlaznika i zaustavnim uslovima. Nekoliko aerotunela poseduje automatsku kontrolu geometrije mlaznika. Najjednostavnije upravljanje pritiskom kod supersoničnih aerotunela je kod onih kod kojih je zaustavni pritisak atmosferski i gde je osnovna funkcija pogonskih sistema da obezbede odgovarajući odnos pritiska neophodan za početak i sam tok strujanja. Kod aerotunela pod pritiskom, nadpritisak i glavni pogonski sistemi su odgovorni za zaustavni pritisak.

Upravljački sistem aerotunela sa nadpritiskom može imati značajan uticaj na kvalitet strujnog polja. Pored automatskog upravljanja zaustavnim pritiskom, prisutno je i upravljanje Mahovim brojem kod većine transoničnih aerotunela. Upravljanje zaustavnim pritiskom se vrši preko regulacionog ventila pritiska koji se nalazi između rezervoara sa vazduhom i komore umirenja aerotunela. Mod rada pri konstantnom zaustavnom pritisku je uobičajen, ali postoji i mogućnost kontrole održavanja konstantnog Rejnoldsovog broja pri padu temperature tokom ispitivanja ili linearnog povećanja zaustavnog pritiska radi procene efekata Rejnoldsovog broja, istraživanja granica flatera, i slično. Funkcionalne mogućnosti sistema za upravljanje zaustavnim pritiskom su postale sofisticiranije sa uvođenjem računarskih sistema sa digitalnim upravljanjem.

Sa stanovišta kvaliteta strujnog polja, najvažniji parametar performansi sistema je tačnost regulacije, ili preciznije varijacija zaustavnog pritiska oko nominalne vrednosti. Period ove varijacije je tipično oko 1 s sa 0.1% standardne devijacije, pri čemu uznemirenje struje lako može dostići nivo 0.5% usled električnih šumova, mehaničkih trenja ili nepodešenih kontrolnih računara. Sistem za upravljanje zaustavnim pritiskom mora da radi kontinualno da bi se kompenzovali poremećaji usled

smanjenja pritiska u rezervoarima. Usled toga je kontrola višeg reda izvršenja neophodna da bi se postigla željena tačnost, pri čemu je jednostavan regulator, naravno, neadekvatan.

Sistem udarnih talasa koji se generiše niz struju iza regulacionog ventila pritiska u aerotunelima sa nad pritiskom može uzrokovati prekomernu nestabilnost struje. Takođe, uglovnost struje u radnom delu aerotunela može varirati sa promenama pozicije regulacionog ventila pritiska i, naravno, tokom vremena. Zbog toga cela putanja struje vazduha od rezervoara do komore umirenja mora biti razmotrena pri projektovanju upravljačkog sistema zaustavnog pritiska u cilju identifikacije i rešavanja problema. Korektivne mere uključuju prigušivače struje u nizu iza ventila niz struju, specijalizovane ventile, utišivače, saća u komori umirenja.

Veoma važna proceduralna odlika pri kalibracionim merenjima u aerotunelima sa nad pritiskom je to što se ispitivanja moraju izvršiti na svakom Mahovom broju pri čemu se sve promenljive aerotunelske veličine održavaju konstantnim tokom ispitivanja da bi se detektovali efekti u vremenskom domenu i uticaj pozicije regulacionog ventila pritiska. Na primer, ako se traversirajući češalj sa sondama za merenje uglovnosti struje kreće duž ose aerotunela tokom ispitivanja, vremenski zavisni efekti biće nepoznati usled prostornih varijacija strujnog polja, i obrnuto.

3 EKSPERIMENTALNA AEROTUNELSKA INSTALACIJA

Eksperimentalni deo istraživanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja je izvršen i rezultati su verifikovani u aerotunelskom postrojenju T-38 Vojnotehničkog instituta u Beogradu, [19]. Instalacija je projektovana da podrži aerodinamička ispitivanja modela aviona i projektila u aerotunelskim uslovima. Neka od najznačajnijih su:

- Merenje sila i momenata na modelu i pojedinim komponentama modela,
- Merenje raspodele pritisaka na modelu i pojedinim komponentama modela,
- Merenje strujnih parametara kroz uvodnike vazduha,
- Dinamički testovi na modelu u cilju određivanja derivativa stabilnosti,
- Vizualizacija strujanja primenom različitih metoda,
- Specijalni testovi na modelima aviona i projektila.

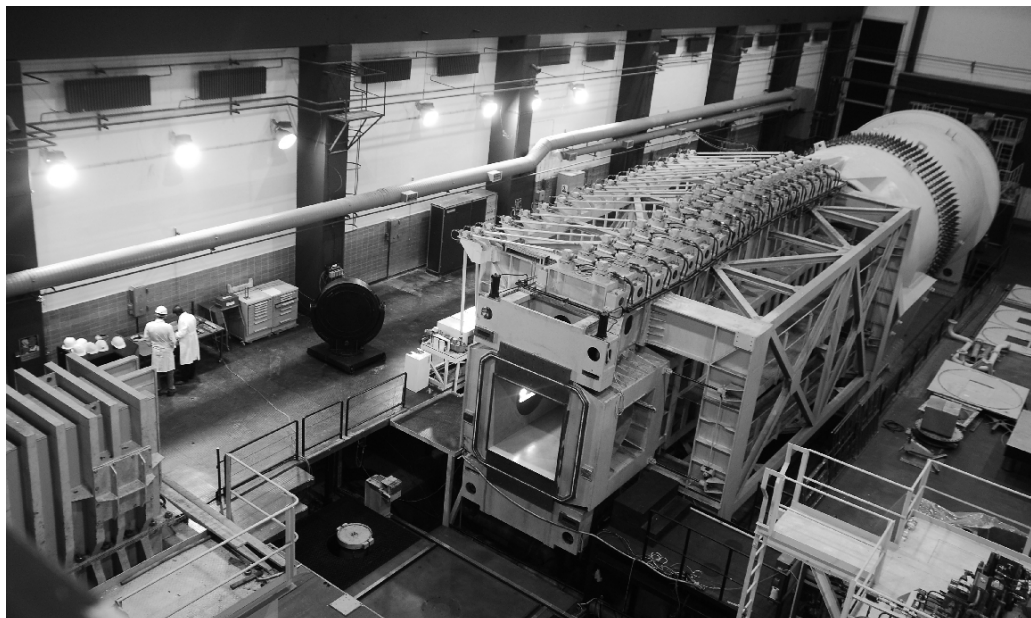
Tokom inicijalnih ispitivanja u aerotunelu T-38 uspostavljeni su optimalni parametri rada aerotunela i izvršeno je istraživanje kvaliteta strujnog polja u radnim delovima u skladu sa postavljenim aerodinamičkim zahtevima, [20]. Izvršen je veliki broj merenja u 3D radnom delu pri čemu su korišćene pojedinačne sonde i različite vrste češljeva, ispitivanje standardnih modela, merenje turbulencije i aerodinamičke buke.

U skladu sa preporukama datim u poglavlju 2.1, u sledećim poglavljima su date tehničke karakteristike instalacije, pregled izvršenih inicijalnih ispitivanja i analiza funkcionalnosti, performansi i kvaliteta strujnog polja u radnom delu koji se koristi za ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina radi ocene kompetentnosti izbora ispitnog postrojenja u kojem su eksperimentalno verifikovani rezultati istraživanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja.

3.1 Opis eksperimentalne instalacije

Trisonični aerotunel T-38 je prekidnog dejstva sa nadpritiskom, radnog dela kvadratnog poprečnog preseka, dimenzija 1.5 m × 1.5 m, slika Sl. 17.

Za subsonična i supersonična ispitivanja koristi se radni deo sa glatkim zidovima u fleksibilnom mlazniku, dok se za transonična ispitivanja u konfiguraciju ubacuje radni deo sa poroznim zidovima. Poroznost zidova se može menjati od 1.5% do 8% u zavisnosti od Mahovog broja da bi se postigao najbolji kvalitet strujanja, [21].



SI. 17. Eksperimentalna aerotunelska instalacija T-38, VTI Beograd

Energija potrebna za rad aerotunela je vazduh pod pritiskom do 20 bar u rezervoarima ukupne zapremine 2600 m³. Tokom rada aerotunela uspostavlja se strujanje vazduha između rezervoara i slobodne atmosfere.

Opseg Mahovih brojeva koji se može postići u radnom delu je od 0.2 do 4 sa maksimalnim Rejnoldsovim brojem do $110 \times 10^6/m$. Regulacija Mahovog broja je $\pm 0.5\%$ zadate nominalne vrednosti. Kontrola Mahovog broja se vrši na različite načine u zavisnosti od opsega brzina ispitivanja:

- U subsoničnom opsegu brzina, do Mahovog broja 0.7, vrši se kontrola masenog protoka vazduha kroz aerotunel preko drugog grla smeštenog iza radnog dela,
- U transoničnom opsegu brzina, od Mahovog broja 0.7 do 1.4, vrši se kontrola preko drugog grla, sistema za odsisavanje viška vazduha kroz porozne zidove (*blow-off* sistem) i konvergentno-divergentnog mlaznika,

- U supersoničnom opsegu brzina, od Mahovog broja 1.4 do 4, postavlja se odgovarajuća kontura konvergentno-divergentnog mlaznika za željeni Mahov broj ispitivanja.

Zaustavni pritisak u radnom delu može biti od 1.1 bar do 15 bar, u zavisnosti od Mahovog broja, sa tačnošću regulacije $\pm 0.3\%$ nominalne vrednosti. Kontrola zaustavnog pritiska se ostvaruje pomoću ventila za regulaciju pritiska. Raspoloživo vreme ispitivanja je od 6 s do 60 s, i zavisi od Mahovog broja i zaustavnog pritiska.

Model se u radnom delu aerotunela preko repnog držača postavlja na mehanizam koji obezbeđuje kretanje po propinjanju i valjanju, tako da se mogu postići željeni aerodinamički uglovi. Omogućeno je kontinualno i kretanje modela korak-po-korak tokom merenja. Tačnost postavljanja modela na traženi položaj je 0.05° po uglu propinjanja i po uglu valjanja.

3.2 Funkcionalnost, performanse i kvalitet struje vazduha u 3D radnom delu u fleksibilnom mlazniku

Osnovna karakteristika svakog aerotunela je opseg Mahovih brojeva koji se može postići u radnom delu. Za aerotunele prekidnog dejstva sa nadpritiskom bitni su i minimalni i maksimalni radni pritisci ispitivanja, vreme rada aerotunela u celom opsegu Mahovih brojeva, kao i raspoloživi opseg Rejnoldsovih brojeva – *Anvelope performansi aerotunela*.

Za aerotunel T-38 su tokom projektovanja definisane sledeće vrednosti aerodinamičkih parametara u ispitnoj oblasti modela u 3D radnom delu, koja se definiše tako da poprečne dimenzije iznose 1 m, a uzdužna dimenzija 1.5 m oko centra propinjanja:

Kvalitet struje vazduha tokom ustaljenog dela aerotunelskog ispitivanja:

- Fluktuacija pritiska odgovara specifikaciji *Lehrt*, [20];
- Turbulencija (longitudinalna i lateralna komponenta fluktuacije brzine) ispod 0.3% u ispitnoj oblasti modela;

- iii. Prostorna ujednačenost Mahovog broja u ispitnoj oblasti modela (standardna devijacija srednjeg Mahovog broja) iznosi $\pm 0.3\%$ pri transoničnim i supersoničnim brzinama;
- iv. Prostorna ujednačenost brzine (standardna devijacija srednje brzine) pri subsoničnim brzinama u ispitnoj oblasti modela iznosi $\pm 0.25\%$;
- v. Uglovnost struje (standardna devijacija srednjeg pravca struje) u propinjanju i skretanju u svim opsezima brzina u granicama $\pm 0.1^\circ$ u ispitnoj oblasti modela.

Regulacija strujanja tokom ustaljenog dela aerotunelskog ispitivanja:

- i. Regulacija zaustavnog pritiska u granicama $\pm 0.3\%$ nominalne vrednosti;
- ii. Uspostavljanje željenog zaustavnog pritiska u intervalu od 1.5 s od otvaranja regulacionog ventila pritiska;
- iii. Regulisanje Mahovog broja u granicama $\pm 0.5\%$ nominalne vrednosti tokom subsoničnog ili transoničnog ispitivanja pri promeni napadnog ugla modela; Upravljanje Mahovim brojem moguće je samo u transoničnom radnom delu i postiže se putem odsisavanja vazduha uz pomoć *blow-off* sistema;
- iv. Pad zaustavne temperature ispod 8 K u projektnom kriterijumu – efektivno trajanje ustaljenog strujanja tokom ispitivanja od 6 s za Mahov broj 1 i zaustavni pritisak 6 bar;
- v. Apsolutna vlažnost vazduha 0.0001 kg vode/kg vazduha.

Tokom inicijalnih ispitivanja u aerotunelu T-38 demonstrirane su performanse 3D radnog dela u fleksibilnom mlazniku, izvršeno je prvo podešavanje sistema za regulaciju pritiska, kao i kalibracija drugog grla, [20]. Demonstracija performansi je obuhvatala:

- Određivanje najdužeg mogućeg trajanja ispitivanja pri različitim pritiscima i Mahovim brojevima;
- Utvrđivanje stvarnog trajanja ustaljenog strujanja u pogledu projektovanog kriterijuma od 6 s;

- Određivanje minimalnih radnih pritisaka za radni deo bez modela pri startovanju i zaustavljanju rada aerotunela;
- Procena maksimalnih pritisaka u aerotunelu pri vanrednim uslovima;
- Određivanje pada temperature u rezervoaru vazduha ispred i iza termalne matrice;
- Merenje specifične vlažnosti vazduha u rezervoarima.

Performanse aerotunela u pogledu trajanja ispitivanja u subsoničnom i supersoničnom režimu su postignute prema osnovnim aerodinamičkim zahtevima, [22][23].

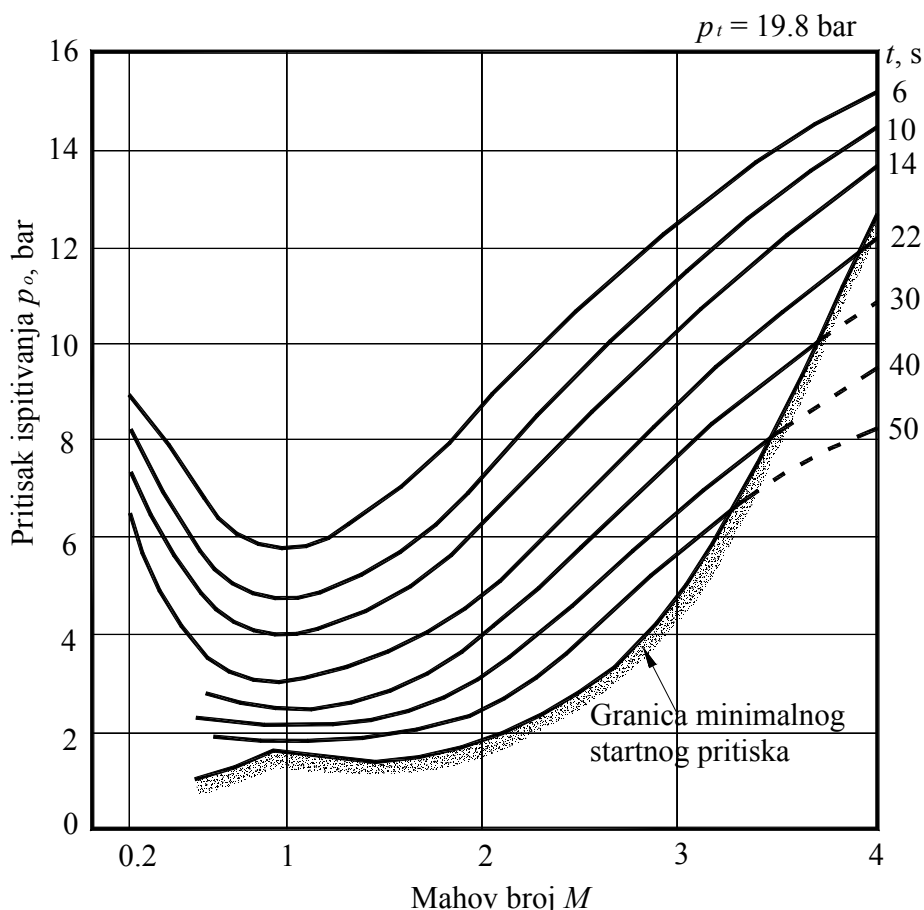
Podešavanje upravljačkog sistema za regulaciju pritiska izvršeno je tokom inicijalnih ispitivanja. Regulacija pritiska u ustaljenom režimu ispitivanja je postignuta i iznosi $\pm 0.3\%$ nominalne vrednosti. Potrebno vreme za postizanje dobre regulacije nakon početka rada aerotunela (ugovorni zahtev 1.5 s), zbog fizičkih ograničenja, nije ispunjen za Mahove brojeve veće od 2.5.

Minimalni radni pritisci su eksperimentalno određeni merenjem zaustavnog pritiska u komori umirenja, statičkog i zaustavnog pritiska u radnom delu aerotunela. Na osnovu karakterističnih promena pritisaka u radnom delu aerotunela prilikom započinjanja i zaustavljanja strujanja određeni su trenutci kada se u aerotunelu uspostavlja, odnosno prekida strujanje sa nominalnim Mahovim brojem, kao i zaustavni pritisak u tom trenutku, [24][25]. Utvrđeno je da je minimalni pritisak ispitivanja od 2.15 bar koji je potreban za start aerotunela na Mahovom broju 1 u skladu sa specifikacijom iz ugovora. Kod većih Mahovih brojeva, iznad 2.5, minimalni startni pritisci su bili znatno veći od predviđenih. Veliki gubici usled dejstva utišivača buke, koji su instalirani u izduvniku, su bili uzrok odstupanja od predviđenog minimalnog startnog pritiska. Utvrđene su optimalne postavke drugog grla u cilju smanjenja startnog pritiska na većim Mahovim brojevima. Minimalni pritisak zaustavljanja aerotunela bio je manji od predviđenog na svim Mahovim brojevima i znatno niži od minimalnog startnog pritiska. Razvijen je i ispitan algoritam za startovanje aerotunela, pri čemu je omogućen rad aerotunela ispod minimalnog startnog pritiska i iznad minimalnog pritiska zaustavljanja. Iako su gubici kroz utišivač bili veći od prvobitno predviđenih,

zaključeno je da aerotunel može da radi u punom opsegu koji je postavljen uslovima specifikacije.

Eksperimentalno dobijene anvelope performansi aerotunela su upoređene sa teorijskim podacima dobijenim iz proračuna strujanja kroz aerotunel i uglavnom se pokazalo dobro slaganje. Odstupanja su se javila kod minimalnih radnih pritisaka koji su bili veći od teorijski izračunatih i posebno su bila izražena u opsegu Mahovih brojeva od 3 do 4.

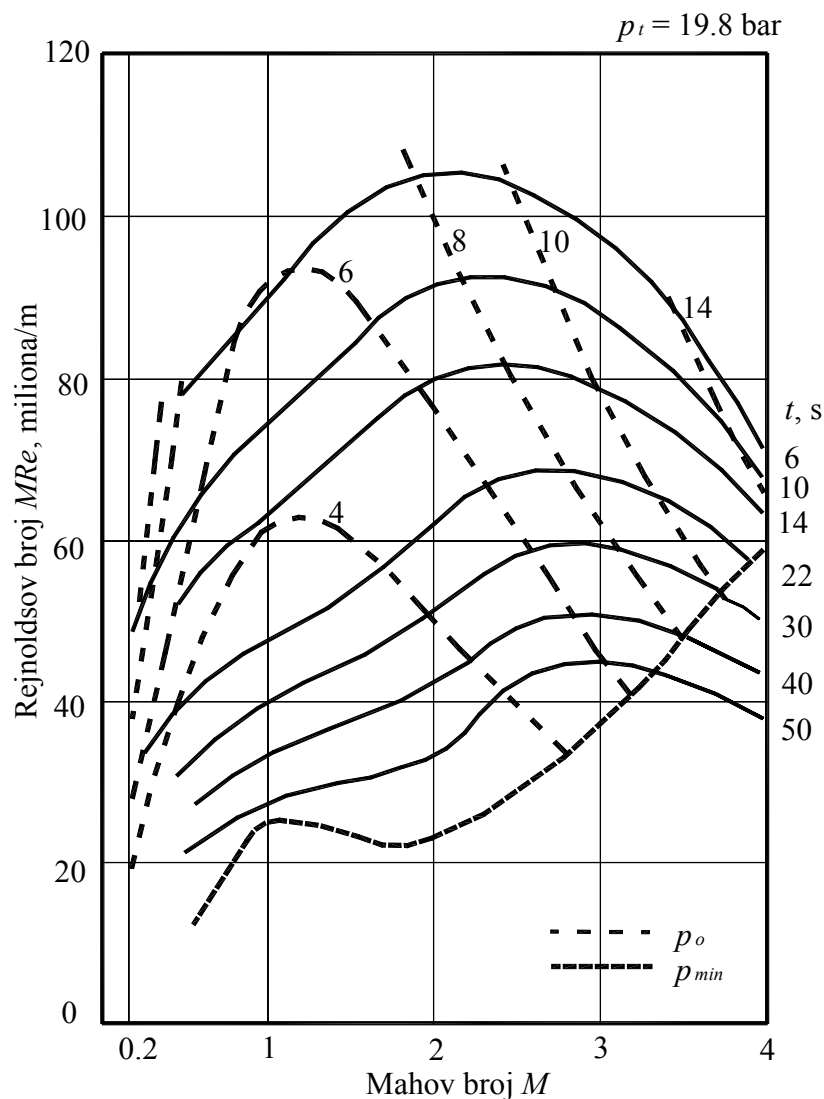
Na osnovu merenja izvršenih tokom inicijalnih ispitivanja dobijene su anvelope osnovnih performansi za 3D radni deo aerotunela T-38, koje predstavljaju polaznu tačku u fazi pripreme programa za ispitivanje. Anvelope osnovnih performansi – pritisak ispitivanja i Rejnoldsov broj su date na slikama Sl. 18 i Sl. 19.



Sl. 18. Anvelopa perfomansi: Pritisak ispitivanja, aerotunel T-38, 3D radni deo

Tokom ispitivanja je utvrđeno da je pad zaustavne temperature manji od 8 K, što je specifikacijom precizirana granica za ispitivanja u uslovima projektnog

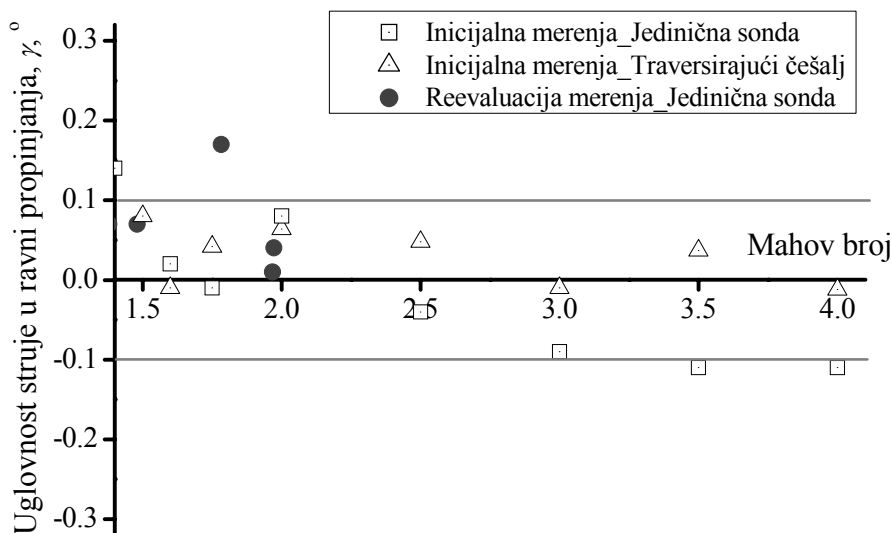
kriterijuma (efektivno trajanje aerotunelskog ispitivanja u uslovima ustaljenog strujanja od 6 s za Mahov broj 1 i zaustavni pritisak 6 bar), [26]. Karakteristike projektovanih sušača vazduha su se pokazale više nego adekvatne jer su omogućile dobijanje specifične vlažnosti vazduha ispod 0.0002 kg vode/kg vazduha.



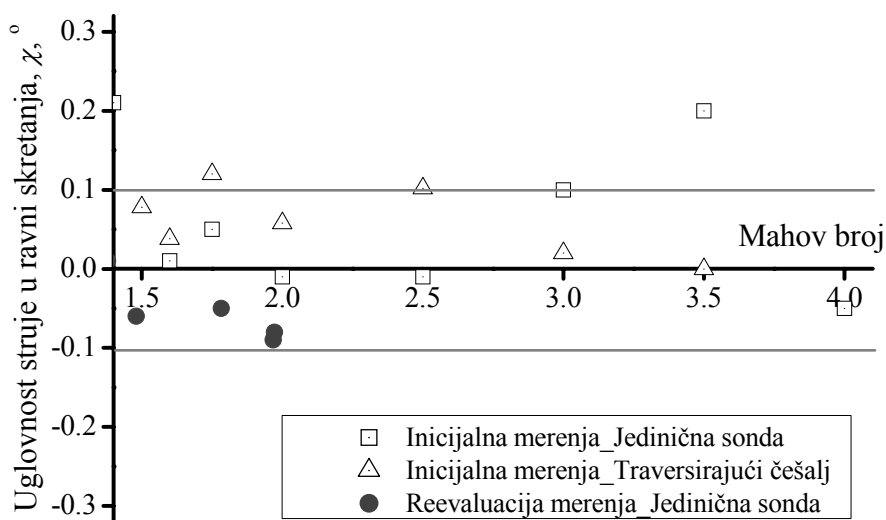
SI. 19. Anvelopa perfomansi: Rejnoldsov broj, aerotunel T-38, 3D radni deo

Inicijalna merenja kvaliteta strujnog polja u aerotunelu T-38 su imala za cilj proveru ispunjenosti osnovnih aerodinamičkih zahteva koji su postavljeni tokom projektovanja. Tokom eksploatacije aerotunela vršena je reevaluacija osnovnih kalibracija, [27]-[30] i ispitivanje standardnih modela u cilju međulaboratorijskog poređenja referentnih rezultata i provere ponovljivosti merenja, [31]-[44].

U okviru inicijalnih merenja uglovnosti struje vazduha u ravni propinjanja i skretanja u 3D radnom delu u fleksibilnom mlazniku u supersoničnoj oblasti brzina su određene korišćenjem jedinične piramidalne sonde i traversirajućeg češlja. Izmerene su veoma male apsolutne srednje uglovnosti struje vazduha, ispod kriterijuma od $\pm 0.1^\circ$, slike Sl. 20 i Sl. 21.

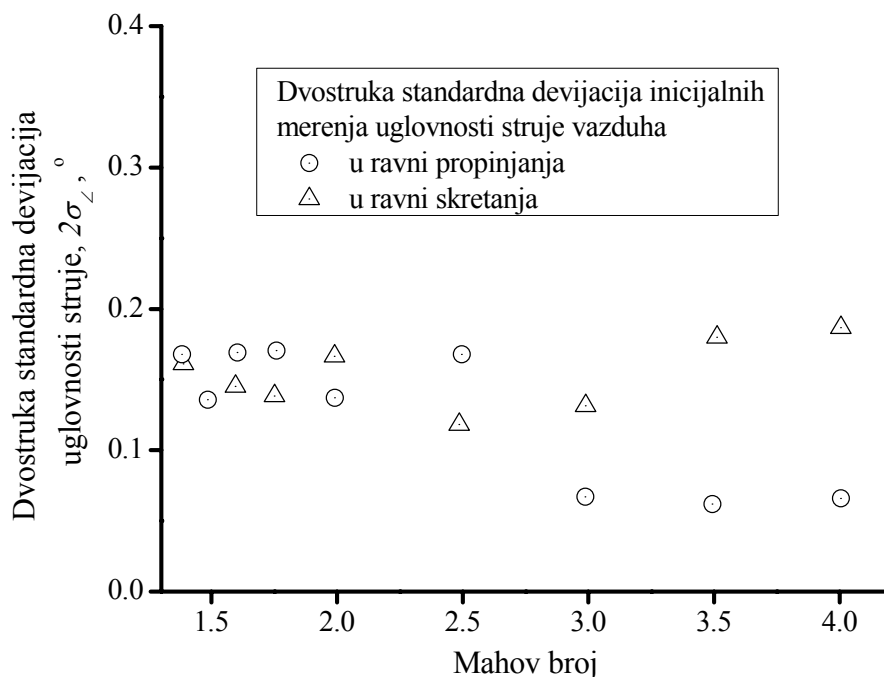


Sl. 20. Uglovnost struje u ravni propinjanja, 3D radni deo, supersonična oblast, T-38, [20]



Sl. 21. Uglovnost struje u ravni skretanja, 3D radni deo, supersonična oblast, T-38, [20]

Standardna devijacija u celom ispitnom regionu je bila ispod 0.1° za sve Mahove brojeve, slika Sl. 22.

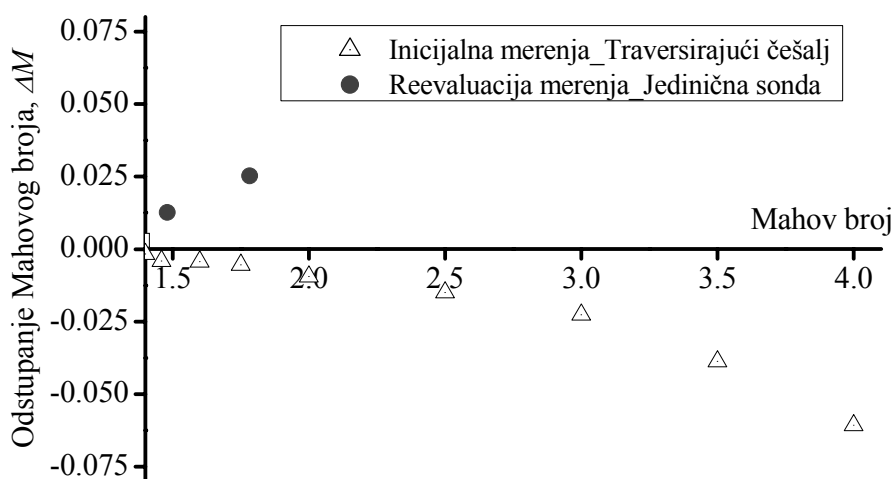


SI. 22. Dvostruka standardna devijacija inicijalnih merenja uglovnosti struje, 3D radni deo, supersonična oblast, T-38, [20]

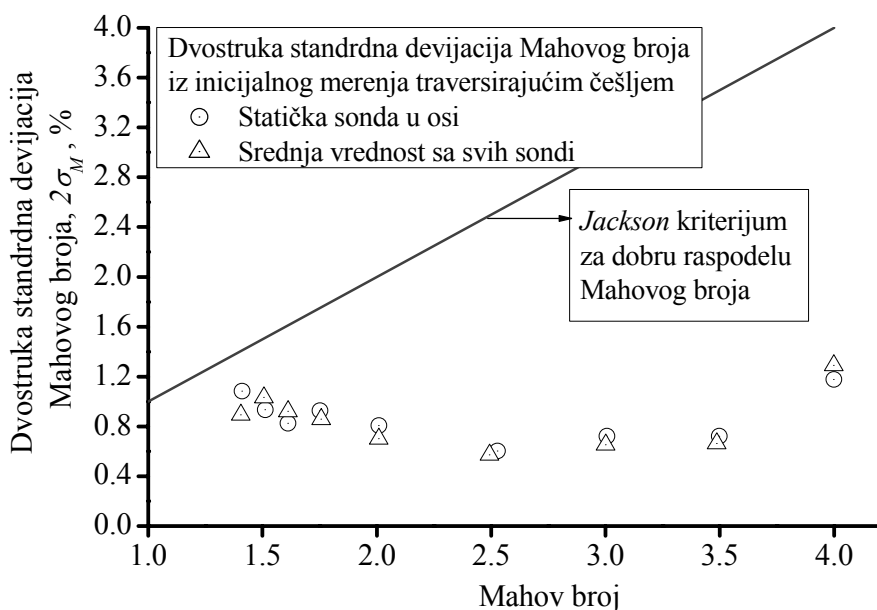
Prethodna reevaluacija uglovnosti struje vazduha je izvršena nakon dužeg eksploatacionog perioda aerotunela i potvrđeno je da je na nivou vrednosti dobijenih tokom inicijalnih merenja, u okviru kriterijuma od $\pm 0.1^\circ$ za ovakvu vrstu aerotunela. Međutim, kako su prethodna merenja uglovnosti struje izvršena samo do Mahovog broja 2, u okviru eksperimentalnog dela istraživanja tačnosti merenja parametara strujnog polja bilo je neophodno ovu bazičnu aerotunelsku kalibraciju izvršiti u celoj oblasti supersoničnih brzina, poglavlje 6.

Odstupanja Mahovog broja izmerenog primarnim mernim sistemom aerotunela od Mahovog broja neporemećene struje u 3D radnom delu u fleksibilnom mlazniku u supersoničnoj oblasti brzina su određena u okviru inicijalnih merenja traversirajućim češljem i data su na slici SI. 23. Rezultati merenja korišćenjem traversirajućeg češlja sa sondama za statički i zaustavni pritisak u supersoničnoj oblasti brzina su pokazali da je kvalitet struje vazduha odličan. Kvalitet raspodele Mahovog broja u pogledu aksijalne i ujednačenosti po širini radnog dela je ispunio ulaznu projektnu specifikaciju (standardna devijacija Mahovog broja $\sigma_M \leq 0.3\%$ i *Jackson* kriterijum za dobru raspodelu Mahovog broja: $2\sigma_M < 0.005M$ za $M < 1$ i $2\sigma_M < 0.01M$ za $M > 1$) za ceo opseg

supersoničnih brzina tokom inicijalnih ispitivanja, [20]. Na dijagramu na slici Sl. 24 su date vrednosti dvostruke standardne devijacije Mahovog broja uz *Jackson* kriterijum za dobru raspodelu. Standardna devijacija Mahovog broja je u okviru specifikacije, osim u oblasti niske-supersonike. Međutim, u toj oblasti brzina je ispunjen *Jackson* kriterijum. Prema navedenom kriterijumu zaključeno je da je u pogledu raspodele Mahovog broja radni deo veoma visokog kvaliteta u supersoničnoj oblasti brzina. Preporučeno je korišćenje dobijenih odstupanja Mahovog broja kao korekcija Mahovog broja ΔM , i to u nisko-supersoničnoj oblasti brzina iz merenja sondama za statički pritisak, a za visoko-supersoničnu oblast iz merenja sondama za zaustavni pritisak.



SI. 23. Odstupanje Mahovog broja, 3D radni deo, supersonična oblast, T-38, [20]



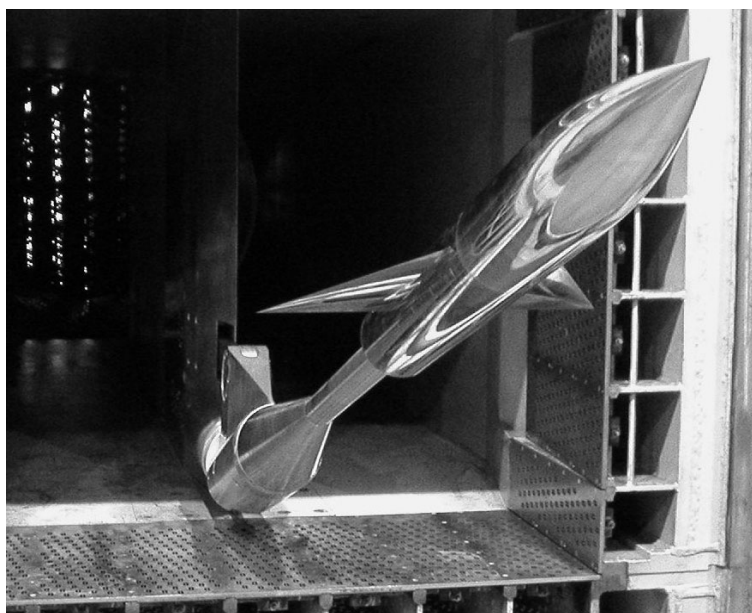
SI. 24. Kvalitet raspodele Mahovog broja u 3D radnom delu, supersonična oblast, T-38, [20]

Periodične reevaluacije merenja imaju za cilj proveru nivoa korekcije koju treba primeniti na izmereni Mahov broj u 3D radnom delu u fleksibilnom mlazniku i upoređenje sa vrednostima dobijenim tokom inicijalnih merenja. Međutim, prethodna merenja su izvršena samo do Mahovog broja 1.75, pa je u okviru eksperimentalnog dela istraživanja tačnosti merenja parametara strujnog polja reevaluacija ove bazične aerotunelske kalibracije izvršena u celoj oblasti supersoničnih brzina, poglavlje 6.

3.3 Verifikacija eksperimentalne instalacije u standardnim ispitivanjima

Standardni modeli imaju široku primenu tokom eksploatacije aerotunelske instalacije u cilju praćenja kvaliteta strujnog polja u radnom delu i opšte pouzdanosti rada svih aerotunelskih sistema, a njihovo ispitivanje je gotovo neizostavno pri uvođenju novog aerotunela u rad, [32].

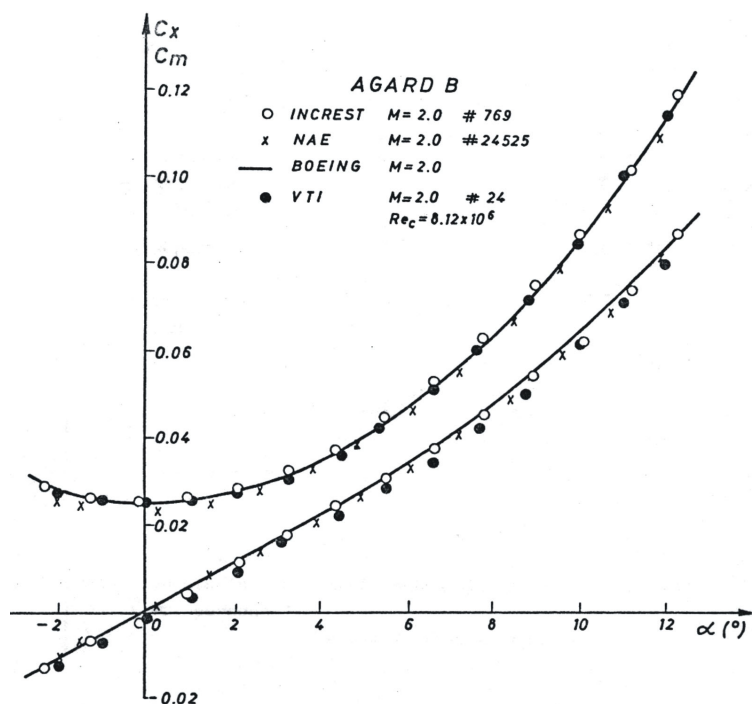
U okviru propisanih kalibracionih procedura tokom inicijalnih i periodičnih verifikacionih merenja u aerotunelu T-38 ispitan je model B iz najpoznatije familije standardnih modela AGARD grupe, slika Sl. 25.



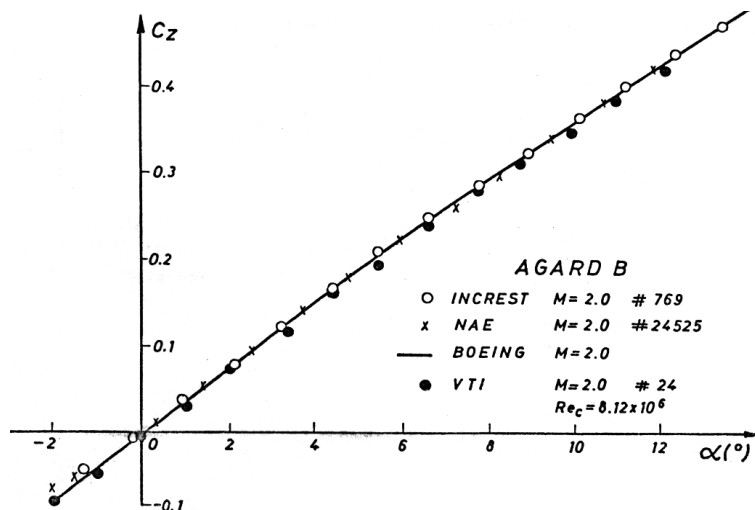
Sl. 25. Standardni model AGARD-B

Rezultati inicijalnih ispitivanja standardnog modela AGARD-B na Mahovom broju 2 u aerotunelu T-38 su pokazali dobro slaganje sa referentnim podacima iz

svetskih laboratorija (*Boeing*, *NAE*, *INCREST*) i referentnom literaturom, [31]-[35], dijagrami na slikama Sl. 26 i Sl. 27.

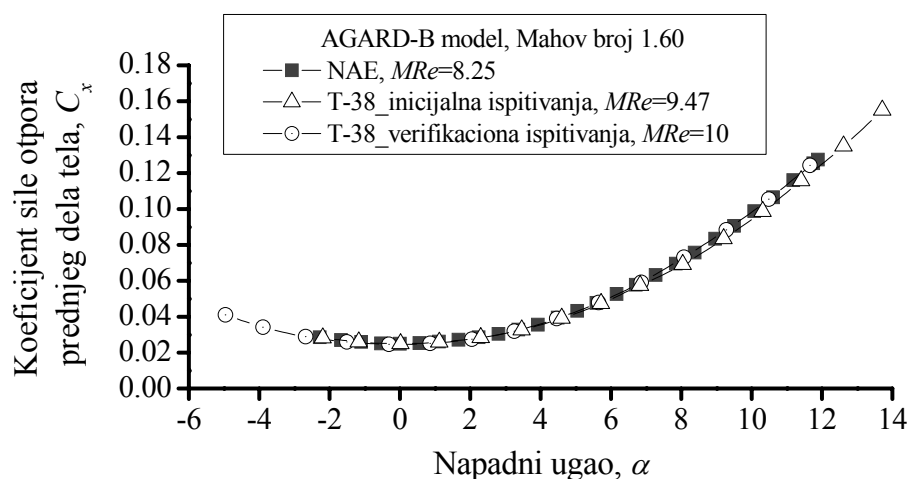


Sl. 26. Medulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, inicijalna ispitivanja, [33]-[35]

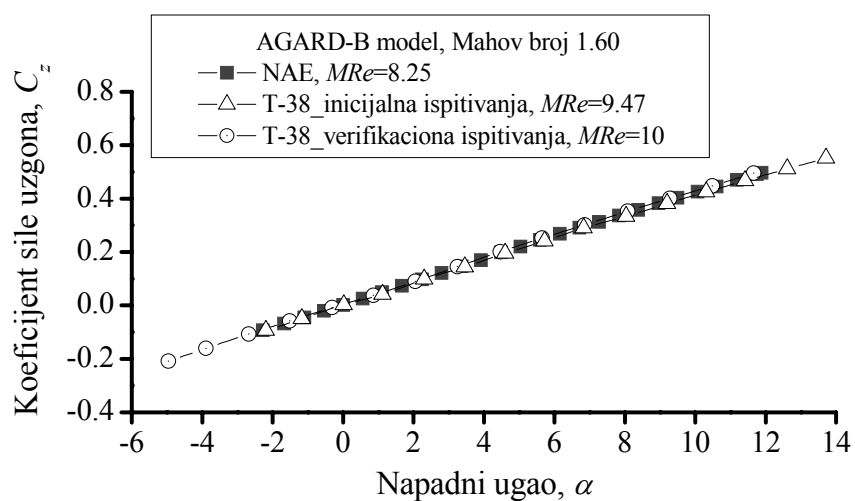


Sl. 27. Medulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, inicijalna ispitivanja, [33]-[35]

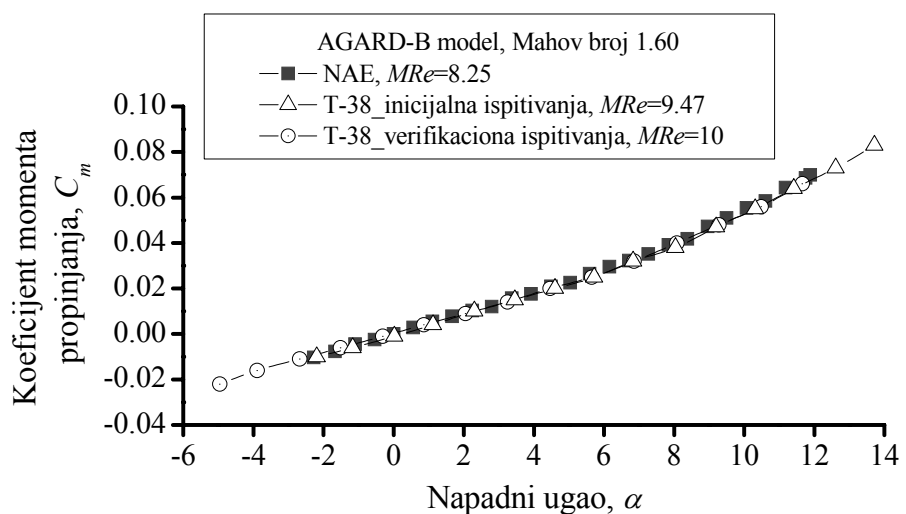
Verifikaciona ispitivanja na Mahovom broju 1.6 su potvrdila dobro slaganje rezultata ispitivanja standardnog modela AGARD-B u aerotunelu T-38 sa referentnom aerodinamičkom laboratorijom NAE (danas operativna kao IAR), dijagrami na slikama Sl. 28-Sl. 31, [36]-[44].



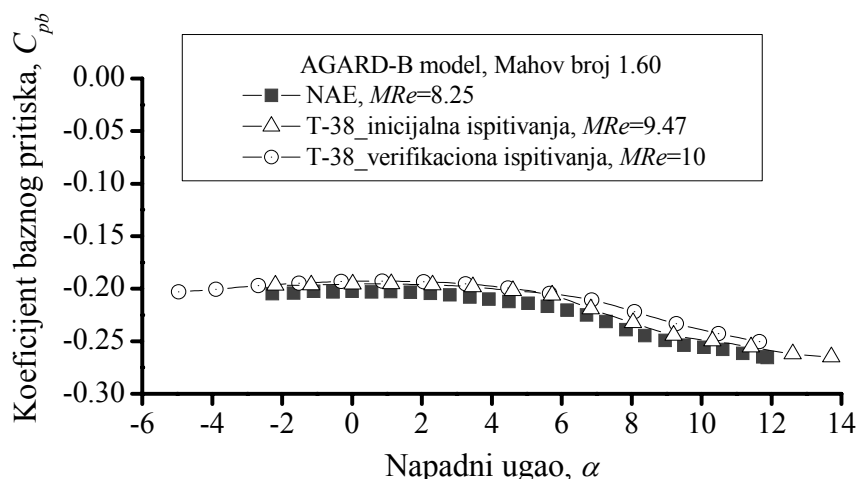
SI. 28. Međulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, verifikaciona ispitivanja, [20]



SI. 29. Međulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, verifikaciona ispitivanja, [20]

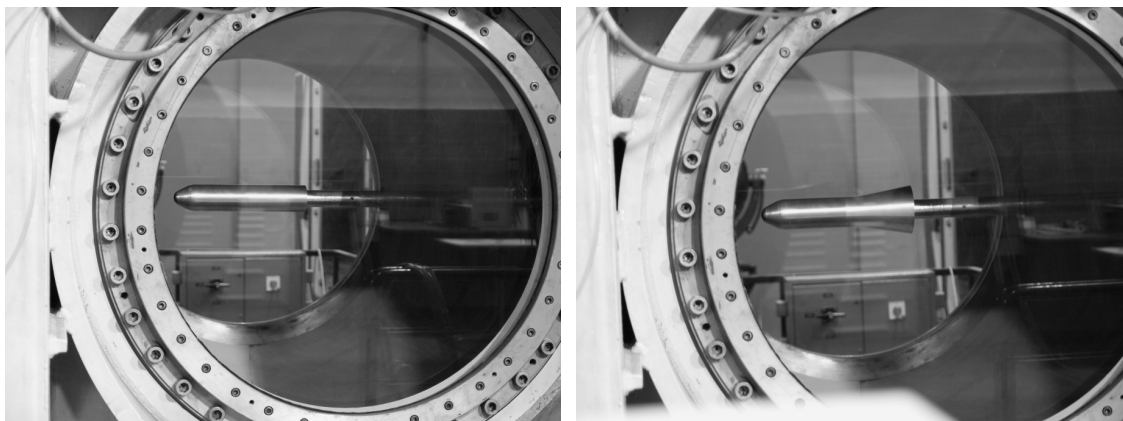


SI. 30. Međulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, verifikaciona ispitivanja, [20]



Sl. 31. Međulaboratorijsko poređenje, model AGARD-B, verifikaciona ispitivanja, [20]

U cilju dobijanja referentnih podataka iz standardnih ispitivanja u celoj oblasti supersoničnih brzina u aerotunelu T-38 izvršena je prva faza ispitivanja supersonično-hipersoničnog standardnog modela HB prečnika 75 mm u konfiguraciji HB-1 i HB-2 (slika Sl. 32), koja je predstavljala polaznu osnovu u okviru istraživanja mogućnosti poboljšanja tehnika merenja, podešavanja i verifikacije radnog dela aerotunela T-38 u supersoničnoj oblasti brzina, [32][45]. Opis standardnog modela HB je u potpunosti dat u poglavlju 7.1.



Sl. 32. Model HB-1/2 prečnika 75 mm u radnom delu aerotunela T-38

Izvršena je prva komparativna analiza dobijenih rezultata ispitivanja modela HB u aerotunelu T-38 sa dostupnim podacima iz ispitivanja u aerodinamičkim laboratorijama ONERA, AEDC i NASA Ames centra, [46]-[49]. Prvi rezultati ispitivanja su prikazani na petoj međunarodnoj konferenciji odbrambenih tehnologija koja se održala u Vojnotehničkom institutu u Beogradu, [50]. Aktuelnost i potrebu za

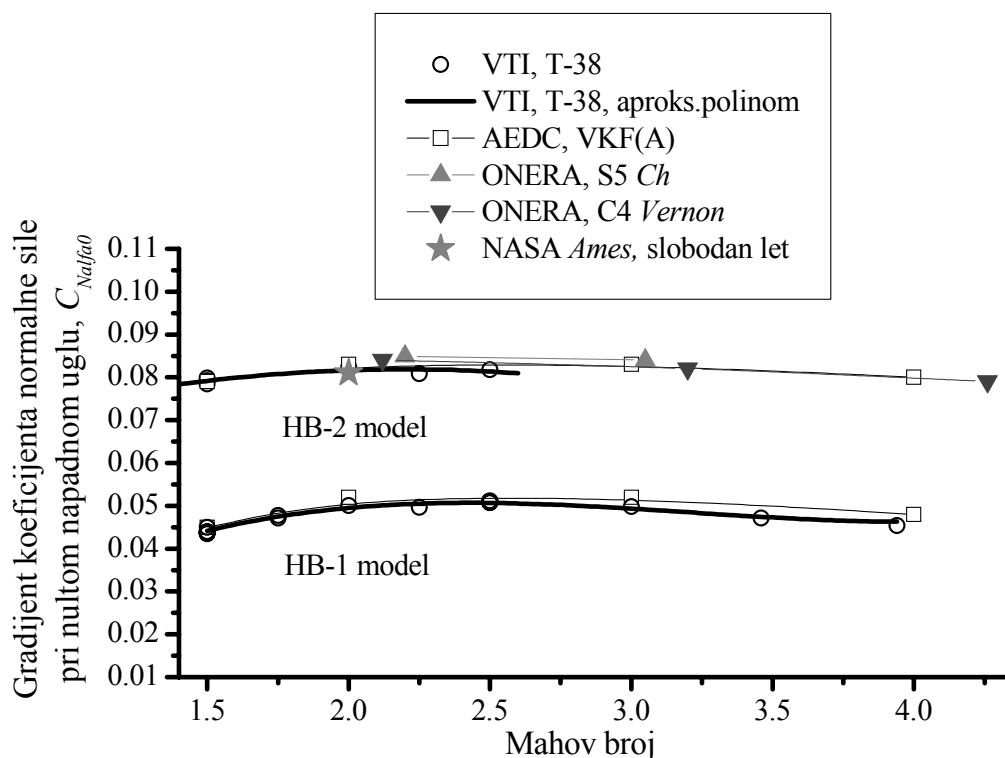
referentnim rezultatima ovog tipa je istakao još jedan rad sa iste konferencije koji se odnosio na poređenje rezultata proračunske dinamike fluida i eksperimentalnih rezultata iz AEDC laboratorije, [51]. Korelacija rezultata je izvršena za gradijent koeficijenta normalne sile i koeficijent ukupne aksijalne sile pri nultom napadnom uglu za opseg Mahovih brojeva 1.5 do 4 za obe konfiguracije modela HB. Na slici Sl. 33 je dat gradijent koeficijenta normalne sile pri nultom napadnom uglu, a na slici Sl. 34 koeficijent ukupne aksijalne sile, takođe, pri nultom napadnom uglu.

Pretraživanjem svetske računarske mreže u potrazi za dostupnim rezultatima ispitivanja ovog modela zapaženo je da novija ispitivanja modela HB uglavnom podrazumevaju raspodelu pritisaka i testove prenosa toplote, [52]-[55], tako da su dostupni podaci o aerodinamičkim koeficijentima, osim onih datih u [46], zapravo malobrojni što je, zbog relativno male baze podataka za poređenje, u izvesnoj meri otežalo procenu kvaliteta merenja u aerotunelu T-38.

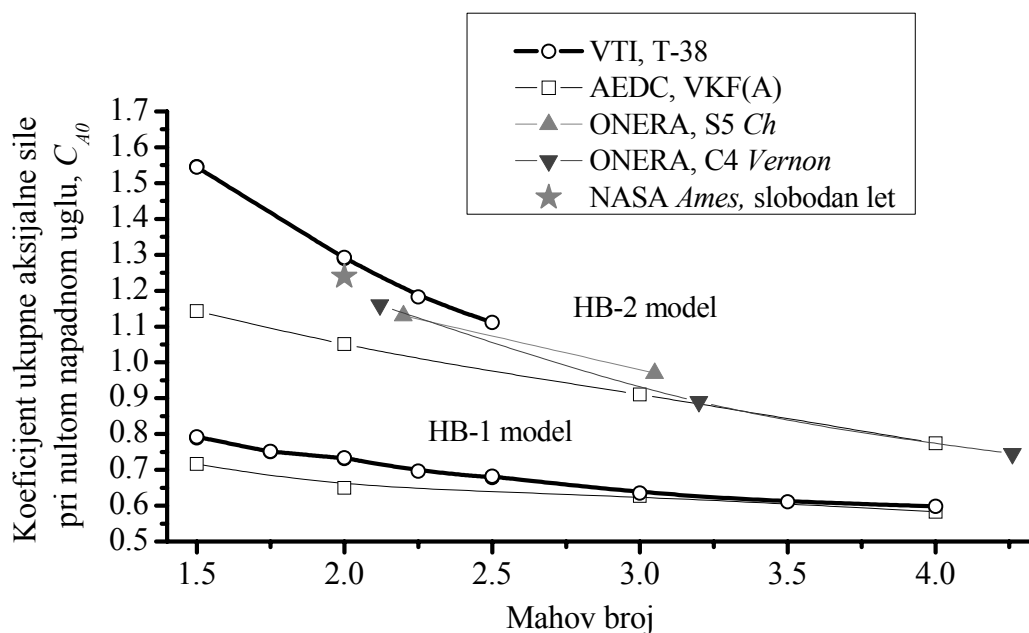
Primećeno je da postoje odstupanja u poređenju sa rezultatima AEDC laboratorije i to naročito za aksijalnu silu modela HB-2 za Mahove brojeve manje od 3. Tokom prve faze ispitivanja nisu bili poznati razlozi ove slabije korelacije rezultata, a ona je bila dodatno otežana činjenicom da je u toku ispitivanja u aerotunelu T-38 merena samo ukupna aksijalna sila, jer je došlo do otkaza u instalaciji za merenje baznog pritiska tokom testa, dok su rezultati iz AEDC laboratorije dati u formi koeficijenta aksijalne sile prednjeg dela tela i koeficijenta aksijalne sile baze.

Rezultati dobijeni u aerotunelu T-38 su u mnogo boljoj korelaciji sa rezultatima ONERA laboratorije, pri čemu je primećeno da su odstupanja u koeficijentu aksijalne sile baze koje su dale laboratorije AEDC i ONERA veće od 0.1 na nižim Mahovim brojevima. Moguć uticaj na dobijene rezultate merenja aksijalne sile je repni držač modela prečnika većeg od preporučenog, ali korišćenje tanjeg stinga u uslovima ispitivanja kakvi su u aerotunelu T-38 (veliki dinamički pritisci i velika opterećenja tokom stacionarnog i prelaznog režima) nije moguće. Međutim, upotreba držača većeg prečnika bi trebalo da smanji ukupnu aksijalnu silu, dok rezultati pokazuju da je izmerena sila veća od one u referentnim merenjima iz AEDC laboratorije.

Obrada rezultata aerotunelskih merenja je uključivala korekcije određene tokom inicijalnih i kasnijih delimičnih kalibracija radnog dela.



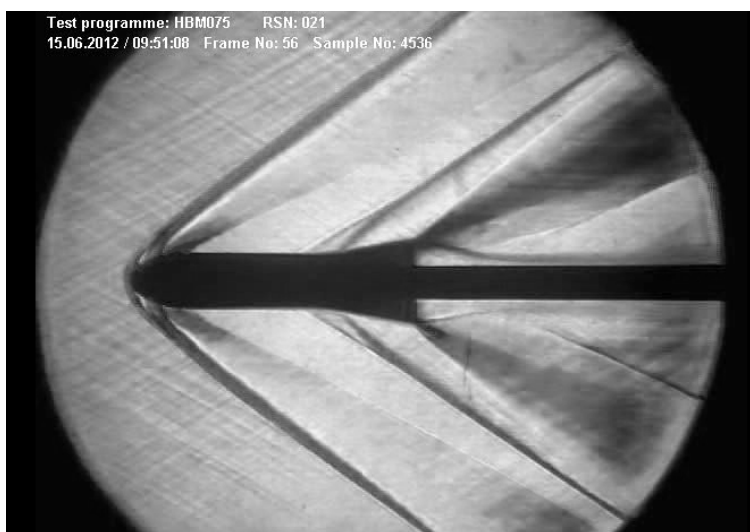
SI. 33. Međulaboratorijsko poređenje: Gradijent koeficijenta normalne sile, nulti napadni ugao, model HB-1/2, prva faza ispitivanja, [50]



SI. 34. Međulaboratorijsko poređenje: Koeficijent ukupne aksijalne sile, nulti napadni ugao, model HB-1/2, prva faza ispitivanja, [50]

Prva faza ispitivanja standardnog modela HB-2 je bila ograničena do Mahovog broja 2.5. Nakon sprovedenih aktivnosti definisanih planom realizacije istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti aerotunelskih merenja, prvenstveno parametara strujnog polja, izvršena je druga faza ispitivanja modela HB-2 prečnika 75 mm u opsegu Mahovih brojeva 1.5 do 4 korišćenjem poluprovodničke aerovage povećane krutosti koja ima mnogo veću nosivost u pravcu aksijalne komponente opterećenja od aerovage konvencionalnog tipa korišćene u prvoj fazi ispitivanja (poglavlje 7). Efekti aktivnosti realizovanih u cilju poboljšanja tačnosti merenja parametara strujnog polja ocenjeni su upoređenjem rezultata aerotunelskih merenja izvršenih u okviru prve i druge faze ispitivanja.

Tokom realizacije eksperimentalnog dela istraživanja od izuzetne važnosti su bili podaci koji su dobijeni tokom prvih ispitivanja modela HB prečnika 75 mm, u prelaznom i u stacionarnom režimu, slika Sl. 35. Prelazna opterećenja na modelu su bila bliska procenjenim, i predstavljali su dobru osnovu za pouzdaniju procenu opterećenja modela HB i pravilan izbor aerovage.



Sl. 35. Šliren vizualizacija, model HB-2 prečnika 75 mm, Mahov broj 2, T-38, [50]

Tokom prve faze ispitivanja apostrofirana je neophodnost pronalaženja uzroka neslaganja u vrednostima koeficijenta aksijalne sile u odnosu na referentne podatke iz AEDC aerotunela, pa je korektno merenje baznog pritiska tokom druge faze (završnih) ispitivanja bilo neophodno kako bi se mogla odrediti aksijalna sila prednjeg dela tela modela, jer su podaci iz AEDC aerotunela dati u tom obliku (poglavlje 7).

3.4 Ocena kompetentnosti izabrane eksperimentalne instalacije za istraživanja u supersoničnoj oblasti brzina

Kompetentnost izabrane instalacije aerotunela T-38 za obavljanje eksperimentalnog dela istraživanja u supersoničnoj oblasti brzina je pozitivno ocenjena na osnovu sledećih zaključaka:

- Inicijalna ispitivanja su pokazala da su zadovoljeni osnovni aerodinamički zahtevi u pogledu funkcionalnosti, performansi i kvaliteta strujanja za ovakvu vrstu aerotunela koji su postavljeni tokom projektovanja, [20][22]-[27].
- Tokom eksploatacionog perioda vršena je periodična reevaluacija osnovnih aerotunelskih kalibracija, [20][28]-[30]. Analiza rezultata je potvrdila visok kvalitet struje u 3D radnom delu, dobru ponovljivost merenja, dobro stanje aerotunelske instrumentacije i ispravnost algoritma za obradu podataka, [56]. Međutim delimična reevaluacija osnovnih kalibracionih merenja je izvršena u supersoničnoj oblasti, pa je apostrofirana neophodnost izvršenja tih merenja sa osvežavanjem aerotunelske kalibracione baze i praćenje odstupanja parametara strujnog polja sa stanovišta eksploatacionog perioda.
- Aerotunel T-38 je verifikovan do Mahovog broja 2 na osnovu ispitivanja standardnog AGARD-B modela i komparativne analize sa dostupnim podacima referentnih laboratorija, što je u mnogobrojnim prilikama predstavljeno naučnoj i stručnoj javnosti, [20][30][32]-[38][42]-[44].
- Potvrđen je pravilan izbor modela HB kao standardnog referentnog modela za ispitivanja na supersoničnim Mahovim brojevima u aerotunelu T-38, [50].

4 ANALIZA MOGUĆNOSTI POBOLJŠANJA TAČNOSTI MERENJA PARAMETARA SUPERSONIČNOG STRUJNOG POLJA

U aerotunelskom ispitivanju je obično dinamički pritisak parametar strujnog polja koji se mora odrediti što je moguće tačnije, jer se većina veličina izmerenih tokom ispitivanja normalizuje dinamičkim pritiskom u cilju dobijanja bezdimenzionih aerodinamičkih koeficijenata. Drugi značajan parametar strujnog polja je Mahov broj i često je potrebno ispitivanjem ustanoviti zavisnost nekih aerodinamičkih karakteristika od Mahovog broja.

Postoji više načina da se, pri ispitivanjima u supersoničnim aerotunelima, odrede Mahov broj i dinamički pritisak u radnom delu. Prilikom projektovanja aerotunela T-38 bile su predviđene tri moguće metode određivanja ovih veličina:

- Na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i statičkog pritiska u radnom delu (metoda predviđena za merenja na Mahovim brojevima do 1.6),
- Na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu (metoda predviđena za merenja na Mahovim brojevima iznad 1.6),
- Na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja, računajući ostale veličine na osnovu zadatog Mahovog broja i rezultata kalibracije radnog dela (metoda predviđena za merenja na Mahovim brojevima iznad 1.6).

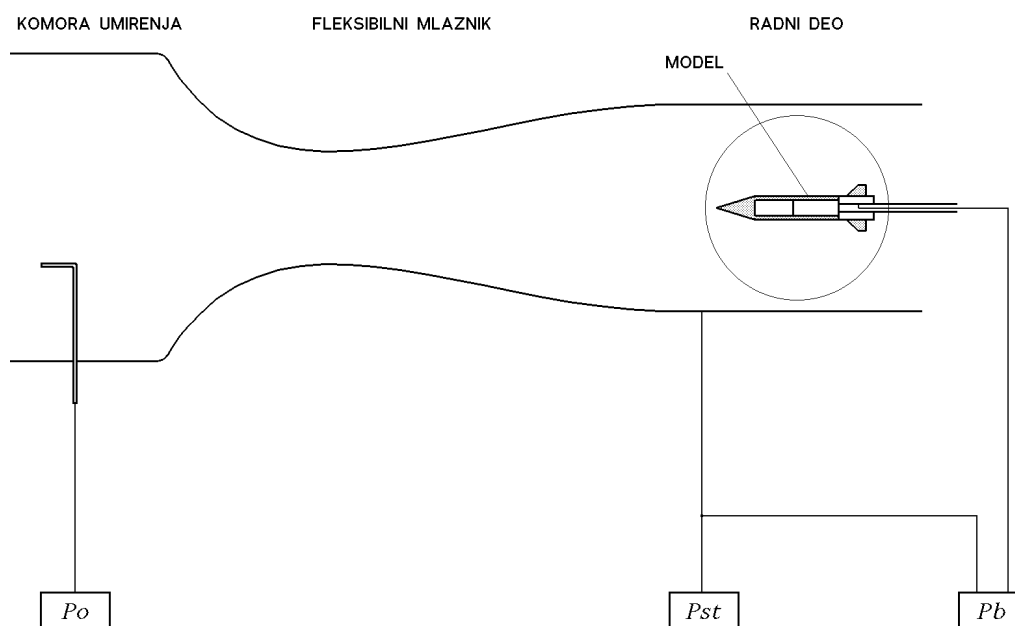
Proračun Mahovog broja i dinamičkog pritiska po sve tri navedene metode je bio uključen u T-38 softverski paket za obradu aerotunelskih merenja, [56]. Međutim, iz više razloga, u dosadašnjim, relativno malobrojnim, ispitivanjima modela na supersoničnim Mahovim brojevima, bila je u upotrebi samo prva od navedenih metoda merenja, iako, prema [3] i analizi u poglavlju 2.5, takva metoda možda nije optimalna. Tokom istraživanja [45][57] analizirane su dobre i loše osobine tri navedene metode merenja, činiooci koji olakšavaju ili otežavaju upotrebu pojedinih metoda, izvršen je izbor optimalnog načina merenja i date su preporuke za konfigurisanje primarnog

mernog sistema aerotunela u budućim ispitivanjima na supersoničnim Mahovim brojevima.

4.1 Mogući koncepti merenja parametara strujnog polja

4.1.1 Metoda zasnovana na merenju zaustavnog i statičkog pritiska

Određivanje Mahovog broja i dinamičkog pritiska na osnovu merenja zaustavnog i statičkog pritiska se zasniva na izentropskoj relaciji (2). Zaustavni pritisak se meri pito-sondom u komori umirenja aerotunela, a merno mesto statičkog pritiska je na zidu radnog dela, slika Sl. 36. Pretpostavlja se da su pritisci mereni na ovim mestima vrlo bliski odgovarajućim pritisima u osi radnog dela, a mala odstupanja od vrednosti u osi radnog dela se koriguju na osnovu kalibracionih merenja. Mahov broj i dinamički pritisak se zatim određuju na osnovu relacija izentropskog strujanja (2) i (3) datih u poglavlju 2.3.



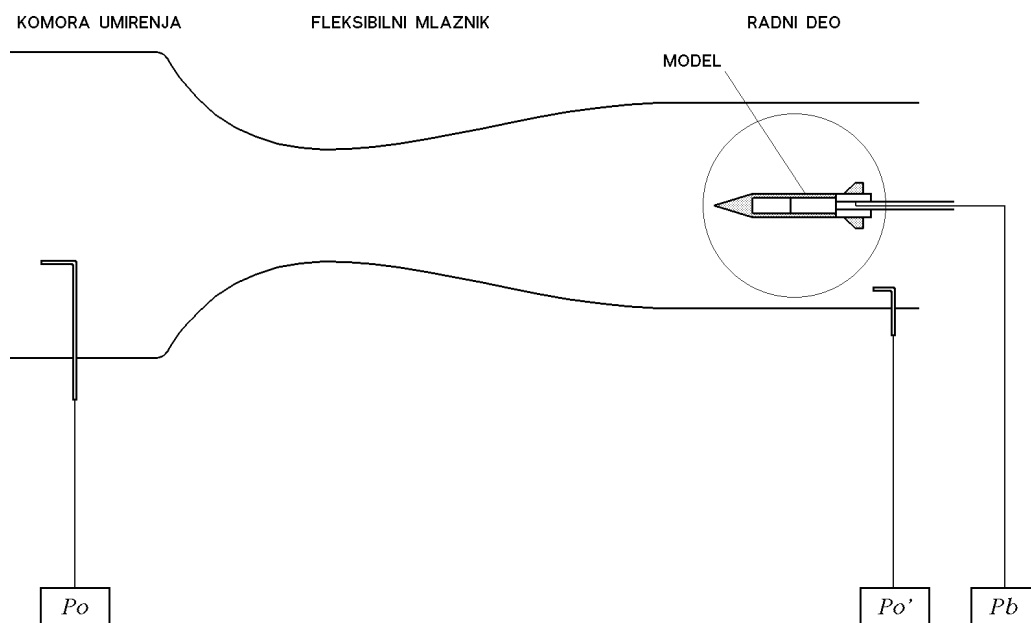
Sl. 36. Konfiguracija mernih tačaka u merenju zaustavnog i statičkog pritiska

Pri primeni ove metode postoji problem merenja veoma malog statičkog pritiska pri ispitivanjima na visoko-supersoničnim Mahovim brojevima. Na primer, na Mahovom broju 4, odnos statičkog i zaustavnog pritiska je $p_{st}/p_o = 0.00658$, a u

aerotunelu T-38 na tom Mahovom broju je statički pritisak oko 0.07 bar. Pri takvom merenju je vreme uspostavljanja pritiska u pneumatskom vodu od mernog mesta do davača relativno dugo, a tačnost merenja je mala, jer je mereni pritisak znatno manji od radnog opsega davača koji ne može biti manji od vrednosti atmosferskog, ambijentnog pritiska.

4.1.2 Metoda zasnovana na merenju dva zaustavna pritiska

Prema [3] i analizi u poglavlju 2.5, na Mahovim brojevima većim od 1.6 povoljnije je, umesto statičkog pritiska, meriti zaustavni pritisak u radnom delu aerotunela. Za merenje je potrebno u radni deo aerotunela postaviti pito-sondu, slika Sl. 37. Kako je strujanje u radnom delu supersonično, mereni zaustavni pritisak nije jednak zaustavnom pritisku neporemećene struje, jer se merenje vrši iza normalnog udarnog talasa, koji se formira ispred vrha pito-sonde. Mahov broj, statički i dinamički pritisak se, iz dva izmerena zaustavna pritiska, mogu odrediti na osnovu relacija (10), (1) i (3) datih u poglavlju 2.3.



Sl. 37. Konfiguracija merenja dva zaustavna pritiska

Pri primeni ove metode dolazi do izražaja problem pronalaženja pogodnog mesta za sondu za merenje zaustavnog pritiska u radnom delu aerotunela, jer udarni talasi sa modela mogu proći ispred mesta na kome se nalazi sonda, pa je ispravno

merenje nemoguće. Takođe, udarni talasi sa sonde mogu pogoditi neki deo modela i time uticati na merenja na modelu.

Postavlja se i problem merenja baznog pritiska na modelu. Ne postoji mereni referentni statički pritisak koji bi omogućio merenje baznog pritiska diferencijalnim davačem malog opsega (slika Sl. 36), tako da se mora koristiti apsolutni davač relativno velikog opsega (ne manjeg od vrednosti atmosferskog pritiska), čime se smanjuje tačnost određivanja baznog otpora modela.

4.1.3 Metoda zasnovana na korišćenju rezultata kalibracije radnog dela

S obzirom na uočene probleme pronalaženja pogodnog položaja za sondu za merenje zaustavnog pritiska u radnom delu i male tačnosti merenja statičkog pritiska, pri projektovanju aerotunela i izradi softvera za obradu aerotunelskih ispitivanja predviđena je i metoda po kojoj se meri samo zaustavni pritisak u komori umirenja, dok se Mahov broj, statički i dinamički pritisak u radnom delu pretpostavljaju na osnovu rezultata prethodno izvršene kalibracije radnog dela aerotunela.

U praksi se vrlo brzo pokazalo da je ova metoda izuzetno nepogodna i čak opasna, i to iz više razloga:

- Ukoliko iz nekog razloga, na primer, zbog niskog zaustavnog pritiska ili velikog zaprečavanja izazvanog modelom, ne dođe do uspostavljanja supersoničnog strujanja u radnom delu, takav događaj se ne registruje u obradi podataka koja u takvom slučaju daje lažne rezultate,
- Ako se propusti da se primeti nepostojanje supersoničnog strujanja, eksperimentator može nastaviti sa ispitivanjima pod istim uslovima, izlažući time model ponovljenim, a vrlo opasnim prelaznim opterećenjima,
- Ako se postavljena kontura konvergentno-divergentnog fleksibilnog mlaznika i malo razlikuje od one koja se koristila pri kalibraciji aerotunela, Mahov broj pri ispitivanju će se u izvesnoj meri razlikovati od Mahovog broja pri kalibraciji što se ne može samo po sebi primetiti, a rezultuje nedovoljno tačnim merenjem. Kako se postavljanje konture mlaznika zasniva na merenjima položaja većeg broja potisnih stanica, koja se izvode sa nekom tolerancijom, sasvim je moguće da se dogodi opisana situacija. Problem se može dalje

pogoršati u slučaju otkaza nekog od davača položaja na potisnim stanicama, što može dovesti i do značajnog odstupanja ostvarenog Mahovog broja od predviđenog,

- Kao i kod metode merenja dva zaustavna pritiska, ne postoji mereni referentni pritisak koji bi omogućio merenje baznog pritiska na modelu diferencijalnim davačem, tako da se mora koristiti apsolutni davač relativno velikog opsega. Tačnost određivanja baznog otpora se dalje pogoršava time što se pri njegovom izračunavanju izmereni bazni pritisak oduzima od pretpostavljenog, a ne od izmerenog statičkog pritiska.

Iz gore navednih razloga, opisana metoda je, s pravom, odbačena već u prvim godinama korišćenja aerotunela T-38 i neće se dalje razmatrati.

4.1.4 Dosadašnja praksa u aerotunelu T-38

Pri supersoničnim ispitivanjima u aerotunelu T-38 se do sada koristila isključivo merna konfiguracija opisana u poglavlju 4.1.1 i data na slici Sl. 36. Parametari strujnog polja su se merili apsolutnim davačima sa kvarcnom Burdonovom cevi proizvođača *Mensor* tipa 11603, [58]. Za merenje zaustavnog pritiska na Mahovim brojevima nižim od 3 se koristio davač opsega 7 bar (700 kPa), a na Mahovim brojevima 3 do 4 davač opsega 20 bar (2000 kPa). Za merenje statičkog pritiska se koristio davač opsega 1.75 bar (175 kPa). Nominalna tačnost ovih davača je od 0.01% do 0.02% punog opsega, i vrednost od 0.02% je korišćena u daljoj analizi.

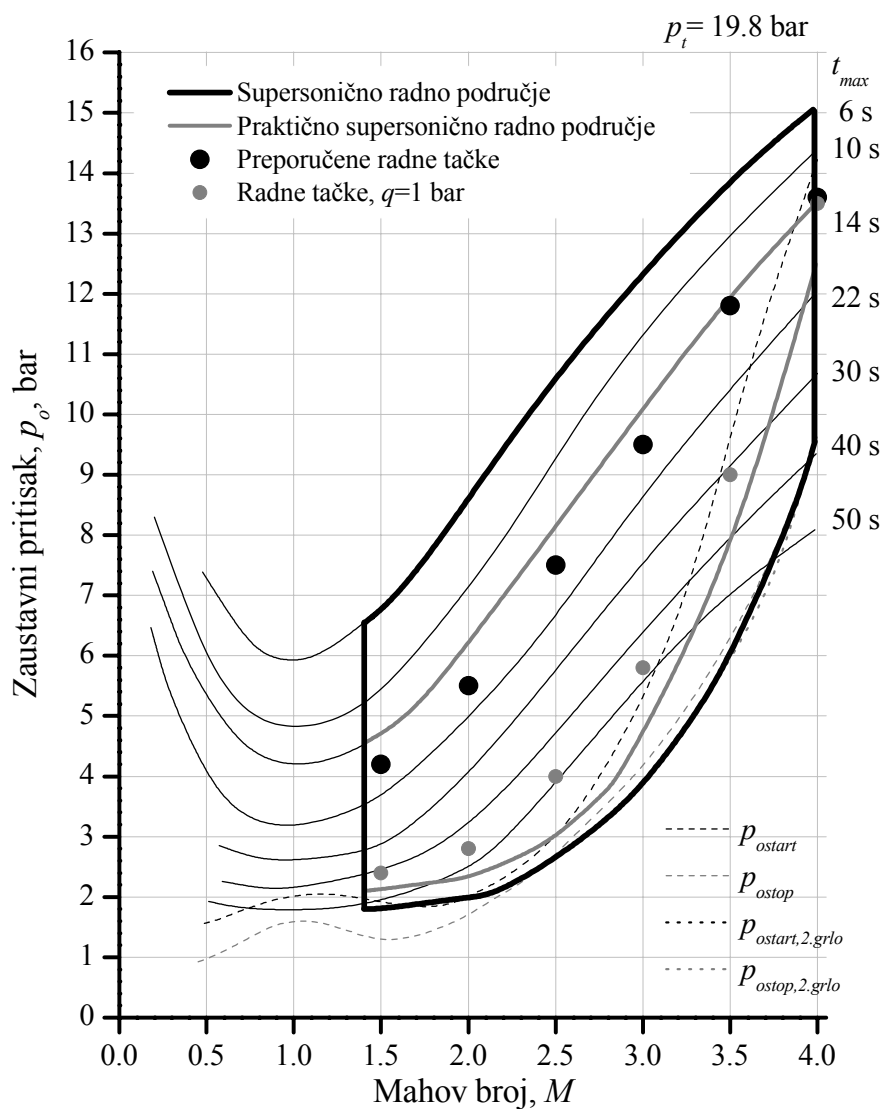
Bazni pritisak se merio piezorezistivnim diferencijalnim davačem sa silicijumskom membranom proizvođača *Druck* (danas operativan kao *General Electric-Procon*) tipa PDCR42, opsega 0.35 bar (35 kPa), [59]. Nominalna tačnost ovog davača je 0.05% punog opsega.

4.2 Opseg vrednosti merenih veličina

4.2.1 Radno područje aerotunela u supersoničnoj oblasti brzina

Radno područje aerotunela T-38 je prikazano na dijagramu na slici Sl. 38, [20]. Na dijagramu je ograničeno najšire moguće radno područje u supersoničnoj oblasti brzina, u intervalu Mahovih brojeva od 1.4 do 4. Praktično radno područje je sa gornje

strane ograničeno iskustveno određenim minimalnim vremenom rada aerotunela od oko 14 s, a sa donje strane iskustveno utvrđenom sigurnosnom granicom od oko 0.5 bar (50 kPa) iznad minimalnog radnog pritiska (na nižim Mahovim brojevima), odnosno minimalnim radnim pritiskom na početku aerotunelskog ispitivanja (na višim Mahovim brojevima).



SI. 38. Radno područje aerotunela T-38 u supersoničnom delu anvelope

Gornja praktična granica je rezultat potrebe za minimalnim trajanjem ispitivanja u kome se može prebrisati jedna polara po napadnom uglu. Donja praktična granica je proistekla iz uočene pojave da se, ako se ispitivanje izvodi na zaustavnom pritisku bliskom minimalnom radnom pritisku, često pojavljuju značajne oscilacije modela prouzrokovane nestacionarnim udarnim talasima u oblasti držača modela.

U tabeli T.1 su prikazani odnosi zaustavnog, statičkog i dinamičkog pritiska, zaustavnog i statičkog pritiska iza normalnog udarnog talasa, kao i najmanje i najveće vrednosti ovih pritisaka koji se mogu postići u supersoničnom radnom području aerotunela T-38, [57]. U tabeli su navedene i startne vrednosti pritisaka p_{ostart} , $p_o'_{start}$, $p_{ststart}$ i $p_{st}'_{start}$ koje se mogu očekivati na početku svakog aerotunelskog ispitivanja i koje mogu biti veće od radnih vrednosti.

T.1. Vrednosti pritisaka u supersoničnom radnom području aerotunela T-38, [57]

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
p_{st} / p_o	0.2724	0.1278	0.0585	0.0272	0.0131	0.0066
q / p_o	0.4290	0.3579	0.2561	0.1715	0.1124	0.0738
p_o' / p_o	0.9298	0.7209	0.4990	0.3283	0.2129	0.1388
p_{st}' / p_{st}	2.458	4.500	7.125	10.33	14.13	18.50
p_{omin} , bar	1.8	2.0	2.7	4.0	6.0	9.5
p_{ostart} , bar	2.3	2.0	3.0	5.3	9.8	14.3
p_{omax} , bar	6.8	8.7	10.7	12.5	13.9	15.0
p_{stmin} , bar	0.49	0.26	0.16	0.11	0.08	0.06
$p_{ststart}$, bar	0.63	0.26	0.18	0.14	0.13	0.094
p_{stmax} , bar	1.85	1.11	0.63	0.34	0.18	0.10
q_{min} , bar	0.77	0.72	0.69	0.69	0.67	0.70
q_{max} , bar	2.92	3.11	2.74	2.14	1.56	1.11
$p_o'_{min}$, bar	1.67	1.44	1.35	1.31	1.28	1.32
$p_o'_{start}$, bar	2.14	1.44	1.50	1.74	2.09	1.99
$p_o'_{max}$, bar	6.32	6.27	5.34	4.10	2.96	2.08
$p_{st}'_{start}$, bar	1.55	1.17	1.28	1.14	1.81	1.74

Sivim (manjim) oznakama su, prema [57], na dijagramu na slici Sl. 38 obeležene radne tačke za ispitivanja na dinamičkom pritisku od oko 1 bar (100 kPa) što je do sada bio uobičajen izbor parametara strujnog polja za ispitivanja na supersoničnim brzinama. Crnim (većim) oznakama su obeležene preporučene radne tačke za buduća supersonična ispitivanja pri dinamičkom pritisku nešto nižem od 2 bar (200 kPa), izabrane sa ciljem što boljeg iskorišćenja velikog mernog opsega aerovaga koje se, zbog

velikih prelaznih opterećenja [23]-[25], moraju koristiti u supersoničnim ispitivanjima. Treba, međutim, upozoriti da se pri takvim uslovima ispitivanja kod nekih modela može pojaviti problem preopterećenja tankih uzgonskih i komandnih površina.

Predloženi uslovi ispitivanja i analiza očekivanih vrednosti aerodinamičkih opterećenja je izvršena za supersonično-hipersonični standardni modela HB-2 prečnika 100 mm i dobijene vrednosti su date u tabeli T.2 prema [60].

T.2. Predloženi uslovi ispitivanja i očekivane vrednosti aerodinamičkih opterećenja modela HB-2 prečnika 100 mm, [60]

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
p_o , bar	4.2	5.5	7.5	9.5	11.8	13.6
p_{st} , bar	1.14	0.70	0.44	0.26	0.15	0.09
p_o' , bar	3.91	3.96	3.74	3.12	2.51	1.89
q , bar	1.75	1.96	1.92	1.64	1.33	1
C_{Af}	0.80	0.74	0.71	0.68	0.64	0.59
C_{Ab}	0.35	0.32	0.28	0.23	0.17	0.10
C_A	1.15	1.06	0.99	0.91	0.80	0.69
C_N , $\alpha = 14^\circ$	1.25	1.50	1.46	1.43	1.37	1.30
C_m , $\alpha = 14^\circ$	-0.45	-0.80	0.91	-1.02	-1.04	-1.05
R_A , $\alpha = 0^\circ$, N	1580	1633	1486	1173	835	541
R_N , $\alpha = 14^\circ$, N	1719	2309	2210	1842	1426	1021
M_y , $\alpha = 14^\circ$, Nm	62	123	1373	131	108	82.5
F_{Tx} , N	-	1600	2400	3400	3400	3400
F_{Tz} , N	-	1100	1600	2600	2600	2600
M_{Ty} , Nm	-	140	406	660	660	660

4.2.2 Izbor opsega davača pritiska

Na osnovu opsega pritisaka prikazanih u tabeli T.1 mogu se izabrati sledeći tipovi i pogodni opsezi davača pritiska primarnog mernog sistema za dve metode merenja parametara strujnog polja:

Davač zaustavnog pritiska: Apsolutni davač opsega oko 15 bar (1500 kPa) ili 17 bar (1700 kPa). Opseg davača treba da bude veći od $p_{o\max}$ i $p_{o\text{start}}$. Ako je aerotunelsko ispitivanje ograničeno na Mahove brojeve ne veće od približno 3.25, i uz radne tačke bliže donjoj granici radnog područja, može se koristiti i davač pritiska opsega 7 bar (700 kPa), a u nekim slučajevima (na Mahovim brojevima ne većim od 2) čak i davač opsega 3.5 bar (350 kPa).

Davač statičkog pritiska: Apsolutni davač opsega između 1.5 bar (150 kPa) i 2 bar (200 kPa). Opseg davača treba da bude veći od $p_{st\max}$ i $p_{st\text{start}}$. Pogodna standardna vrednost opsega je 1.75 bar (175 kPa). Upotrebom davača ovog opsega pokriveno je celo radno područje aerotunela osim jednog malog dela na najvišem mogućem zaustavnom pritisku na Mahovom broju oko 1.5 i tokom prelaznih pojava na Mahovom broju 3.5 (zbog prigušenja u pneumatskim vodovima, kratkotrajni skok pritiska tokom prelaznih pojava verovatno ne bi predstavljao problem).

Davač zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa: Apsolutni davač pritiska opsega 7 bar (700 kPa). Opseg davača treba da bude veći od $p_o'\max$ i $p_o'\text{start}$. Ako se zaustavni pritisak u komori umirenja ograniči na vrednosti u nižoj polovini radnog područja ili na Mahove brojeve veće od približno 3, može se koristiti i davač opsega 3.5 bar (350 kPa).

Analiza je pokazala da bi visokoprecizni davači pritiska, tipa [61] ili [62], tačnosti oko 0.01% punog opsega bili pogodni za konfigurisanje novog primarnog mernog sistema aerotunela T-38 za buduća ispitivanja na supersoničnim Mahovim brojevima.

4.3 Procena tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja

Prema [3] i analizi u poglavlju 2.5, pri aerotunelskim ispitivanjima na Mahovim brojevima većim od 1.6, Mahov broj se tačnije određuje iz merenja dva zaustavna pritiska, nego iz merenja zaustavnog i statičkog pritiska. Međutim, ta analiza ne uzima u obzir interval radnih pritisaka nekog realnog aerotunela i različite merne opsege davača pritiska koji se koriste pri ispitivanjima na pojedinim Mahovim

brojevima u tom aerotunelu. Zbog toga je izvršena procena tačnosti određivanja Mahovog broja i dinamičkog pritiska za uslove koji su specifični za aerotunel T-38.

Ukupna tačnost složenog merenja u kome se koristi više davača se može proceniti na osnovu tačnosti pojedinih davača koji učestvuju u merenju, kao što je pokazano u [4].

Tačnost merenja je približno proporcionalna, konvencijom određenom, umnošku slučajne greške, procenjene standardnom devijacijom σ . Uobičajeno je da se, za mernu sigurnost od 95%, tačnost merenja izražava dvostrukom standardnom devijacijom, pretpostavljajući normalnu raspodelu.

Standardna devijacija $\sigma_{\mathfrak{R}}$ merenja u kome se veličina \mathfrak{R} računa iz nekoliko nezavisno izmerenih veličina x, y, z, \dots , od kojih se svaka meri sa tačnošću, izraženom standardnom devijacijom $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \dots$, se može proceniti kao:

$$\sigma_{\mathfrak{R}} = \sqrt{\left(\sigma_x \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial x}\right)^2 + \left(\sigma_y \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial y}\right)^2 + \left(\sigma_z \frac{\partial \mathfrak{R}}{\partial z}\right)^2 + \dots} \quad (46)$$

Ovaj matematički model je upotrebljen da se uporede tačnosti određivanja Mahovog broja i dinamičkog pritiska koje se mogu postići merenjem po dve metode izložene u poglavlju 4.1.

Pretpostavljena je upotreba davača pritiska kao što su definisani u poglavlju 4.2.2 sa opsezima koji bi bili odgovarajući za parametre ispitivanja date u tabeli T.2:

- Davač opsega 7 bar (700 kPa) za merenje zaustavnog pritiska u aerotunelskim ispitivanjima na Mahovim brojevima ne većim od 2.5,
- Davač opsega 15 bar (1500 kPa) ili 17 bar (1700 kPa) za merenje zaustavnog pritiska u ispitivanjima na Mahovim brojevima 2.5 do 4,
- Davač opsega 1.75 bar (175 kPa) za merenje statičkog pritiska u radnom delu,
- Davač opsega 7 bar (700 kPa) za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu na Mahovim brojevima ne većim od 2.5,
- Davač opsega 3.5 bar (350 kPa) za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu na Mahovim brojevima 2.5 do 4.

Pretpostavljena je merna nesigurnost svakog davača, izražena preko dve standardne devijacije, 0.02% nominalnog opsega, što se može smatrati za očekivanu vrednost kod davača pritiska visoke tačnosti, na primer [58][61][62].

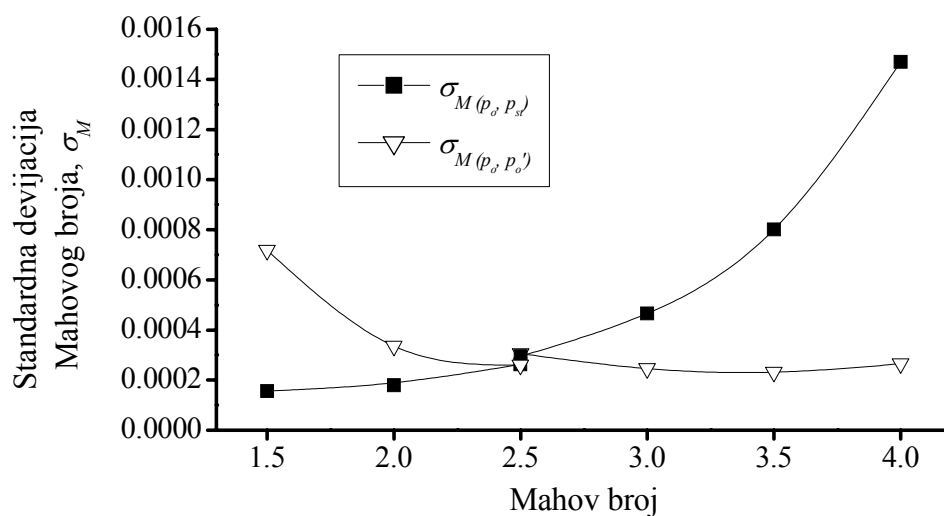
Procena tačnosti merenja je izvedena za preporučene uslove ispitivanja modela HB-2 datih u tabeli T.2. Parcijalni izvodi računatih veličina po pojedinim merenim veličinama su određeni numerički, varirajući ulazne vrednosti za relevantne jednačine strujanja date u poglavlju 2.3 za pogodan mali interval (proizvoljno je uzeto da taj interval bude jednak nominalnoj tačnosti odgovarajućeg davača izraženoj preko jedne standardne devijacije u inženjerskim jedinicama), i prateći promenu izračunatih veličina, pri čemu se svaka veličina računala na način na koji se računa u T-38 softverskom paketu za obradu aerotunelskih merenja. Proračun je izveden programom PMSACC, kodiranim za potrebe ovog istraživanja, [57]. Pored proračuna procene tačnosti više metoda merenja zaustavnog, statičkog i dinamičkog pritiska i Mahovog broja, ovim programom se izvodi i odgovarajući proračun za procenu tačnosti merenja koeficijenta baznog pritiska.

Standardna devijacija složenog merenja (Mahovog broja i dinamičkog pritiska), određena na opisani način, je data u tabeli T.3 apsolutno i relativno u procentima merene/računate veličine za varijantu u kojoj se meri statički pritisak i za varijantu u kojoj se meri zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa. Kako Mahov broj 2.5 predstavlja pogodnu granicu za promenu opsega davača zaustavnog pritiska, proračun za ovaj Mahov broj je izveden za dva opsega davača 7 bar i 17 bar, pri čemu je zanemarena činjenica da bi pri upotrebi davača opsega 7 bar na tom Mahovom broju došlo do njegovog preopterećenja od oko 7%.

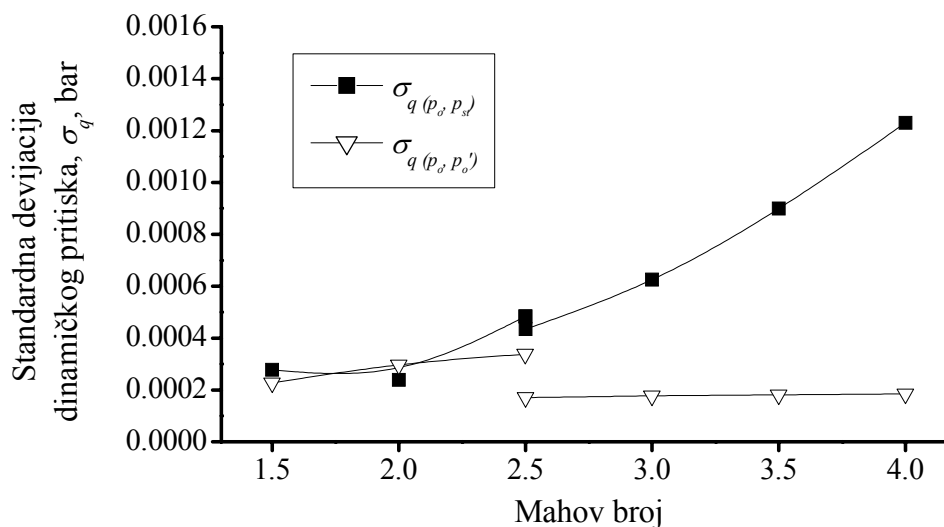
T.3. Standardne devijacije složenog merenja: Mahov broj i dinamički pritisak

M	1.5	2.0	< 2.5	2.5 >	3.0	3.5	4.0
$\sigma_{M(P_o, P_{st})}$	$1.56 \cdot 10^{-4}$ (0.010%)	$1.80 \cdot 10^{-4}$ (0.009%)	$2.63 \cdot 10^{-4}$ (0.010%)	$2.95 \cdot 10^{-4}$ (0.012%)	$4.66 \cdot 10^{-4}$ (0.016%)	$8.01 \cdot 10^{-4}$ (0.023%)	$14.7 \cdot 10^{-4}$ (0.037%)
$\sigma_{M(P_o, P_o')}$	$7.18 \cdot 10^{-4}$ (0.048%)	$3.36 \cdot 10^{-4}$ (0.016%)	$2.60 \cdot 10^{-4}$ (0.010%)	$3.06 \cdot 10^{-4}$ (0.012%)	$2.46 \cdot 10^{-4}$ (0.008%)	$2.31 \cdot 10^{-4}$ (0.007%)	$2.65 \cdot 10^{-4}$ (0.007%)
$\sigma_{q(P_o, P_{st})}$, bar	$2.77 \cdot 10^{-4}$ (0.016%)	$2.38 \cdot 10^{-4}$ (0.012%)	$3.83 \cdot 10^{-4}$ (0.020%)	$4.34 \cdot 10^{-4}$ (0.023%)	$6.25 \cdot 10^{-4}$ (0.038%)	$8.99 \cdot 10^{-4}$ (0.068%)	$12.3 \cdot 10^{-4}$ (0.120%)
$\sigma_{q(P_o, P_o')}$, bar	$2.27 \cdot 10^{-4}$ (0.013%)	$2.97 \cdot 10^{-4}$ (0.015%)	$3.38 \cdot 10^{-4}$ (0.018%)	$1.71 \cdot 10^{-4}$ (0.018%)	$1.77 \cdot 10^{-4}$ (0.011%)	$1.81 \cdot 10^{-4}$ (0.014%)	$1.84 \cdot 10^{-4}$ (0.018%)

Rezultati proračuna tačnosti složenog merenja Mahovog broja i dinamičkog pritiska su prikazani grafički na dijagramima na slikama Sl. 39 i Sl. 40.



Sl. 39. Standardne devijacije složenog merenja: Mahov broj



Sl. 40. Standardne devijacije složenog merenja: dinamički pritisak

Iz tabele T.3 i dijagrama na slikama Sl. 39 i Sl. 40 može se videti da obe metode omogućavaju sličnu tačnost merenja na Mahovim brojevima oko 2.5. Na Mahovim brojevima iznad 2.5 određivanje Mahovog broja i dinamičkog pritiska na osnovu merenja zaustavnog i statičkog pritiska postaje prilično neprecizno. S druge strane, na Mahovim brojevima ispod 2.5 određivanje Mahovog broja na osnovu merenja dva zaustavna pritiska postaje neprecizno, dok tačnost određivanja dinamičkog pritiska ostaje dobra. Može se zaključiti da je, pri uslovima merenja specifičnim za aerotunel T-

38 i pri korišćenju davača pritiska primarnog mernog sistema odgovarajućih za te uslove, optimalno Mahov broj i dinamički pritisak određivati na osnovu merenja dva zaustavna pritiska na Mahovim brojevima većim od približno 2.5, a ne na Mahovim brojevima većim ili jednakim 1.6, što je bilo predviđeno pri konfigurisanju mernog i upravljačkog sistema aerotunela na osnovu zaključaka reference [3].

4.4 Problem merenja baznog pritiska

U većini aerotunelskih ispitivanja modela letelica od interesa je odrediti bezdimenzioni koeficijent baznog pritiska C_{pb} :

$$C_{pb} = \frac{P_b - P_{st}}{q} \quad (47)$$

U supersoničnoj oblasti brzina, za većinu konfiguracija aerotunelskih modela, koeficijent baznog pritiska C_{pb} je u intervalu od približno -0.15 do -0.07 i lagano se smanjuje sa porastom Mahovog broja.

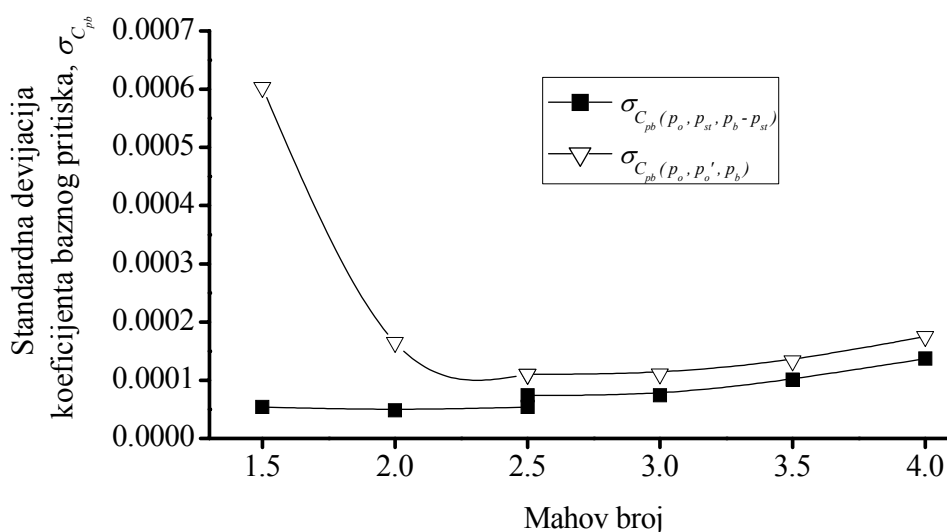
Da bi se odredio koeficijent baznog pritiska potrebno je, pored dinamičkog pritiska, poznavati i razliku pritiska neporemećene struje i baznog pritiska – pritiska na zadnjem delu modela. Kod modela postavljenih na repni držač bazni pritisak se obično meri u šupljini kroz koju držač ulazi u model, čime se u izvesnoj meri postiže integracija i usrednjavanje pritiska po površini baze modela.

Kako je za određivanje koeficijenta baznog pritiska potrebno tačno meriti ne samo bazni pritisak, već razliku baznog pritiska i pritiska neporemećene struje, uobičajeno je merenje vršiti diferencijelnim davačem u konfiguraciji koju prikazuje slika Sl. 36. Može se koristiti davač malog opsega (za aerotunel T-38 uobičajena je upotreba davača opsega 0.35 bar (35 kPa), nominalne tačnosti oko 0.05% opsega) čime se obezbeđuje dobra tačnost merenja. Međutim, u konfiguraciji aerotunelskog eksperimenta u kojoj se ne meri statički pritisak, već pritisak iza normalnog udarnog talasa u radnom delu, ne može se koristiti diferencijalni davač jer se ne meri pogodan pritisak koji može poslužiti kao referentni. U tom slučaju se mora koristiti apsolutni davač pritiska u mernoj konfiguraciji prikazanoj na slici Sl. 37.

Da bi se uporedile tačnosti merenja baznog pritiska u dve prikazane konfiguracije aerotunelskog merenja, izvršena je procena tačnosti merenja programom PMSACC na isti način kao za parametre strujnog polja. Pretpostavljeno je merenje baznog pritiska diferencijalnim davačem opsega 0.35 bar (35 kPa) i tačnosti 0.05% (standardna devijacija 0.025%) i apsolutnim davačem opsega 1.75 bar (175 kPa) i tačnosti 0.02% (standardna devijacija 0.01%). U tabeli T.4 su dati rezultati ovog poređenja preko standardne devijacije merenja izražene apsolutno i relativno u procentima merene/računate veličine. Na dijagramu na slici Sl. 41 su rezultati predstavljeni grafički.

T.4. Standardne devijacije složenog merenja: Koficijent baznog pritiska

M	1.5	2.0	< 2.5	2.5 >	3.0	3.5	4.0
$\sigma_{C_{pb}(p_o, p_{st}, p_b - p_{st})}$	$0.54 \cdot 10^{-4}$ (0.036%)	$0.48 \cdot 10^{-4}$ (0.033%)	$0.54 \cdot 10^{-4}$ (0.037%)	$0.74 \cdot 10^{-4}$ (0.055%)	$0.74 \cdot 10^{-4}$ (0.055%)	$1.01 \cdot 10^{-4}$ (0.089%)	$1.37 \cdot 10^{-4}$ (0.16%)
$\sigma_{C_{pb}(p_o, p_o', p_b)}$	$6.03 \cdot 10^{-4}$ (0.42%)	$1.65 \cdot 10^{-4}$ (0.11%)	$1.10 \cdot 10^{-4}$ (0.076%)	$1.10 \cdot 10^{-4}$ (0.074%)	$1.11 \cdot 10^{-4}$ (0.083%)	$1.33 \cdot 10^{-4}$ (0.18%)	$1.75 \cdot 10^{-4}$ (0.20%)



Sl. 41. Standardne devijacije složenog merenja: Koficijent baznog pritiska

Može se konstatovati da je, primenom bilo koje od dve opisane metode merenja, tačnost merenja koeficijenta baznog pritiska na Mahovim brojevima većim od približno 3 bliska očekivanoj tačnosti merenja sila i momenata. Pri tome je tačnost merenja apsolutnim davačem uvek nešto lošija od tačnosti merenja diferencijalnim davačem. Na manjim Mahovim brojevima (oko 1.5) tačnost merenja apsolutnim

davačem postaje izrazito lošija u odnosu na merenje diferencijalnim davačem, dok je u oblasti Mahovih brojeva 2.5 do 4 odnos tačnosti dve metode ne lošiji od 1.5.

U poglavlju 4.3 je pokazano da je, u intervalu Mahovih brojeva od 2.5 do 4, izrazito povoljnije (5 do 6 puta tačnije) parametre strujnog polja računati na osnovu merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu nego na osnovu merenja statičkog pritiska. Pri tome je razlika u tačnosti merenja upotrebom te dve metode mnogo veća nego razlika u tačnosti merenja baznog pritiska diferencijalnim ili apsolutnim davačem. Prema tome, nema drugog izbora nego prihvatiti da se bazni pritisak, u intervalu Mahovih brojeva 2.5 do 4, mora meriti apsolutnim davačem opsega oko 1.75 bar (175 kPa), uz kompromis u pogledu tačnosti merenja. Napominje se da je, sa stanovišta merenja otpora, poželjna tačnost određivanja koeficijenta baznog pritiska bolja od približno 0.0001 što je, prema tabeli T.4, teško postići na Mahovim brojevima većim od 3.

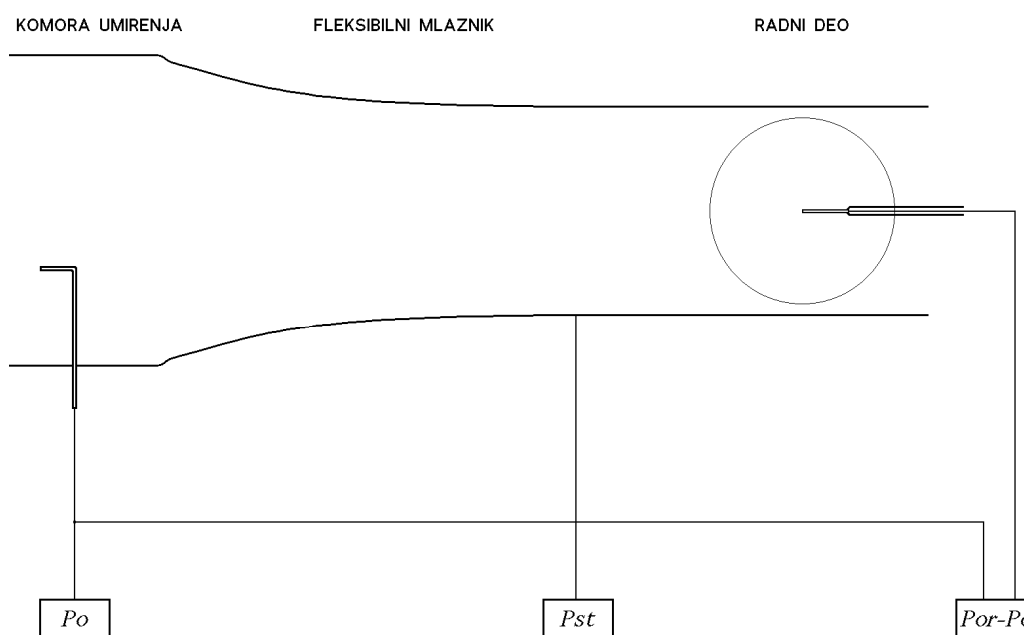
Treba napomenuti da je u proceni tačnosti merenja baznog pritiska pretpostavljen apsolutni davač visoke tačnosti od 0.02% (na primer, tip [58]) koji je prilično osetljiv instrument, za razliku od mnogo lakšeg za upotrebu diferencijalnog davača tačnosti 0.05%. Izbor pogodnog mesta za apsolutni davač, koji mora biti dovoljno blizu radnog dela aerotunela, na stabilnom postolju i ne sme biti izložen vibracijama, je poseban problem koji treba rešiti pri koncipiranju narednih supersoničnih ispitivanja u aerotunelu T-38. Pored toga, zbog velike interne zapremine davača visoke tačnosti može se očekivati njegov prilično spor pneumatski odziv (prema [58][61] odziv za skok pritiska blizak radnom opsegu davača je 0.1 s do 0.25 s) koji je nepovoljan pri merenju baznog pritiska koji se relativno brzo menja tokom promene napadnog ugla modela u jednom aerotunelskom ispitivanju. Na spor pneumatski odziv utiče i relativno dug pneumatski vod od baze modela do davača, i ukupan efekat pneumatskog voda i velike zapremine davača se ne može unapred odrediti. Pogodnost upotrebe apsolutnog davača i izbor tipa davača se zato moraju potvrditi eksperimentom.

4.5 Pitanje kalibracije radnog dela

Dva pritiska potrebna za izračunavanje Mahovog broja i dinamičkog pritiska se, u principu, mere visokopreciznim davačima, koji čine deo stalne instrumentalne

opreme aerotunela – primarni merni sistem. Kako merna mesta za oba merena pritisaka moraju biti, zbog veličine aerotunela, relativno daleko od centra radnog dela gde se postavlja model, objekat ispitivanja, može postojati odstupanje izmerenih pritisaka od vrednosti koje postoje u centru radnog dela. Problem se rešava kalibracijom radnog dela pri kojoj se mere male razlike pritisaka između mernih mesta i centra radnog dela aerotunela. Na osnovu kalibracije se određuju eventualno potrebne korekcije Mahovog broja i dinamičkog pritiska.

Postupak kalibracije radnog dela u subsoničnoj oblasti brzina je relativno jednostavan jer se korekcije zaustavnog i statičkog pritiska mogu odrediti iz dva merenja, jednostavnim matematičkim postupkom. U jednom merenju se pito-sondom u radnom delu, uz korišćenje preciznog diferencijalnog davača pritiska, određuje razlika između zaustavnih pritisaka u komori umirenja i u radnom delu, slika Sl. 42.

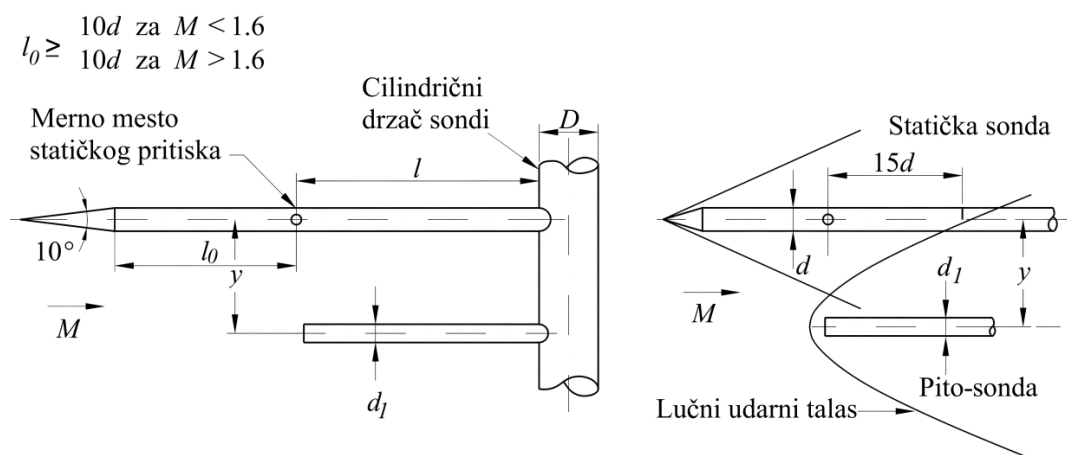


Sl. 42. Konfiguracija mernih tačaka tokom kalibracije radnog dela aerotunela u subsoničnoj oblasti brzina

U drugom merenju na sličan način određuje razlika između statičkih pritisaka na zidu i u centru radnog dela. Izmerene razlike se dodaju vrednostima izmerenih primarnim mernim sistemom i dobijaju se vrednosti pritisaka p_{or} i p_{str} u centru radnog

dela na osnovu kojih se, iz jednačina izentropskog strujanja, mogu izračunati Mahov broj i dinamički pritisak u centru radnog dela.

Nasuprot jednostavnoj metodi merenja u subsoničnoj oblasti brzina, pri kalibraciji aerotunela u supersoničnoj oblasti brzina ne mogu se meriti dve veličine čije se vrednosti u radnom delu relativno malo razlikuju od odgovarajućih veličina izmerenih primarnim mernim sistemom. Problem je u merenju zaustavnog pritiska u radnom delu. Zbog supersoničnog strujanja moguće je meriti samo zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, a taj pritisak zavisi od Mahovog broja. S druge strane, statički pritisak je moguće izmeriti konus-cilindričnom sondom na isti način kao i pri merenjima na Mahovim brojevima manjim od 1. U referenci [3] se opisuje postavka eksperimenta za kalibraciju radnog dela bazirana na istovremenom merenju statičkog i zaustavnog pritiska iza udarnog talasa u radnom delu aerotunela, slika Sl. 43.



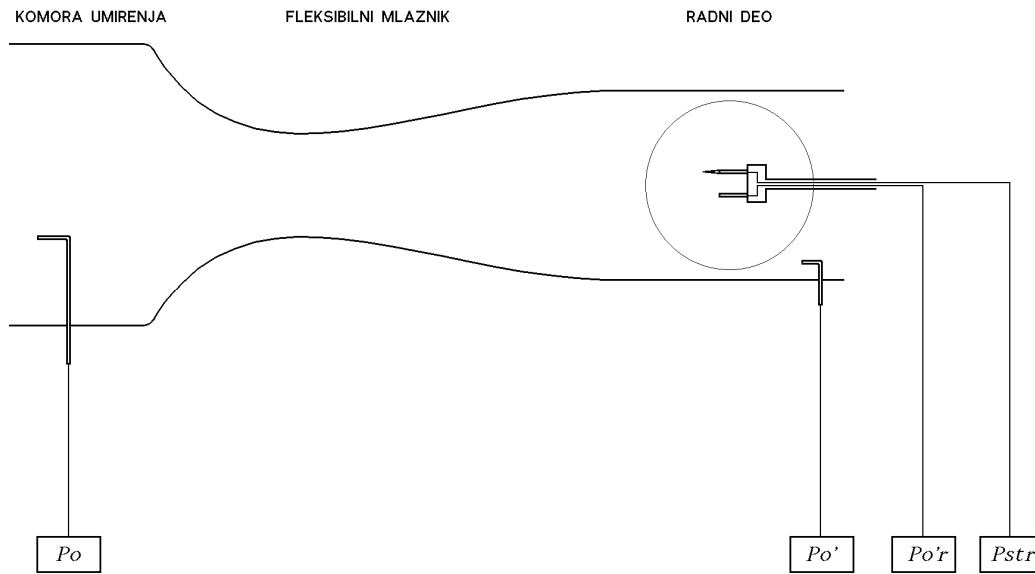
Za zanemarljiv uticaj držača sonde: $l/D \geq 14$, za sve vrednosti M

Za zanemarljiv uticaj međusobnog položaja sonde:

- (1) $M \leq 0.9$; $y/d_l \geq 6$
- (2) $M \geq 1.2$; Određeno presekom lučnog udarnog talasa i statičke sonde

Sl. 43. Postavka eksperimenta pri istovremenom merenju statičkog i zaustavnog pritiska iza udarnog talasa u radnom delu aerotunela, [3]

Na slici Sl. 44 je prikazana postavka opisane vrste merenja kojom je moguće izmeriti pritiske p_o' i p_{sr} u centru radnog dela aerotunela T-38.



SI. 44. Konfiguracija mernih tačaka pri istovremenom merenju statičkog i zaustavnog pritiska iza udarnog talasa u radnom delu aerotunela T-38

Mahov broj u radnom delu se može odrediti iz opisanog merenja, korišćenjem relacija (1) i (8) datih u poglavlju 2.3. Eliminišući p_o dobija se relacija:

$$\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2\right)^{\frac{-\kappa}{\kappa - 1}} = \frac{p_{str}}{p_{o'r}} \left(\frac{\frac{\kappa + 1}{2} M_r^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_r^2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \left(\frac{1}{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} M_r^2 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1}}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}. \quad (48)$$

Iterativnim putem može se odrediti Mahov broj M_r iz relacije (48) u obliku:

$$M_r = \left(5 \left(\left(\frac{p_{o'r}}{p_{str}}\right)^{\frac{1}{3.5}} \left(\frac{1 + 0.2M_r^2}{1.2M_r^2}\right) \left(\frac{7M_r^2 - 1}{6}\right)^{\frac{1}{1.4}} - 1\right)\right)^{\frac{1}{2}}, \quad (49)$$

posle čega se, iz relacije (3), može odrediti dinamički pritisak q_r , a iz relacije (8) zaustavni pritisak p_{or} kao:

$$p_{or} = p_{o'r} \left(\frac{(1.2M_r^2)^{1.4}}{(1 + 0.2M_r^2)^{1.4} \left(\frac{7M_r^2 - 1}{6}\right)}\right)^{-2.5}. \quad (50)$$

Iterativni proračun Mahovog broja prema relaciji (49) bi trebalo ponavljati dok rezultat ne konvergira do unutar intervala od približno ± 0.00001 (ili manjeg) u odnosu na vrednost iz prethodne iteracije.

Može se postaviti pitanje tačnosti određivanja korekcije zaustavnog pritiska i Mahovog broja na opisani način, na osnovu istovremenog merenja $p_{o'r}$ i p_{str} . Predložena metoda zahteva merenje statičkog pritiska, za koje je u poglavlju 4.3 pokazano da ne omogućava zadovoljavajuće tačno određivanje Mahovog broja većeg od približno 2.5. Zbog ovakve sumnje je, pomoću programa PMSACC, izvršena numerička procena tačnosti merenja Mahovog broja i zaustavnog pritiska opisanom metodom, na isti način kao što su izvedene procene tačnosti merenja Mahovog broja prikazane u poglavlju 4.3. Rezultati procene su prikazani u tabeli T.5 gde su upoređeni sa rezultatima optimalne metode, merenjem p_{str} ili $p_{o'r}$ u radnom delu, izabranim zavisno od Mahovog broja, kao što je opisano u poglavlju 4.3. U tabeli T.5 su date standardne devijacije merenja izražene apsolutno i relativno u procentima merene/računate veličine.

T.5. Standardne devijacije složenog merenja: Mahov broj i zaustavni pritisak

M	1.5	2.0	< 2.5	2.5 >	3.0	3.5	4.0
$\sigma_{M(opt)}$	$1.56 \cdot 10^{-4}$ (0.010%)	$1.80 \cdot 10^{-4}$ (0.009%)	$2.63 \cdot 10^{-4}$ (0.010%)	$3.06 \cdot 10^{-4}$ (0.012%)	$2.46 \cdot 10^{-4}$ (0.008%)	$2.31 \cdot 10^{-4}$ (0.007%)	$2.65 \cdot 10^{-4}$ (0.007%)
$\sigma_{M(p_{o'r}, p_{str})}$	$2.13 \cdot 10^{-4}$ (0.014%)	$3.32 \cdot 10^{-4}$ (0.017%)	$5.84 \cdot 10^{-4}$ (0.024%)	$5.43 \cdot 10^{-4}$ (0.022%)	$10.7 \cdot 10^{-4}$ (0.036%)	$20.5 \cdot 10^{-4}$ (0.059%)	$40.4 \cdot 10^{-4}$ (0.101%)
$\sigma_{p_{o'}(p_{o'r}, p_{str})}, \text{bar}$	$10 \cdot 10^{-4}$ (0.024%)	$19 \cdot 10^{-4}$ (0.035%)	$43 \cdot 10^{-4}$ (0.056%)	$35 \cdot 10^{-4}$ (0.047%)	$89 \cdot 10^{-4}$ (0.094%)	$210 \cdot 10^{-4}$ (0.17%)	$472 \cdot 10^{-4}$ (0.34%)

Iz tabele T.5 se može videti da bi određivanje zaustavnog pritiska i Mahovog broja iz merenja sa dve sonde u radnom delu bilo izrazito neprecizno. Pri kalibraciji aerotunela se očekuje da se vrednosti korekcija dobiju sa tačnošću približno onoj koja se može postići primarnim mernim sistemom, dok bi u analiziranom slučaju tačnost pri merenjima na supersoničnim Mahovim brojevima bila približno za red veličine lošija od potrebne.

Kalibraciju radnog dela koristeći opisanu postavku merenja bi trebalo početi od nižih ka višim supersoničnim Mahovim brojevima i pokušati da se uoči trend u rezultatima. Ukoliko se vrednosti parametara strujnog polja u centru radnog dela

upadljivo razlikuju od vrednosti određenih primarnim mernim sistemom aerotunela (ako se razlikuju više nego što bi se moglo očekivati na osnovu procene tačnosti), rezultati se mogu upotrebiti da se odrede ma kakve korekcije, jer bi to bilo bolje nego ne raditi nikakve. S druge strane, ako se pokaže da su razlike male, diskutabilno je da li rezultate takve kalibracije radnog dela uopšte ima smisla uzimati u obzir. Moguće je vrednosti korekcije zaustavnog pritiska dobijene na nižim Mahovim brojevima (1.5 do 2.5) upotrebiti da se ta korekcija ekstrapolira na više Mahove brojeve.

Potrebno je napomenuti i da je jedna specifičnost kalibracije radnog dela aerotunela u supersoničnoj oblasti rada u tome da se određivanje korekcije Mahovog broja mora obaviti na svakom Mahovom broju na kome se mogu raditi ispitivanja (za svaku postojeću konturu mlaznika). Kako se za svaki Mahov broj postavlja posebna kontura mlaznika, a ne može se uspostaviti pravilo koliko pojedine konture odstupaju od idealnih, ne mogu se raditi interpolacije rezultata kalibracija po Mahovom broju.

4.6 Problem brzine odziva davača pritiska

Zaustavni pritisak tokom jednog aerotunelskog ispitivanja nije konstantan, već se menja u intervalu od približno 0.5% nominalne vrednosti, a ukoliko parametri upravljanja aerotunela nisu dobro podešeni, i više. Pri konstantnom Mahovom broju definisanom konturom mlaznika, svaka promena zaustavnog pritiska izaziva i promenu statičkog i dinamičkog pritiska, kao i pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu. Ako brzine odziva davača kojima se mere parametri strujnog polja, na osnovu kojih se određuju Mahov broj i dinamički pritisak, nisu sasvim iste, prilikom promena zaustavnog pritiska pojavljuju se razlike u fazi promena zabeleženih davačima što dovodi do promena u izračunatom Mahovom broju i dinamičkom pritisku. Pri varijaciji zaustavnog pritiska od 0.5% promene u izračunatom Mahovom broju izazvane faznim razlikama mogu imati značajnu amplitudu, iako uopšte ne moraju odražavati stvarne promene te fizičke veličine.

Na brzinu odziva davača pritiska u primarnom mernom sistemu T-38 utiču:

- Dužina i zapremina pneumatskog voda od mernih mesta do davača pritiska:
Zbog veličine aerotunela T-38 dužina pneumatskih vodova je preko 10 m, a

prečnik vodova je 6.3 mm, tako da je zapremina velika, usled čega je moguće kašnjenje u odzivu na promenu pritiska.

- Veličina ulaznih otvora na mernim mestima za pritiske: Veličina ulaznih otvora je manja od unutrašnjeg prečnika voda tako da se, pri promeni pritiska, zapremina voda puni kroz relativno mali otvor što usporava odziv.
- Brzina pneumatskog odziva samog davača: Davači velike tačnosti koji su neophodni u primarnom mernom sistemu imaju spor odziv, prema specifikacijama [58][61] brzina odziva je oko 0.1 s do 0.2 s za skok pritiska blizak punom opsegu davača.

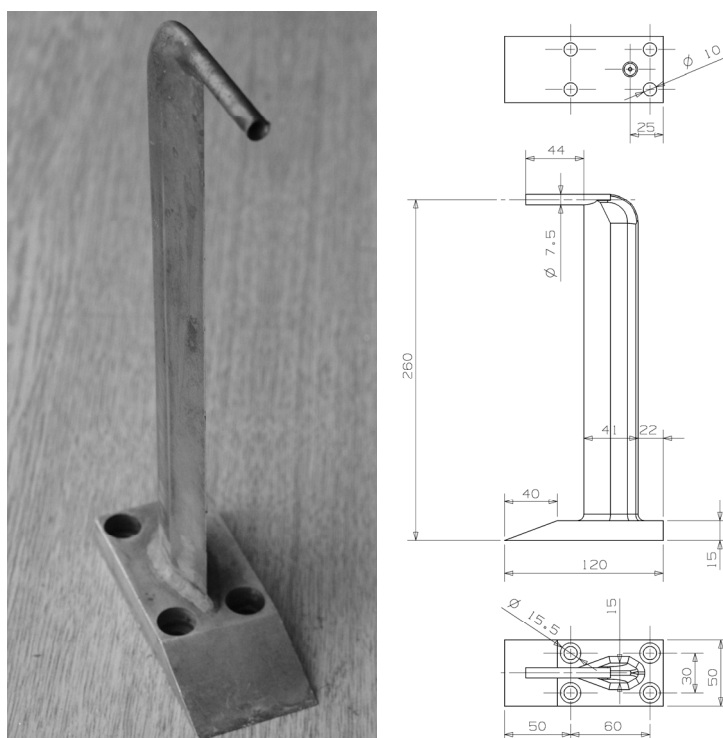
Nepogodnosti izazvane sporim odzivom davača pritiska se, u aerotunelu veličine T-38, verovatno ne mogu potpuno izbeći, ali se mogu umanjiti izmenama u trasama pneumatskih vodova do davača primarnog mernog sistema, imajući u vidu da treba težiti i tome da prigušenje u vodovima za zaustavni i statički pritisak (ili pritisak iza normalnog udarnog talasa) bude što sličnije kako bi se minimizirale razlike u fazama. Pored toga, radi bolje regulacije zaustavnog pritiska, bilo bi pogodnije u upravljačkom sistemu aerotunela u segmentu za upravljanje zaustavnim pritiskom upotrebiti davač bržeg odziva.

4.7 Mogućnost postavljanja pito-sonde u radni deo aerotunela

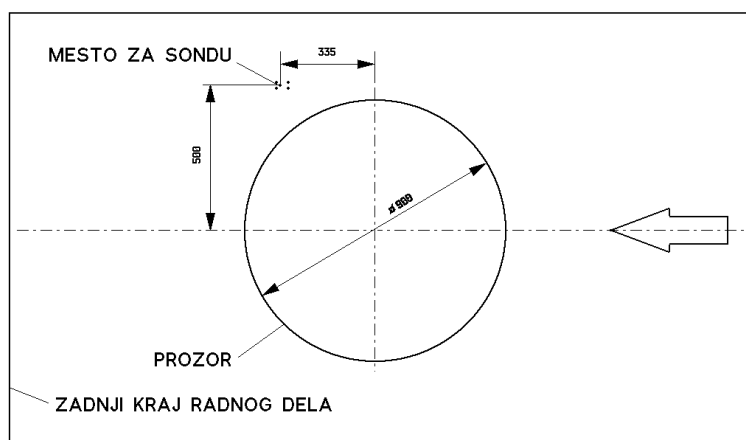
Pri izradi komponenti aerotunela T-38 izrađene su dve pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa, namenjene za montažu u radni deo, slika Sl. 45. Pito-sonde su projektovane tako da se učvršćuju na zid pomoću četiri zavrtnja, a zaptivanje pneumatskog voda se izvodi pomoću zaptivke koja biva pritisnuta kada se sonda učvrsti na zid. Visina sonde (udaljenost od zida) je 260 mm, a usta sonde se nalaze 82 mm ispred tačke u kojoj pneumatski vod prolazi kroz zid.

Prvobitno predviđeno mesto za montažu pito-sonde je bilo u centru poklopca koji se postavlja umesto levog prozora na 3D radnom delu aerotunela T-38. Tokom eksploatacije aerotunela vrlo brzo se pokazalo da je predviđeno mesto za postavljanje pito-sonde potpuno nepogodno jer onemogućava upotrebu prozora na radnom delu aerotunela, a sonda se nalazi na takvom mestu da je pogađa udarni talas sa vrha modela,

dok udarni talasi sa sonde pogađaju zadnji deo modela. Imajući u vidu navedene nepogodnosti, naknadno je na levom zidu radnog dela aerotunela obezbeđen prihvat za montažu pito-sonde na povoljnijem mestu, oko 335 mm iza i oko 500 mm iznad centra okruglog prozora prečnika 900 mm na levom zidu supersoničnog radnog dela aerotunela, slika Sl. 46. Međutim, merenje pito-sondom na ovom mestu nikada nije vršeno, jer se u međuvremenu ustalila praksa merenja statičkog pritiska na zidu radnog dela u cilju određivanja Mahovog broja.



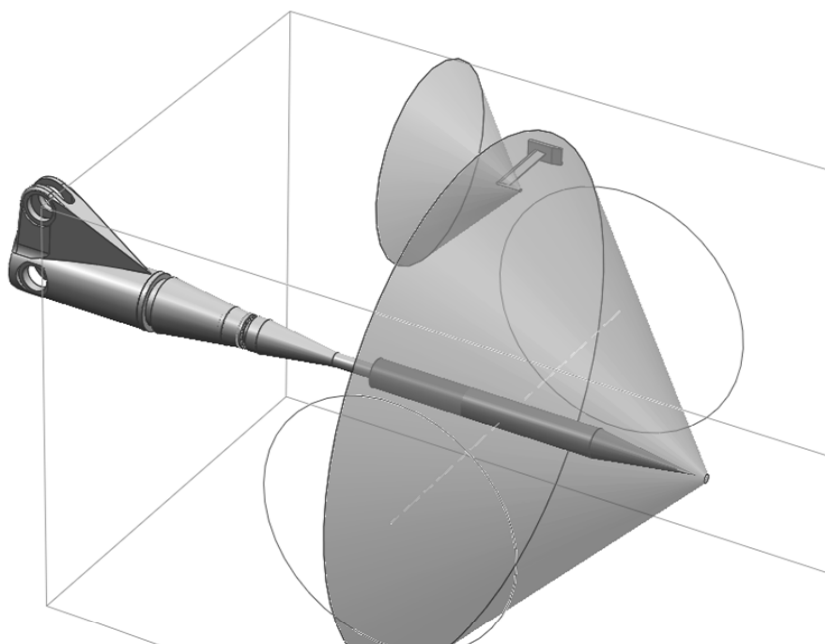
Sl. 45. Pito-sonda za radni deo aerotunela T-38



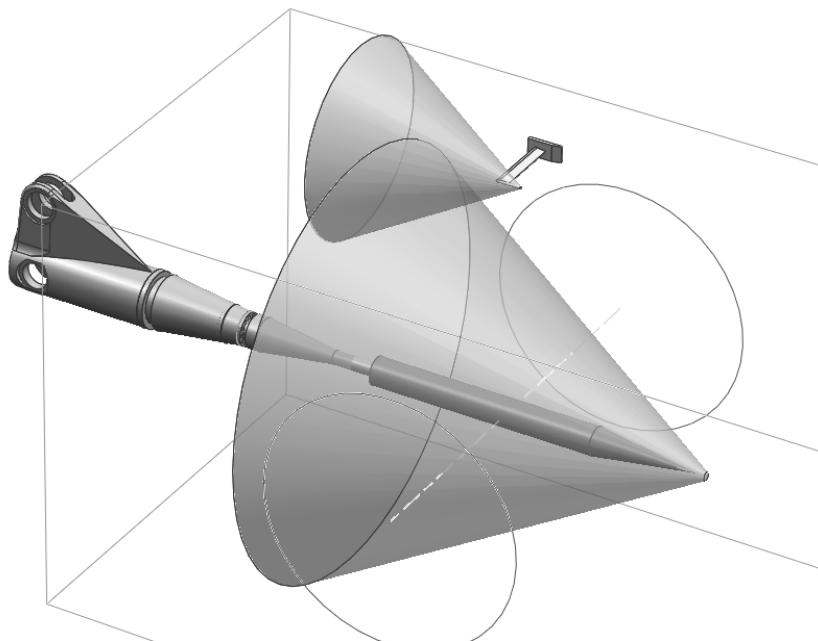
Sl. 46. Pozicija prihвата pito-sonde u radnom delu aerotunela T-38

Da bi se proverila pogodnost novog položaja sonde za eventualna buduća merenja, radni deo aerotunela, pito-sonda i udarni talasi koji se formiraju na vrhu modela su modelirani u softverskom paketu *Unigraphics NX*. Apeks konusnog udarnog talasa na vrhu modela je modeliran na 700 mm ispred centra radnog dela, što približno odgovara položaju vrha modela uobičajenih dimenzija, a modelirani su udarni talasi koji odgovaraju Mahovom broju 1.4 koji je minimalni radni Mahov broj za supersoničnu konfiguraciju aerotunela (ugao polukonusa 46° , slika Sl. 47) i Mahovom broju 2 (ugao polukonusa 30° , slika Sl. 48). Za uglove konusa udarnih talasa su usvojeni uglovi odgovarajućih Mahovih konusa (iako se kosi udarni talasi na vrhu tela javljaju pod uglom nešto većim od ovog), pretpostavljajući vitke modele sa oštrim vrhom i relativno veliku udaljenost pito-sonde od vrha modela. Napominje se da su udarni talasi generisani na krilu-držaču i stopi za vezu sonde ignorisani u ovom modeliranju zato što se uvek prostiru iza talasa generisanog na vrhu sonde.

Na slikama Sl. 47 i Sl. 48 se može videti da na Mahovom broju 1.4 udarni talasi sa vrha modela gotovo sigurno utiču na sondu (osim, eventualno, kod veoma kratkih modela), dok na Mahovom broju 2 sonda može normalno da se koristi jer udarni talas sa modela prolazi iza nje. Takođe se vidi da udarni talasi sa same sonde ne mogu uticati na zadnji deo modela ni na jednom Mahovom broju u radnom opsegu 3D supersoničnog radnog dela.



Sl. 47. Modelirani udarni talasi, Mahov broj 1.4, *Unigraphics NX*, [57]



Sl. 48. Modelirani udarni talasi, Mahov broj 2, *Unigraphics NX*, [57]

Prema tome, zaključeno je da pito-sonda može biti postavljena u supersoničnom radnom delu aerotunela T-38 tokom svih ispitivanja, a da je merenje pito-sondom moguće na Mahovim brojevima ne manjim od 2.

4.8 Izbor opsega Mahovih brojeva za visoko-supersoničnu konfiguraciju aerotunela

U poglavlju 4.3 je pokazano da je, sa stanovišta tačnosti određivanja Mahovog broja i dinamičkog pritiska, optimalno koristiti metodu zasnovanu na merenju dva zaustavna pritiska na Mahovim brojevima 2.5 i višim, a metodu zasnovanu na merenju zaustavnog i statičkog pritiska na Mahovim brojevima 2.5 i nižim, dok su na samom Mahovom broju 2.5 pogodnosti obe metode približno jednake. S druge strane, u poglavlju 4.7 je zaključeno da se pito-sonda za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa može koristiti na Mahovim brojevima ne manjim od 2.

Imajući u vidu da se, od Mahovog broja 2.5 do 4, u supersoničnoj konfiguraciji aerotunela T-38 koristi drugo grlo, zatim, poseban algoritam upravljanja zaustavnim pritiskom, kao i da aerotunelska ispitivanja na predloženim optimalnim uslovima (tabela T.2) zahtevaju, prema ustaljenoj praksi, promenu davača zaustavnog pritiska od Mahovog broja 2.5 ili 3 naviše, može se reći da Mahov broj 2.5 predstavlja pogodnu

tačku rekonfigurisanja postavke ispitivanja između nisko-supersonične i visoko-supersonične konfiguracije aerotunela. Predloženo je da se interval Mahovih brojeva od 2.5 naviše (za razliku od sadašnje granice Mahovog broja 1.6) proglasi za visoko-supersoničnu oblast u kojoj će se za određivanje Mahovog broja i dinamičkog pritiska koristiti merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu aerotunela. U tom slučaju se promena opsega davača zaustavnog pritiska i promena konfiguracije merenja drugog pritiska (izmena između merenja statičkog i merenja zaustavnog pritiska) mogu vršiti istovremeno što smanjuje mogućnost ljudske greške.

Na osnovu izvršene analize može se videti da bi se ispitivanja na samom Mahovom broju 2.5 mogla izvoditi i u nisko-supersoničnoj i u visoko-supersoničnoj konfiguraciji, pa je poželjno aerotunelsku instalaciju, algoritme upravljanja i obrade tako modifikovati da to bude moguće. Ako je neko ispitivanje ograničeno na Mahove brojeve 2.5 i niže, može se koristiti samo nisko-supersonična konfiguracija koja je nešto praktičnija za rad. S druge strane, ako neko ispitivanje obuhvata Mahove brojeve 2.5 i više, poželjno je ispitivanja na Mahovom broju 2.5 izvoditi u visoko-supersoničnoj konfiguraciji.

4.9 Rekapitulacija analize sa preporukama

Za optimalno izvođenje ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina u aerotunelu T-38 date su preporuke za izmene u dosadašnjoj praksi prema prethodno izvršenoj analizi:

- Definisana je pojam 3D supersoničnog radnog dela za radnu oblast aerotunela u intervalu Mahovih brojeva od 1.4 do 4. Karakteristika 3D supersoničnog radnog dela je da se nalazi u zadnjem delu fleksibilnog mlaznika aerotunela, da se u njemu koriste okrugli prozori prečnika 900 mm na bočnim zidovima i da se na levom bočnom zidu koristi sonda za merenje zaustavnog pritiska. Koriste se dve osnovne konfiguracije ovog radnog dela: nisko-supersonična u intervalu Mahovih brojeva 1.4 do 2.5 i visoko-supersonična u intervalu Mahovih brojeva 2.5 do 4. Sam Mahov broj 2.5 može pripadati bilo kojoj od dve navedene konfiguracije, u zavisnosti od programa ispitivanja.

- U nisko-supersoničnoj konfiguraciji se parametri strujnog polja određuju na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i statičkog pritiska na zidu radnog dela apsolutnim davačima pritiska opsega 7 bar ili 3.5 bar, i 1.75 bar. Bazni pritisak na modelu se meri diferencijalnim davačem opsega 0.35 bar. Ako je ispitivanje ograničeno na Mahove brojeve ne veće od 2.5 iz konfiguracije se mogu izostaviti prozori i sonda za merenje zaustavnog pritiska u radnom delu.
- U visoko-supersoničnoj konfiguraciji se parametri strujnog polja određuju na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu davačima opsega 15 bar ili 17 bar, i 7 bar ili 3.5 bar, zavisno od uslova ispitivanja. U ovoj konfiguraciji na levom bočnom zidu obavezno postoji pito-sonda za merenje zaustavnog pritiska. Bazni pritisak se meri apsolutnim davačem što manjeg opsega (1 bar), ali koji može izdržati preopterećenje do barem 1.75 bar apsolutnog pritiska. U visoko-supersoničnoj konfiguraciji je poželjno uvek koristiti prozore i Šliren metodu vizualizacije strujanja, a konfiguraciju karakterišu upotreba drugog grla za smanjenje pritiska uspostavljanja struje i poseban algoritam upravljanja zaustavnim pritiskom.
- Za primarni merni sistem su potrebni davači pritiska veće tačnosti, na primer tipa *Mensor* 6100 nominalne tačnosti 0.01% opsega. Potrebni radni opsezi su 1.75 bar, 3.5 bar, 7 bar i 15 bar ili 17 bar. Takođe je potreban pogodan apsolutni davač za merenje baznog pritiska opsega oko 1 bar do 1.75 bar, visoke tačnosti, ali i brzog odziva.
- Radi poboljšanja brzine pneumatskog odziva potrebno je razmotriti da li ima smisla rekonstruisati pneumatske vodove od mernih mesta do davača primarnog mernog sistema, kao i da li, za potrebe upravljanja, ima smisla promeniti tip davača koji se koristi u regulaciji zaustavnog pritiska.
- Potrebno je izvršiti pregled pito-sondi za merenje zaustavnog pritiska u radnom delu, proveriti da li postoje oštećenja, sanirati i osposobiti za normalan rad.
- Potrebno je izvršiti rekalkibraciju supersoničnog radnog dela s obzirom na korekcije pravca struje, Mahovog broja i zaustavnog pritiska.

- Za kalibraciju je poželjno napraviti eksperimentalni pribor koji omogućava istovremeno merenje statičkog i zaustavnog pritiska.
- Treba imati u vidu da se kalibracija supersoničnog radnog dela mora obaviti na svakom Mahovom broju na kome se očekuje izvođenje aerotunelskih ispitivanja.

5 INTEGRACIJA I PODEŠAVANJE PRIMARNOG MERNOG SISTEMA AEROTUNELA

Primarni merni sistem i oprema za kalibraciju davača pritiska aerotunela T-38 datira od početka njegove eksploatacije. U sklopu istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja u aerotunelu T-38 izvršena je integracija i podešavanje novog primarnog mernog sistema u skladu sa izvršenom analizom i preporukama datim u poglavlju 4.9, [63][64]. Sprovedene aktivnosti su obuhvatale zamenu i unapređenje sistema sondi i davača pritiska i temperature, unapređenje sistema za kalibraciju davača pritiska, kao i unapređenje sistema za merenje vlažnosti vazduha.

Novointegrirani primarni merni sistem aerotunela T-38 se sastoji od dve pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska, u komori umirenja i u radnom delu, četiri davača pritiska, sonde za merenje zaustavne temperature u komori umirenja i sistema za merenje vlažnosti vazduha. Iz primarno merenih parametara strujnog polja vrši se izračunavanje primarno izvedenih parametara, Mahovog i Rejnoldsovog broja, kao i dinamičkog pritiska u radnom delu aerotunela. U okviru ovog poglavlja dat je opis unapređenja delova primarnog mernog sistema, njihovo povezivanje na sistem za prikupljanje podataka aerotunela, kao i pregled prvih kalibracija.

5.1 Unapređenje sistema za merenje pritiska

5.1.1 Sistem sondi za merenje pritiska

Pito-sonda za merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja u okviru primarnog mernog sistema aerotunela T-38 se nalazi neposredno iza zadnje šeste mreže, prva od dve pito-sonde prikazane na slici Sl. 49. Druga pito-sonda se koristi u upravljačkom sistemu aerotunela u procesu regulacije zaustavnog pritiska.

U skladu sa preporukama datim u poglavlju 4.9 izvršen je pregled, izbor pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu i montaža na postojeći prihvat na levom bočnom zidu, slika Sl. 50.



Sl. 49. Pito-sonde i temperaturna sonda u komori umirenja aerotunela T-38



Sl. 50. Nova pito-sonda u radnom delu aerotunela T-38

5.1.2 Sistem davača pritiska

Prethodna konfiguracija primarnog mernog sistema aerotunela T-38 se sastojala od nekoliko davača pritiska tipa *Mensor* 11603 različitih opsega, u kojima su merni elementi bili kvarcne Burdonove cevi, [58]. Promena opsega davača je vršena za ispitivanja na Mahovim brojevima 3 do 4. Nominalna tačnost ovih davača je bila 0.04% punog opsega, ali su uspešno kalibrisani do tačnosti od oko 0.02% punog opsega, koristeći tri *Mensor* QM/C kontrolera pritiska, sekundarni standard koji je bio na raspolaganju u laboratoriji za pritiske aerotunela T-38.

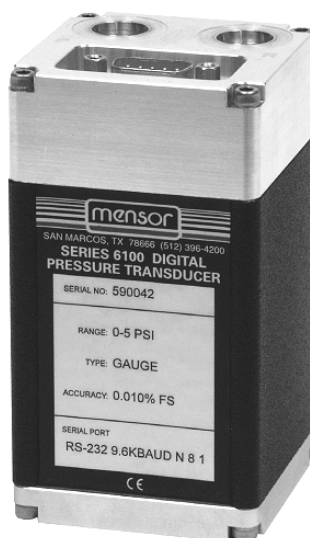
Operativnost davača pritiska tipa 11603 nije bila u potpunosti zadovoljavajuća. Tačnost davača je bila prihvatljiva, ali obzirom da su u pitanju elektromehanički uređaji, koji se sastoje iz elektronskog modula i minijaturnog servo motora, njihov odziv je bio spor, a ponekad su se dešavala neočekivana pomeranja nule izlaznog signala, pa je bilo nepohodno korišćenje dodatnog referentnog davača atmosferskog pritiska radi praćenja i eventualne korekcije ponašanja ovih davača. Pored toga, tokom dugogodišnjeg perioda eksploatacije aerotunela T-38 jedan broj davača je otkazao, pa je postalo potrebno da se ceo sistem zameni.

5.1.2.1 Davači pritiska nove generacije

U okviru integracije novog primarnog mernog sistema aerotunela T-38 u skladu sa preporukama datim u 4.9 uvedeni su novi digitalni davači pritiska i to:

- Apsolutni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6100 od 17 bar za merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja,
- Apsolutni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6100 od 7 bar za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu aerotunela,
- Apsolutni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6100 od 3.5 bar za merenje statičkog pritiska u radnom delu aerotunela,
- Apsolutni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6180 od 1.4 bar za merenje atmosferskog pritiska.

Digitalni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6100 je samostalan uređaj za merenje pritiska, visoke tačnosti reda 0.01% opsega davača, slika Sl. 51, prema [65]. Karakteriše ga silicijumski merni most niske histereze sa elektronskom kompenzacijom lineranosti pritiska u specificiranom temperaturnom opsegu, analogno-digitalni konvertor, mikrokontroler i konektor za vezu. Komunikacija sa elektronskim sistemom za prikupljanje podataka je moguća preko analognog izlaza ili preko RS-485 serijskog porta. Davači ovog tipa su integrisani u primarni merni sistem aerotunela za merenje zaustavnog pritiska u komori umirenja i u radnom delu, kao i za merenje statičkog pritiska u radnom delu. U tabeli T.6 su date osnovne karakteristike ovog davača.



Sl. 51. Digitalni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6100, [65]

T.6. Karakteristike davača pritiska *Mensor* tipa CPT6100, [65]

Karakteristike davača pritiska <i>Mensor</i> tipa CPT6100	
Garantovana tačnost	0.01% punog opsega
Temperaturni opseg korišćenja davača	0 °C do 50 °C
Vreme grejanja davača od uključenja	10 minuta
Interval etaloniranja	180 dana
Mehanički udar	3 g maksimalno
Brzina analogno-digitalne konverzije	50 Hz
Nivo preopterećenja davača	150%
Gas za etaloniranje davača	Azot

Digitalni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6180 visoke tačnosti je samostalan uređaj za merenje pritiska sličan tipu CPT6100, slika Sl. 52, prema [66]. Karakteriše ga veća tačnost reda 0.01% IS-50 (0.01% očitane vrednosti do 50% opsega davača) umesto 0.01% opsega davača i bolja dugoročna stabilnost (interval etaloniranja je 365 dana). Sastoji se iz silicijumskog mernog mosta, analogno-digitalnog konvertora, mikrokontrolera i konektora za vezu. Komunikacija sa sistemom za prikupljanje podataka je moguća samo preko RS-485 serijskog porta. Davač ovog tipa je integrisan u primarni merni sistem aerotunela za merenje referentnog atmosferskog pritiska radi praćenja rada ostalih davača. U tabeli T.7 su date osnovne karakteristike ovog davača.



SI. 52. Digitalni davač pritiska *Mensor* tipa CPT6180, [66]

T.7. Karakteristike davača pritiska *Mensor* tipa CPT6180, [66]

Karakteristike davača pritiska <i>Mensor</i> tipa CPT6180	
Garantovana tačnost	0.01% IS-50
Temperaturni opseg korišćenja davača	0 °C do 50 °C
Vreme grejanja davača od uključenja	10 minuta
Interval etaloniranja	365 dana
Mehanički udar	3 g maksimalno
Brzina analogno-digitalne konverzije	50 Hz
Nivo preopterećenja davača	120%
Gas za etaloniranje davača	Azot

5.1.2.2 Integracija novih davača pritiska u sistem za prikupljanje podataka

Inicijalni koncept integracije novih davača pritiska tipa CPT6100 u sistem za prikupljanje podataka je bio takav da se analogni izlazi davača pritiska dovedu na analogne ulazne kartice aerotunelskog sistema za prikupljanje podataka proizvođača *Teledyne*. Na ovaj način se nameravalo najprostijim putem obaviti prelaz na nove davače, jer je i prethodni set davača bio povezan na isti način. Međutim, kako davač pritiska tipa CPT6180 nema analogni izlaz, već samo RS-485 digitalni serijski port, za ovaj davač je bilo potrebno projektovati i izraditi novu ulaznu karticu u sistemu za prikupljanje podataka. Hardverski uređaj je realizovan korišćenjem mikrokontrolera koji vrši konverziju digitalnih signala sa serijskog izlaza RS-485 davača u paralelni digitalni

16-bitni oblik koji se očitava digitalnom ulaznom PDI-D karticom *Teledyne* sistema za prikupljanje podataka, [63][64].

Prve kalibracije davača su pokazale da je digitalno vezan davač tipa CPT6180 bolji za red veličine od analogno vezanih davača tipa CPT6100 koji su postigli tačnost jedva nešto bolju od starih davača tipa 11603. Mala tačnost je poticala od analognog dela sistema za prikupljanje podataka i zaključeno je da je bolje koristiti digitalne podatke, pa su izvedeni pojedinačni RS-485 digitalni ulazi za svaki davač pritiska sa direktnom vezom na PDI-D karticu *Teledyne* sistema. Proizveden je dodatni trokanalni RS-485-serijsko/paralelni interfejs sa tri kontrolera za sve novouvedene davače pritiska, tako da je ceo primarni merni sistem pritiska digitalno povezan. Prototip interfejsa je izveden tako da se montira na postojeću trokanalnu digitalnu ulaznu karticu sa tri 16-bitna paralelna ulaza, pa u skladu sa tim nisu bili potrebni kućište, posebno napajanje i kabliranje za interfejs, već je iskorišćeno napajanje sa PDI-D kartice čime je postignuta kompaktnost uređaja, a vreme izrade je znatno smanjeno.

Nedostatak ovakvog načina povezivanja je što je u slučaju zamene PDI-D kartice potrebno ponoviti proceduru. Ipak, u dosadašnjem radu PDI-D kartice su se pokazale kao veoma pouzdane, i zaključeno je da ne treba očekivati učestale probleme. U slučaju eventualnih potrebnih hardverskih intervencija ili zamena kartica predložene su druge mogućnosti povezivanja, [63].

Ponovljene kalibracije sa značajnim povećanjem tačnosti merenja su opravdale korišćenje digitalnog interfejsa, [64]. Problemi koji su pratili prikupljanje analognih signala, šumovi u električnim vodovima dužine oko par desetina metara i njihov uticaj na analogni deo *Teledyne* sistema za prikupljanje podataka, tolerancije u tačnosti i linearnosti analognog dela *Teledyne* sistema, elektromagnetni uticaj okolnih uređaja, su sasvim izbegnuti.

5.1.3 Sistem za kalibraciju davača pritiska

Normalan rad aerotunelskog postrojenja zahteva redovnu rekalkibraciju davača pritiska. Laboratorija za pritiske VTI-a u okviru aerotunela T-38 je koristila tri *Mensor* QM/C visoko precizna manometra, kontrolera pritiska, tehnološke generacije ranih sedamdesetih godina prošlog veka, Sl. 53. Merni elementi u uređajima ovog tipa su kvarcne Burdonove cevi. Kalibratori pritiska su bili električno-optičko-mehanički

uređaji koji su sadržali servo-sistem za praćenje deformacija mernog elementa, a pomerači su se prenosili do mehaničkog brojača. Upotreba kalibratora je bila u potpunosti ručna. Nakon nekoliko otkaza tokom poslednjih par godina, izvršena je zamena QM/C uređaja novim kalibratorom pritiska tipa *Mensor CPC 6000*.



Sl. 53. *Mensor* QM/C kontroleri pritiska, laboratorija za pritiske, T-38

Automatski kalibrator pritiska tipa *Mensor CPC 6000* je generator pritiska poslednje generacije, operativan u samostalnom modu i u daljinskom upravljanju, [67]. Projektovan je za kalibraciju i proveru apsolutnih i diferencijalnih davača pritiska različitog opsega. Karakterišu ga merni elementi, oscilirajući kvarcni kristali, čija se prirodna frekvencija oscilovanja, koja zavisi od pritiska, prati, obrađuje i linearizuje preko ugrađenog mikroprocesora, a zatim konvertuje u jedinice pritiska, prikazuje i koristi za kontrolu dovedenog pritiska.

Merni elementi su izvedeni kao individualni moduli, lako zamenjivi u slučaju da se želi promena opsega radnog pritiska. Novonabavljena jedinica je dvokanalnog tipa i omogućava da se istovremeno mogu kontrolisati ili meriti dva pritiska, slika Sl. 54. Kako u uređaj mogu biti instalirana po dva modula sa mernim elementima po kanalu, kalibrator može, u bilo kom trenutku, da obezbedi jedan od četiri različita opsega pritiska. Radni medijum je instrumentalni azot. Obezbeđeni su moduli za kalibraciju apsolutnih davača pritiska do 20 bar, 7 bar i 2.5 bar i moduli za kalibraciju diferencijalnih davača pritiska do 3.5 bar, 0.7 bar i 0.15 bar.



Sl. 54. Kalibrator pritiska tipa *Mensor CPC 6000*, [67]

Tačnost kalibratora pritiska CPC 6000 je 0.01% IS-50 (0.01% očitane vrednosti do 50% opsega modula) za svaki od gore navedenih modula. Ova garantovana tačnost je održiva 365 dana. Nakon tog perioda neophodno je izvršiti reetaloniranje kalibratora pritiska zajedno sa svim modulima u odgovarajuće opremljenoj metrološkoj laboratoriji. Tačnost kalibratora pritiska CPC 6000 je bolja od tačnosti primarnog mernog standarda pritiska, kojim se raspolaže u laboratoriji za pritiske VTI-a, pa se nameće potreba nabavke visokopreciznog primarnog mernog standarda pritiska da bi se kompletirao neophodan lanac etaloniranja i sledljivosti do nacionalnog standarda i izbeglo skupo periodično reetaloniranje.

Kalibrator pritiska CPC 6000 je integrisan sa regulatorima, manometrima i ostalom neophodnom pneumatskom opremom u laboratoriji za pritiske, slika Sl. 55.



Sl. 55. Kalibrator pritiska *Mensor CPC 6000* integrisan u laboratoriji za pritiske VTI-a

Izmenljivi moduli kalibratora pritiska se postavljaju kroz prednja vrata brzo i jednostavno. Korisnički interfejs je veliki SVGA LCD ekran u boji, osetljiv na dodir. Za komunikaciju sa spoljnim programima u okviru automatskog upravljanja uređajem, kalibrator CPC 6000 je opremljen IEEE-488, RS-232 i 100 Mbit *Ethernet* interfejsima.

5.1.3.1 Kalibracija novih davača pritiska primarnog mernog sistema

Kalibracija novih davača pritiska primarnog mernog sistema je izvršena, prema definisanoj proceduri laboratorije za pritiske i u skladu sa preporukama proizvođača, u okviru sistema za prikupljanje i obradu podataka aerotunela T-38. Davači su postavljeni na razvodnoj tabli u hali aerotunela T-38 u neposrednoj blizini radnog dela.

Odgovarajući pritisak je bio obezbeđen kalibratorom CPC 6000 u laboratoriji za pritiske koji je pneumatskim vodovima bio povezan sa davačima. Korišćen je program za obradu podataka dobijenih tokom kalibracije koji je razvijen u VTI-u.

Nakon prvih osam nedelja intenzivnog korišćenja davača na zaustavnim pritiscima i do 13.5 bar u supersoničnoj oblasti brzina, koju karakterišu visoke varijacije pritiska tokom prelaznih opterećenja na početku i kraju rada aerotunela, izvršena je provera davača. Korišćeni su ranije određeni kalibracioni polinomi davača. Određivana je razlika dovedenog i merenog pritiska. Rezultati inicijalne kalibracije i provere davača, dati u tabeli T.8, su pokazali izuzetne performanse davača, iznad nominalnih specifikacija.

Izvršena je i rekalkibracija davača pritiska i uporedni parametri dobijeni u tom procesu su dati u tabeli T.8. Tačnost kalibracije je, zapravo, limitirana specifikacijom kalibratora CPC 6000 od 0.01% IS-50, pa se bolja tačnost može dobiti samo korišćenjem primarnog mernog standarda tačnosti reda 0.002% punog opsega ili bolje.

Tačnost novog primarnog mernog sistema aerotunela T-38 je značajno poboljšana uvođenjem digitalnih davača pritiska poslednje generacije tipa *Mensor*, za red veličine u odnosu na stare analogne davače. Maksimalna greška tokom kalibracije za sve davače iznosi 0.002%, a standardna devijacija 0.001% punog opsega davača. Rekalkibracija davača nakon nekoliko nedelja intenzivnog korišćenja je pokazala da su svi parametri ostali u granicama inicijalnih kalibracija.

T.8. Usporedni parametri dobijeni u procesu kalibracije i provere davača pritiska

Tip davača pritiska	Maksimalna greška, % punog opsega davača	Standardna devijacija, % punog opsega davača	Histerezis, % punog opsega davača
K a l i b r a c i j a			
CPT6100, opseg 17 bar	0.002	0.001	0.002
CPT6100, opseg 7 bar	0.002	0.001	< 0.001
CPT6100, opseg 3.5 bar	0.002	0.001	< 0.001
CPT6180, opseg 1.4 bar	< 0.001	< 0.001	< 0.001
P r o v e r a			
CPT6100, opseg 7 bar	0.005	0.003	-
CPT6100, opseg 3.5 bar	0.008	0.006	-
CPT6180, opseg 1.4 bar	0.004	0.002	-
R e k a l i b r a c i j a			
CPT6100, opseg 17 bar	0.002	0.001	0.003
CPT6100, opseg 7 bar	0.002	0.001	0.004
CPT6100, opseg 3.5 bar	0.002	0.001	0.004
CPT6180, opseg 1.4 bar	0.003	0.001	0.005

5.2 Unapređenje sistema za merenje temperature

Jedan od primarnih direktno merenih parametara strujnog polja je zaustavna temperatura. Tokom rada aerotunela prekidnog dejstva sa nad pritiskom dolazi do naglog pada pritiska u rezervoarima vazduha. Ta, gotovo adijabatska, ekspanzija izaziva nagli pad zaustavne temperature vazduha koji protiče kroz radni deo aerotunela. Koliko je značajan pad temperature govore podaci da kada ne bi bilo regulacije zaustavne temperature u aerotunelu T-38, za slučaj maksimalnog protoka vazduha kroz komoru umirenja od oko 3600 kg/s na Mahovom broju 1 i zaustavnom pritisku 6 bar, početna temperatura u rezervoaru bi sa 293 K pala na 240 K za samo 6 s. Ovaj pad temperature, za više od 50 K, izazvao bi promenu u vrednosti Rejnoldsovog broja za oko 25%. Potpuno je jasno, posmatrano sa stanovišta aerotunelskih merenja, da je ovolika promena temperature neprihvatljiva. Zbog toga je problem temperaturne stabilizacije, kao i merenja temperature u aerotunelu vrlo važan.

Održavanje relativno konstantne temperature vazduha u radnom delu tokom rada aerotunela može se postići upotrebom grejača velike snage za zagrevanje vazduha koji ističe iz rezervoara ili povećanjem toplotnog kapaciteta rezervoara ugradnjom materijala sa dovoljno velikom specifičnom toplotom u obliku koji omogućava brzo

prenošenje toplote na vazduh koji ističe. Drugi način regulacije je postao uobičajen i u praksi se izvodi ugradnjom u rezervoar veće količine metala (termalne matrice) oblikovane tako da ima veliku površinu za razmenu toplote.

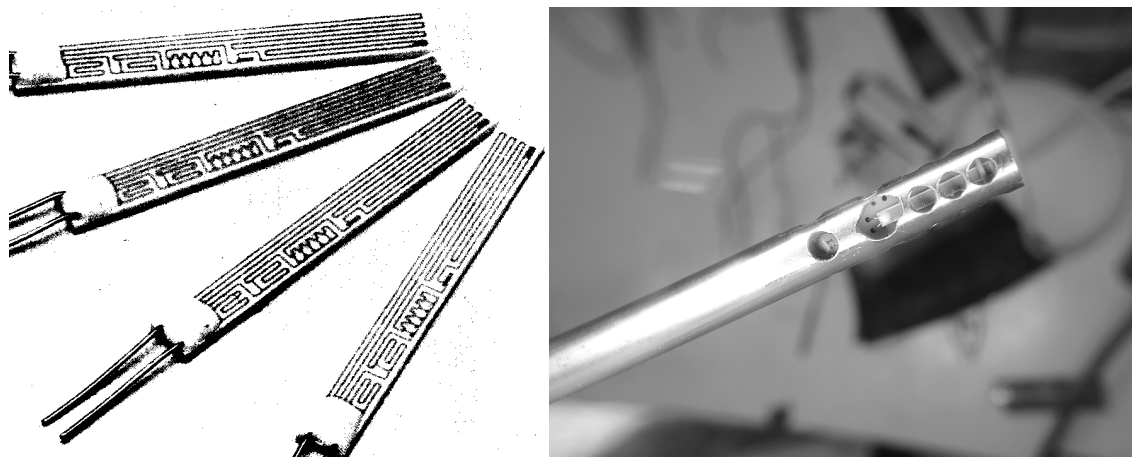
Stabilizacija temperature u aerotunelu T-38 se ostvaruje pomoću termalne matrice, postavljene na izlazu iz gornja dva rezervoara, koja se sastoji od čeličnih cevi tankih zidova, prečnika oko 19 mm, jednostavno složenih jedna na drugu sa otvorima na jednom i drugom kraju. Postavljeno je približno 35000 cevi, dužine 7 m i ukupne mase oko 152 t. U slučaju ekstremnog masenog protoka temperaturni pad za vreme rada aerotunela od 6 s iznosi približno 7 K, što je zadovoljavajuće sa stanovišta aerotunelskih merenja, [20][26].

Zaustavna temperatura se u aerotunelu T-38 meri temperaturnom sondom u komori umirenja gde je brzina strujanja vazduha mala, nekoliko desetina puta manja od brzine u radnom delu. Osim tačnog merenja, sonda mora da ima i brz odziv na promenu temperature kako bi se dobila stvarna slika ovog parametra. Tokom istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara strujnog polja na supersoničnim Mahovim brojevima u aerotunelu T-38 izvršena je modifikacija temperaturne sonde u cilju dobijanja tačnije vrednosti zaustavne temperature i bržeg odziva, [68].

Najčešće korišćeni senzori za merenje temperature su RTD senzori ili otpornički detektori temperature. Karakteriše ih jedinstvena, ponovljiva i predvidiva zavisnost otpornosti od temperature. Najbolji su detektori izrađeni od platine, platinski otpornički termometri, jer ih karakteriše linearna zavisnost od temperature u širokom opsegu. Prednosti njihove upotrebe su visoka tačnost, malo temperaturno pomeranje, široka radna oblast i pogodnost upotrebe za precizna merenja. Otpornički detektori temperature su najstabilniji i najtačniji u eksploataciji, a tačnost koja se postiže upotrebom platinskih otporničkih termometara je 0.1°C .

Senzor koji se koristio za merenje temperature u aerotunelu T-38 je bio platinski otpornički detektor temperature PT100 prve generacije, smešten u temperaturnoj sondi. Tokom podešavanja primarnog mernog sistema aerotunela T-38 konstatovano je da vrednosti temperature koje meri senzor nisu realne. Izvršena je zamena senzora *Omega* tanko filmovanim otporničkim termometrom od platine tipa 100W30. Kao senzor druge generacije, 100W30 karakteriše četiri puta brži odziv

(vreme odziva manje od 0.7 s za postizanje 100% temperature, BS test), [69]. Veličina senzora je omogućila da bude smešten unutar sonde, na njenom vrhu, gde se nalazi četiri reda po pet rupa u nizu kroz koje struji vazduh. Na slici Sl. 56 je prikazan senzor 100W30 i modifikovana temperaturna sonda.



Sl. 56. Senzor 100W30 i modifikovana temperaturna sonda

Nakon modifikacije temperaturna sonda je vraćena u otvor na komori umirenja između dve pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska, slika Sl. 49.

Provera rada modifikovane temperaturene sonde je izvršena tokom ispitivanja standardnog modela HB na Mahovom broju 4 pri zaustavnom pritisku od 13.5 bar. U ispitivanju je pad zaustavne temperature u komori umirenja iznosio 7.5 K što je nešto malo iznad propisane vrednosti za aerotunel T-38. Promena u Reynoldsovom broja od početka do kraja ispitivanja je iznosila 1.75×10^6 što je, takođe, u prihvatljivim granicama. Rezultati su pokazali da je izvršen adekvatan izbor senzora.

5.3 Unapređenje sistema za merenje vlažnosti vazduha

Tokom istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara strujnog polja na supersoničnim Mahovim brojevima u aerotunelu T-38 izvršena su prva ispitivanja standardnog modela HB kada je primećeno da je vlažnost vazduha veća od dozvoljene. U skladu sa tim u okviru poboljšanja primarnog mernog sistema izvršena je revizija i provera sistema za sušenje i sistema merenje vlažnosti vazduha.

5.3.1 Sistem za sušenje vazduha

Sistem za punjenje i skladištenje vazduha aerotunela T-38 čini petostepeni centrifugalni kompresor proizvođača *Ingersoll-Rand* snage 3.6 MW, sistem za sušenje i rezervoari vazduha. Kapacitet kompresora je 7.5 kg vazduha u sekundi na pritisku od 20 bar. Sistem je namenjen da obezbedi dovoljnu količinu vazduha određene vlažnosti za rad aerotunela. Pri pritisku od 20 bar u rezervoarima ukupne zapremine 2600 m³ nalazi se 62.5 t suvog vazduha. U okviru kompresorskog postrojenja postoji sistem za sušenje vazduha, koji obezbeđuje potrebnu vlažnost vazduha od 0.0001 kg vode/kg vazduha, [70]. Osnovni tehnički podaci sušača vazduha su dati u tabeli T.9.

T.9. Tehnički podaci sušača vazduha, aerotunel T-38

Sušač vazduha	Karakteristike
Proizvođač	<i>Pall Pneumatics Limited</i>
Model	X 4002-ABE-4-000
Serijski broj	4-36/DG213-80
Radni fluid	Vazduh
Ulazni protok	20880 nm ³ /h
Ulazni pritisak vazduha	20 bar
Ulazna temperatura vazduha	37°C
Tačka rose osušenog vazduha	-50°C
Ciklus sušenja	12 h
Apsorbent	Silica gel, 1090 kg/po komori
Desikant	Aktivna alumina (aluminijum oksid) 550 kg/po komori
Projektni pritisak	24 bar
Pad pritiska u komorama	0.25 bar
Električno napajanje	3×380 V, 50 Hz
Snaga električnog grejača	150 kW
Pogonska snaga ventilatora	22 kW
Ukupna težina	12 t

Spoljni vazduh preko sistema filtera i ulaznog usisnog ventila ulazi u prvi stepen kompresora gde se sabija, pomoću separatora mu se odvaja vlaga na izlazu, zatim se hladi i potiskuje u drugi stepen. Takav proces se odvija i na ostala četiri stepena kompresije centrifugalnog kompresora, tako da je izlazna vrednost pritiska posle petog stepena 20 bar. Pošto je vazduh posle izlaska iz petog stepena zagrejan, hladi se u izmenjivaču toplote kroz koji struji hladna voda, a zatim dolazi na filter za

odstranjivanje vlage. U zavisnosti od režima rada kompresora, vazduh će u takozvanom režimu držanja odlaziti u atmosferu preko magistrale za rasterećenje kompresora, dok u režimu punjenja odlazi u sušač, a nakon njega u rezervoar preko izlaznog ventila. U sušaču vazduh će biti osušen do potrebnih 0.0001 kg vode/kg vazduha u levoj ili desnoj koloni, od kojih je jedna uvek u aktivnom radu, a druga u procesu regeneracije.

Za oduzimanje vlage iz vazduha se koristi aktivna masa u sušačima koja sadrži aluminijum oksid i silikagel. Ove materije vrlo efikasno upijaju vodu iz vazduha ali, nažalost, imaju ograničeni kapacitet apsorpcije. Kada se ova masa zasiti vodom sistem postaje neefikasan i tada se vazduh sa nedozvoljenom količinom vlage transportuje u rezervoar. U okviru priprema za eksperimentalni deo istraživanja u supersoničnoj oblasti brzina izvršena je kompletna zamena aktivne mase u kolonama sušača vazduha u kompresorskoj stanici kako bi se obezbedila dozvoljena vlažnost vazduha pre nastavka aerotunelskih testova.

Projektom je omogućen rad sušača vazduha u dva režima, fiksni ciklus i mod automatske kontrole vlage (AMLOC). U fiksnom ciklusu sušača proces rada kolona se odvija programski, 6 časova aktivnog rada jedne kolone, 6 časova regeneracije mase druge kolone, zatim promena, tako da je ukupno vreme ciklusa rada sušača 12 časova. U AMLOC modu rada sušača projektovano je da se registruje stanje zasićenosti aktivne mase kolone pomoću ćelija za merenje vlažnosti i u odnosu na stanje zasićenosti kolona izbor je uvek na koloni koja je manje zasićena vlagom i kao takva je u operativnom radu. Nažalost, automatski sistem koji bi preusmerio dolazeći vazduh od kompresora iz zasićenog sušača u drugi ne radi. Ovo preusmeravanje vazduha iz kompresora u jedan odnosno drugi sušač radi operater u kompresorskoj stanici.

5.3.2 Uređaji za merenje vlažnosti vazduha

Za merenje vlažnosti vazduha najčešće se koriste higrometri koji se baziraju na osnovnom principu uspostavljanja ravnoteže između vlage iz vazduha i vlage nekog standardizovanog higroskopskog materijala. Savremeni uređaji sadrže foliju od higroskopskog materijala smeštenu između dve metalne pločice, tako da ceo sklop predstavlja električni kondenzator. Sa promenom vlažnosti vazduha menja se i kapacitet kondenzatora koji se registruje električnim putem.

U sklopu poboljšanja primarnog mernog sistema i tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja izvršena je modifikacija i unapređenje uređaja *Hygromoc 770S* i *Aquanel* koji se koriste za merenje vlažnosti vazduha u aerotunelu T-38.

Higrometar *Hygromoc 770S* se sastoji iz davača u metalnom kućištu, električnog voda i indikatora koji se nalazi u na kontrolnom pultu aerotunela i služi za merenje otpornosti davača, konverziju izmerene analogne u digitalnu vrednost i prikazivanje na monitoru, slika Sl. 57, [71].



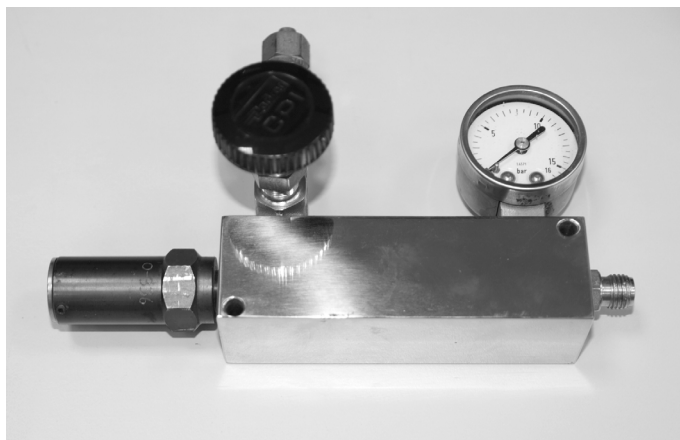
Sl. 57. Monitor higrometra *Hygromoc 770S*

Pomoću davača, smeštenog blizu rezervoara vazduha, moguće je merenje temperature tačke rose u intervalu od -80°C do 0°C što odgovara zahtevima aerotunela T-38. Davač se nalazi u metalnom kućištu kroz koji struji vazduh čija se tačka rose meri, slike Sl. 58 i Sl. 59. Molekuli vode u zavisnosti od temperature i relativne vlažnosti vazduha menjaju otpornost davača koja se registruje električnim putem.

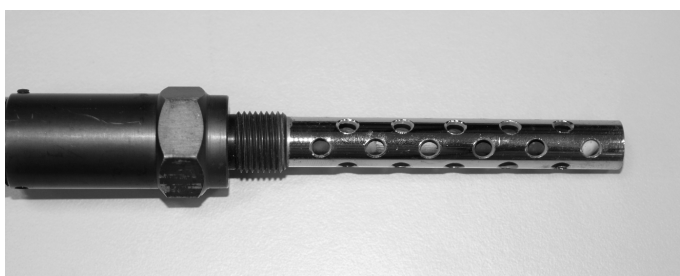
Delimično etaloniranje uređaja je izvršeno u laboratoriji za metrologiju Tehničkog opitnog centra u Beogradu. Oprema za etaloniranje, prilagođena klasičnim higrometrima, se sastojala od klima uređaja sa radnom komorom gde se reguliše temperatura i relativna vlažnost vazduha. Kao etalon uređaj korišćen je *Dewpoint meter optdew vision*, proizvođača *Michel instruments*. U komoru, potpuno izolovanu od atmosferskih uslova, je postavljen senzor uređaja koji se etalonira, kao i senzor etalon uređaja. Temperatura u komori se regulisala pomoću odgovarajućeg termostata, dok je regulacija relativne vlažnosti bila moguća samo za temperature iznad $+10^{\circ}\text{C}$.

Zbog ograničenih mogućnosti opreme nije izvršeno etaloniranje davača tačke rose u celom opsegu od 0°C do -80°C . Iz tog razloga se ne može tvrditi da uređaj meri

korektno u celom raspoloživom opsegu. U tačkama u kojima je izvršeno merenje razlika između etalon i vrednosti izmerenih uređajem je bila u prihvatljivim granicama.

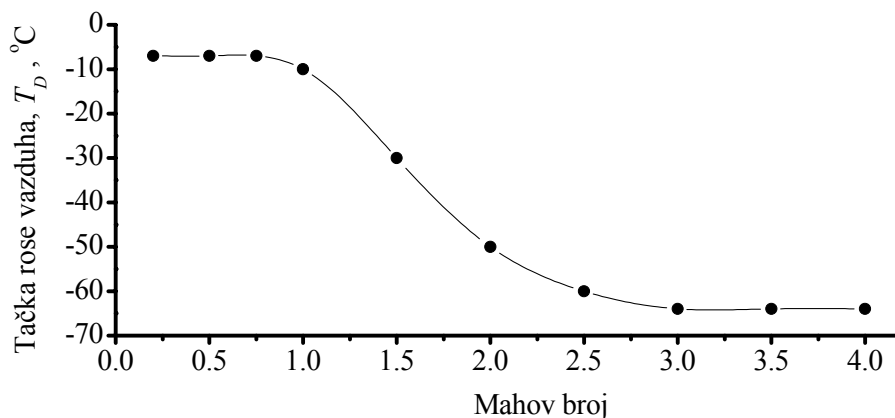


Sl. 58. Metalno kućište davača *Hygromoc 770S*



Sl. 59. Davač tačke rose *Hygromoc 770S*

Na dijagramu na slici Sl. 60 su date preporučene vrednosti tačke rose vazduha za različite Mahove brojeve u radnom delu aerotunela T-38, [72][73]. Sa dijagrama je jasno da je za visoko-supersonične Mahove brojeve u aerotunelu T-38 potrebno obezbediti tačku rose vazduha nižu od -60°C .



Sl. 60. Preporučene vrednosti tačke rose vazduha za aerotunel T-38, [72]

U okviru integracije i podešavanja novog primarnog mernog sistema pokazalo se da je potrebno razmotriti mogućnost povezivanja higrometra na sistem za prikupljanje podataka aerotunela T-38.

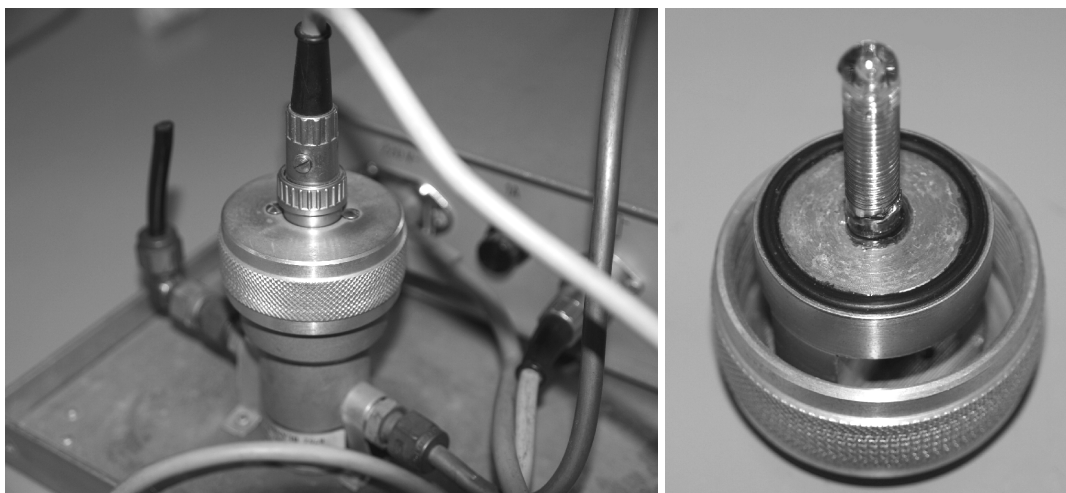
Analogni izlaz (0-20) mA indikatora higrometra je proporcionalan izmerenoj vrednosti tačke rose sa davača u intervalu od 0°C do -80°C. Ova osobina indikatora je iskorišćena za povezivanje na sistem za prikupljanje podataka, pri čemu je bilo neophodno izvršiti konverziju strujnog u naponski signal, da bi se prilagodio ulazu, maksimalnog napona od 9.7 V, na analognoj kartici *Teledyne* sistema za prikupljanje podataka aerotunela T-38. Izvršena je kalibracija električnog mernog sistema.

Na ovaj način je omogućeno da se tačka rose vazduha, kao vrlo važan parametar supersoničnog strujnog polja, automatski snima, beleži i čuva u aerotunelskoj bazi podataka, pored ostalih parametara primarnog mernog sistema, [74][75].

Do trenutka podešavanja novog primarnog mernog sistema jedini podatak koji je operateru u kompresorskoj stanici služio pri odluci o preusmeravanju vazduha je tačka rose koja se meri higrometrom *Hygromoc* i koju, na upit, daje operater aerotunela. Vrlo često se dešavalo da operater u kompresorskoj stanici dobije zakasnelu informaciju o nedozvoljenoj tački rose, odnosno, vlažnosti vazduha u rezervoaru. U tom slučaju je bilo neophodno vazduh ispustiti iz rezervoara jer nije bio pogodan za dalje eksperimente. Negativan uticaj na tačnost merenja, kao i ekonomičnost rada je očigledan.

U cilju omogućavanja trenutnog očitavanja vrednosti tačke rose vazduha u komandnoj sobi kompresorske stanice modifikovan je postojeći higrometar *Aquanel* kako bi operater mogao pravovremeno i brzo da reaguje kod promene aktivne kolone sušača vazduha.

Higrometar *Aquanel* se sastoji iz senzora, indikatora, regulacionog ventila i merača protoka vazduha. Preporuka proizvođača je da se vazduh, kome se meri vlažnost, sprovede što kraćim vodom do senzora, pa se ceo merni uređaj nalazi pored samog rezervoara u hali aerotunela. Glavni deo higrometra je merna ćelija koja se sastoji od staklenog izolatora u obliku štapa oko kojeg su na malom rastojanju namotane dve platinske žice obložene tankim slojem fosforne kiseline, slika Sl. 61.



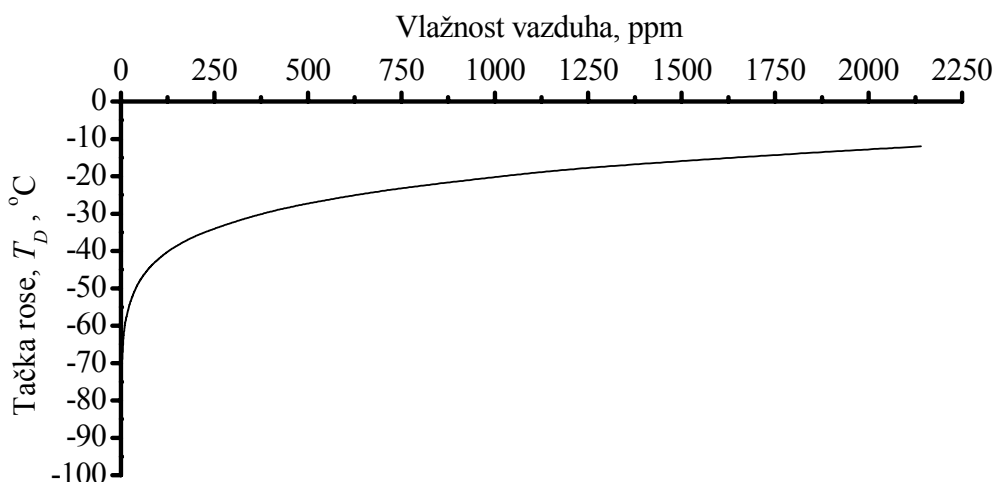
Sl. 61. Higrometar *Aquanel* i merna ćelija higrometra

Vlagu iz vazduha apsorbuje sloj fosforne kiseline, a jednosmerna struja, koja protiče kroz platinske žice, je elektrolitički razlaže. Jačina struje je proporcionalna primljenoj količini vode. Osnovni princip rada higrometra se zasniva na merenju stanja ravnoteže koncentracije vode koja je u vazduhu i vode koja je elektrolitički razložena. Pomoću senzora moguće je merenje temperature tačke rose u intervalu -70°C do -12°C što odgovara uslovima u rezervoaru.

Izlazni napon ($0 - 200$) mV senzora, u zavisnosti od izmerene količine vlage u vazduhu, dolazi na indikator. Indikator služi za merenje otpornosti davača, konverziju izmerene analogne u digitalnu vrednost i prikazivanje izmerene vrednosti vlažnosti vazduha na osnovu koje se određivala tačka rose iz odgovarajućih tabela ili dijagrama.

Indikator higrometra nema strujni izlaz koji odgovara izmerenoj vrednosti vlažnosti vazduha sa davača. Razvijen je naponsko-strujni konvertor koji omogućava konverziju naponskog signala i prenos strujnog ($0 - 20$) mA signala do kontrolne sobe u kompresorskoj stanici, [76]. Takođe, razvijen je i uređaj pomoću koga se dovedeni strujni signal konvertuje u naponski analogni, zatim digitalizuje, vrši izračunavanje i prikazivanje tačke rose na osnovu izmerene vlažnosti vazduha.

Zavisnost tačke rose od vlažnosti vazduha je izrazito nelinearna, slika Sl. 62. Ova karakteristika je razložena na više manjih i svaka zavisnost tačke rose od vlažnosti vazduha u opsegu malih promena od 10°C je interpolirana polinomom drugog reda.



Sl. 62. Zavisnost tačke rose i vlažnosti vazduha

Na osnovu izmerene vrednosti vlažnosti vazduha i interpolacionog polinoma vrši se izračunavanje tačke rose u programu mikrokontrolera. Podešavanje higrometra *Aquanel* je, pomoću odgovarajućih potencijometara, izvršeno na osnovu delimično etaloniranog higrometra *Higromoc*. Ovom modifikacijom je omogućeno direktno očitavanje tačke rose vazduha na komandnom pultu kompresora.

5.4 Rekapitulacija izvršenih modifikacija primarnog mernog sistema

Novoformirani primarni merni sistem aerotunela T-38 za supersoničnu (i transoničnu) konfiguraciju se sastoji iz:

- Apsolutnog davača pritiska tipa *Mensor* CPT 6100 opsega 17 bar za merenje zaustavnog pritiska p_o pito-sondom u komori umirenja;
- Apsolutnog davača pritiska tipa *Mensor* CPT 6100 opsega 3.5 bar za merenje statičkog pritiska p_{st} na levom bočnom zidu radnog dela;
- Apsolutnog davača pritiska tipa *Mensor* CPT 6100 opsega 7 bar za merenje zaustavnog pritiska p_o' iza normalnog udarnog talasa pito-sondom na levom bočnom zidu radnog dela;
- Apsolutnog davača pritiska tipa *Mensor* CPT 6180 opsega 1.4 bar za merenje atmosferskog pritiska p_{am} ;

- RTD sonde tipa PT100 sa mernim elementom *Omega* 100W30 za merenje zaustavne temperature T_o u komori umirenja;
- Uređaja *Hygromoc* za merenje temperature tačke rose T_D u blizini glavno-otvarajućeg ventila.

Svi davači primarnog mernog sistema su povezani sa ulaznim karticama aerotunelskog sistema *Teledyne* za prikupljanje podataka i uspešno kalibrisani u skladu sa preporukama proizvođača i procedurom metrološke laboratorije VTI-a.

Doprinosi izvršenih aktivnosti u okviru integracije i podešavanja novog primarnog mernog sistema aerotunela T-38 su:

- Značajno poboljšanje tačnosti novog primarnog mernog sistema uvođenjem digitalnih davača pritiska poslednje generacije;
- Unapređenje sistema za kalibraciju davača pritiska uvođenjem automatskog kalibratora pritiska poslednje generacije visoke tačnosti, bolje od do sada dostupnog primarnog mernog standarda pritiska;
- Brži odziv modifikovanog otporničkog detektora temperature;
- Osvežena aktivna masa u sistemu za sušenje vazduha;
- Unapređenje sistema za merenje vlažnosti vazduha u aerotunelu;
- Dostupnost podataka o tački rose vazduha kao parametara primarnog mernog sistema.

6 REEVALUACIJA OSNOVNIH KALIBRACIONIH PROCEDURA

U okviru istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja izvršeno je merenje parametara strujnog polja u radnom delu aerotunela T-38 u supersoničnoj oblasti brzina radi ažuriranja aerotunelske baze podataka koja se odnosi na kalibraciju radnog dela u smislu određivanja korekcija merenih i izvedenih parametara strujnog polja, [77]-[80]. Ispitivanja su izvršena korišćenjem jediničnih sonde za merenje parametara strujanja u osi radnog dela: konus-cilindar sonde za merenje statičkog pritiska, pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa i piramidalne sonde za merenje uglovnosti struje vazduha.

Ciljevi ispitivanja su bili:

- Uvođenje u upotrebu novih davača pritiska primarnog mernog sistema i provera njihovog ispravnog funkcionisanja;
- Uvođenje u standardnu proceduru korišćenje pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu;
- Određivanje korekcija merenih parametara strujanja, zaustavnog i statičkog pritiska, u osi 3D supersoničnog radnog dela aerotunela T-38 u odnosu na referentne vrednosti merene primarnim mernim sistemom;
- Određivanje korekcija zaustavnog pritiska i Mahovog broja za supersonični radni deo aerotunela u funkciji od Mahovog i Rejnoldsovog broja;
- Određivanje popravki pravca struje u dve ravni;
- Ažuriranje aerotunelske baze podataka koja se odnosi na kalibraciju radnog dela na osnovu izmerenih korektivnih vrednosti.

6.1 Određivanje korekcija primarnih parametara strujnog polja

Zbog specifičnosti ispitivanja u kojem se meri više parametara nego u standardnim aerotunelskim ispitivanjima, konfiguracija primarnog mernog sistema se razlikovala od uobičajene. Osnovna razlika od uobičajene postavke, predstavljene u

[20], je bila u tome što su se u celom području ispitivanja primarnim mernim sistemom istovremeno merili statički pritisak i zaustavni pritisak u radnom delu, radi sticanja podataka u skladu sa izvedenom analizom u poglavlju 4. Primenjen je koncept novoformiranog primarnog mernog sistema, u skladu sa opisom u poglavlju 5.

Za merenje statičkog i zaustavnog pritiska u osi radnog dela koristile su se jedinične sonde koje su korišćene tokom inicijalnih merenja u aerotunelu T-38 i u kasnijim reevaluacijama kalibracionih procedura. U jednom aerotunelskom testu je korišćena samo jedna sonda koja se postavljala na držač opšte namene.

Za merenje statičkog pritiska u osi radnog dela aerotunela (zapravo, razlike statičkih pritisaka u centru i na zidu radnog dela) korišćena je konus-cilindar sonda, slika Sl. 63, [20]. Od sonde je vodio pneumatski vod koji se nastavljao na standardnu instalaciju koja se koristi za merenje baznog pritiska. Korišćen je piezootporni diferencijalni davač tipa *Druck* PDCR42. Opseg ovog davača je 0.35 bar, a nelinearnost i histereza oko 0.05% punog opsega. Referentna strana davača je bila vezana za merno mesto statičkog pritiska na zidu radnog dela.



Sl. 63. Konus-cilindar sonda za merenje statičkog pritiska na držaču opšte namene

Za merenje zaustavnog pritiska u radnom delu (zapravo, razlike zaustavnih pritisaka iza normalnog udarnog talasa u osi i na zidu radnog dela) korišćena je druga sonda iz iste garniture, a koja je, uklanjanjem vrha, konfigurisana u pito-sondu, slika Sl. 64, [20]. Sonda se, u drugoj polovini ispitivanja, postavljala na držač opšte namene, umesto sonde za statički pritisak. Korišćen je isti davač iz standardne instalacije za

merenje baznog pritiska. Referentna strana davača je bila vezana za merno mesto zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa na zidu radnog dela, slika Sl. 64.



Sl. 64. Pito-sonde za merenje zaustavnog pritiska na zidu i u osi radnog dela

Uglovi propinjanja i valjanja repnog držača sonde su mereni enkoderima u mehanizmu za pokretanje modela.

Sistem za prikupljanje podataka se sastojao od 64-kanalnog sistema tipa *Teledyne* pod kontrolom PC računara. Podaci sa svih analognih kanala su digitalizovani A/D konvertorom rezolucije 16 bita. Približna tačnost A/D konverzije je oko 0.05% punog opsega kanala. Svi kanali su očitavani istom brzinom od 200 uzoraka u sekundi. Digitalizovani podaci su kroz lokalnu mrežu slati na računar *AlphaServer DS20E* i zapisivani na disk za kasniju obradu. Osnovna obrada podataka je vršena posle svakog merenja, koristeći standardni T-38 softverski paket, i sastojala se iz nekoliko faza:

- Čitanje sirovih podataka, normalizacija i prevođenje u standardni format,
- Određivanje parametara strujanja,
- Određivanje položaja sonde,
- Određivanje računatih parametara.

Kako konfiguracija primarnog mernog sistema u ovom ispitivanju nije bila standardna (istovremeno su se merili statički pritisak i zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa u radnom delu, a softver za obradu takve dve vrste merenja smatra za različite konfiguracije radnog dela), bilo je potrebno iskopirati sirove podatke iz svakog aerotunelskog testa u novi skup podataka, kao aerotunelski test pod sledećim RSN

brojem, i nad ova dva skupa podataka vršiti obradu za dve konfiguracije radnog dela da bi se dobili svi potrebni podaci. Na taj način je omogućeno da na sistemu istovremeno postoje svi obrađeni podaci. Izvršena je i dodatna obrada podataka koristeći programske pakete posebno kodirane za ova ispitivanja.

6.1.1 Supersonični 3D radni deo aerotunela T-38

U T-38 aerotunelskoj bazi podataka u datoteci sa opisima konfiguracijama radnog dela i potrebnim parametrima su definisane tri konfiguracije supersoničnog radnog dela sa softverskim kodovima 3DNN, 3DV2 i 3DVN, kojima odgovaraju različiti načini merenja parametara strujnog polja. Opis konfiguracija supersoničnog radnog dela sa kodovima 3DNN i 3DV2 je dat u tabelama T.10 i T.11.

T.10. Opis 3DNN konfiguracije supersoničnog radnog dela

3DNN – Radni deo za nisko-supersonična 3D ispitivanja	
Kod načina merenja parametara strujnog polja	1 – meri se p_o i p_{st}
Dozvoljen interval Mahovog broja	1.350, 4.050
Dozvoljen interval zaustavnog pritiska	1.000 bar, 16.000 bar
Dimenzija radnog dela (dužina, širina, visina)	2.500 m, 1.500 m, 1.500 m
Položaj mernog mesta za p_{ref}	-1.000 m, 0.750 m, 0.000 m

T.11. Opis 3DV2 konfiguracije supersoničnog radnog dela

3DV2 – Radni deo za visoko-supersonična 3D ispitivanja	
Kod načina merenja parametara strujnog polja	3 – meri se p_o i p_o'
Dozvoljen interval Mahovog broja	1.350, 4.050
Dozvoljen interval zaustavnog pritiska	1.000 bar, 16.000 bar
Dimenzija radnog dela (dužina, širina, visina)	2.500 m, 1.500 m, 1.500m
Položaj mernog mesta za p_{ref}	0.335 m, 0.750 m, 0.500 m

Pri izradi softvera za obradu aerotunelskih ispitivanja bila je predviđena metoda po kojoj se vrši merenje samo zaustavnog pritiska u komori umirenja (konfiguracija radnog dela 3DVN) sa kodom načina merenja parametara strujnog polja 2 – meri se p_o , dok se Mahov broj, statički i dinamički pritisak u radnom delu pretpostavljaju na osnovu rezultata prethodno izvršene kalibracije radnog dela

aerotunela. U poglavlju 4.1.3 su naglašeni nedostaci korišćenja ove metode na osnovu kojih je odbačena već u prvim godinama korišćenja aerotunela T-38.

6.1.2 Određivanje primarnih parametara strujnog polja

6.1.2.1 Supersonični radni deo konfiguracije 3DNN

Da bi se odredile vrednosti Mahovog i Rejnoldsovog broja u supersoničnom radnom delu konfiguracije 3DNN (tabela T.10) aerotunela T-38, bilo je neophodno meriti zaustavni pritisak p_o i zaustavnu temperaturu T_o u komori umirenja, i statički pritisak p_{st} u radnom delu aerotunela.

Mereni zaustavni pritisak p_{oi} i statički pritisak p_{sti} su određivani za svaki uzorak (indeks i) očitani tokom testa koristeći vrednost normalizovanog signala u_i sa davača i odgovarajuće kalibracione koeficijente k_0 i k_1 :

$$p_{oi} = k_0 + k_1 u_i, \quad (51)$$

$$p_{sti} = k_0 + k_1 u_i. \quad (52)$$

Mahov broj M_i je računat koristeći izentropsku relaciju (2):

$$M_i = \left[\frac{2}{\kappa - 1} \left(\left(\frac{p_{oi}}{p_{sti}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (53)$$

Dinamički pritisak q_i je računat iz izentropske relacije (3):

$$q_i = \frac{\kappa p_{sti} M_i^2}{2}. \quad (54)$$

Zaustavna temperatura T_{oi} je određena koristeći normalizovane vrednosti u_i signala sa davača i odgovarajuće kalibracione koeficijente k_0 i k_1 :

$$T_{oi} = k_0 + k_1 u_i. \quad (55)$$

Rejnoldsov broj Re_i za jediničnu dužinu je računat prema relaciji (5) kao:

$$Re_i = \frac{1.4 \cdot 10^5 p_{oi} M_i}{20.047 \sqrt{T_{oi}} \cdot 1.791 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T_{oi}}{1 + 0.2 M_i^2} \right)^{1.5} \frac{398.5}{110.3 + \frac{T_{oi}}{1 + 0.2 M_i^2}} (1 + 0.2 M_i^2)^3} \quad (56)$$

Srednja vrednost zaustavnog pritiska p_o je računata kao aritmetička sredina svih n uzoraka iz faze ispitivanja:

$$p_o = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_{oi} \quad (57)$$

Srednje vrednosti statičkog pritiska, dinamičkog pritiska, zaustavne temperature, Mahovog broja i Rejnoldsovog broja u ispitivanju su računane koristeći ekvivalentne izraze.

6.1.2.2 Supersonični radni deo konfiguracije 3DV2

Da bi se odredile vrednosti Mahovog i Rejnoldsovog broja u supersoničnom radnom delu konfiguracije 3DV2 (tabela T.11) aerotunela T-38, bilo je neophodno meriti zaustavni pritisak p_o i zastavnu temperaturu T_o u komori umirenja, i zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa p_o' u radnom delu aerotunela.

Mereni zaustavni pritisak p_{oi} i zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa p_{oi}' su određivani za svaki uzorak očitani tokom ispitivanja koristeći vrednost u_i normalizovanog signala sa davača i odgovarajuće kalibracione koeficijente k_0 i k_1 :

$$p_{oi} = k_0 + k_1 u_i, \quad (58)$$

$$p_{oi}' = k_0 + k_1 u_i. \quad (59)$$

Veza zaustavnog pritiska p_{oi} ispred normalnog udarnog talasa i zaustavnog pritiska p_{oi}' iza udarnog talasa je data, prema (8), relacijom:

$$\frac{p_{oi}'}{p_{oi}} = \left(\frac{\frac{\kappa+1}{2} M_i^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left(\frac{1}{\frac{2\kappa}{\kappa+1} M_i^2 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1}} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \left(\frac{(1.2 M_i^2)^{1.4}}{(1 + 0.2 M_i^2)^{1.4} \left(\frac{7 M_i^2 - 1}{6} \right)} \right)^{2.5} \quad (60)$$

Mahov broj M_i je iz relacije (60) određivan iterativnim putem, koristeći Milerov metod zasnovan na sukcesivnim bisekcijama i inverznoj paraboličkoj interpolaciji kroz tri tačke, pri čemu je za proračun upotrebljen standardni bibliotečki podprogram. Kriterijum za zaustavljanje iterativnog procesa je bila konvergencija Mahovog broja unutar granica ± 0.0005 .

Statički pritisak p_{sti} je određivan, prema (1), iz relacije:

$$p_{sti} = p_{oi} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{-\kappa}{\kappa - 1}} = p_{oi} (1 + 0.2 M_i^2)^{-3.5}. \quad (61)$$

Dinamički pritisak q_i je računat iz izentropske relacije (54). Zaustavna temperatura T_{oi} je određena, na isti način kao i za konfiguraciju 3DNN, prema relaciji (55). Rejnoldsov broj Re_i za jediničnu dužinu je računat prema relaciji (56).

Srednja vrednost zaustavnog pritiska p_o je računata kao aritmetička sredina svih n uzoraka iz faze ispitivanja:

$$p_o = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_{oi}. \quad (62)$$

Srednje vrednosti zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa, dinamičkog pritiska, zaustavne temperature, Mahovog broja i Rejnoldsovog broja u ispitivanju su računate koristeći ekvivalentne izraze.

6.1.3 Određivanje položaja jedinične sonde

Mehanizam za držanje i pozicioniranje modela u aerotunelu T-38 omogućava kontrolu položaja modela rotacijama u propinjanju i valjanju. Položaj držača u ove dve međusobno normalne ravni obrtanja meri se enkoderima.

Ugao propinjanja mehanizma pit_i je računat za svaki uzorak očitani u merenju iz signala davača s , koristeći kalibracioni polinom trećeg stepena:

$$pit_i = k_0 + k_1 s + k_2 s^2 + k_3 s^3, \quad (63)$$

dok je ugao valjanja mehanizma rol_i računat po linearnoj zavisnosti:

$$rol_i = k_0 + k_1 s. \quad (64)$$

Pri merenjima statičkog i zaustavnog pritiska nije bilo kretanja sonde, već je ona sve vreme bila u osi radnog dela aerotunela. Kako je softver za obradu očekivao podelu faze na segmente prema nekom promenljivom parametru, sekvenca ispitivanja je podeljena na vremenske segmente za koje su rezultati izdavani u tabelama.

Usrednjene vrednosti izmerenih uglova pit i rol su računane za svaki segment podataka koristeći n uzoraka u intervalu za usrednjavanje:

$$pit = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n pit_i, \quad (65)$$

$$rol = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n rol_i. \quad (66)$$

6.1.4 Merenje jediničnim sondama u osi supersoničnog radnog dela

6.1.4.1 Merenje statičkog pritiska u osi radnog dela konfiguracije 3DNN

Za svaki segment uzimanja podataka srednja razlika pritisaka u odnosu na statički pritisak meren primarnim mernim sistemom određena je iz usrednjenog prirasta signala sa davača u standardnoj instalaciji za merenje baznog pritiska:

$$\Delta p = k_1 (u - u_0). \quad (67)$$

Statički pritisak u osi radnog dela p_{str} je računat kao:

$$p_{str} = p_{st} + \Delta p, \quad (68)$$

a Mahov broj M_r u osi radnog dela je računat iz izentropske relacije:

$$M_r = \left[\frac{2}{\kappa - 1} \left(\left(\frac{p_o}{p_{str}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (69)$$

gde je p_o vrednost zaustavnog pritiska iz primarnog mernog sistema.

Korekcija ΔM Mahovog broja izmerenog primarnim mernim sistemom aerotunela je računata kao:

$$\Delta M = M_r - M. \quad (70)$$

6.1.4.2 Merenje zaustavnog pritiska u osi radnog dela konfiguracije 3DV2

Za svaki segment uzimanja podataka srednja razlika pritiska u odnosu na zaustavni pritisak meren primarnim mernim sistemom određena je iz usrednjenog prirasta signala sa davača u standardnoj instalaciji za merenje baznog pritiska:

$$\Delta p = k_1 (u - u_0). \quad (71)$$

Zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa $p_o' r$ u osi radnog dela je računat kao:

$$p_o' r = p_o' + \Delta p. \quad (72)$$

Mahov broj M_r u osi radnog dela je računat iz p_o i $p_o' r$ iterativnim putem, Milerovim metodom, na isti način kao i Mahov broj u primarnom mernom sistemu:

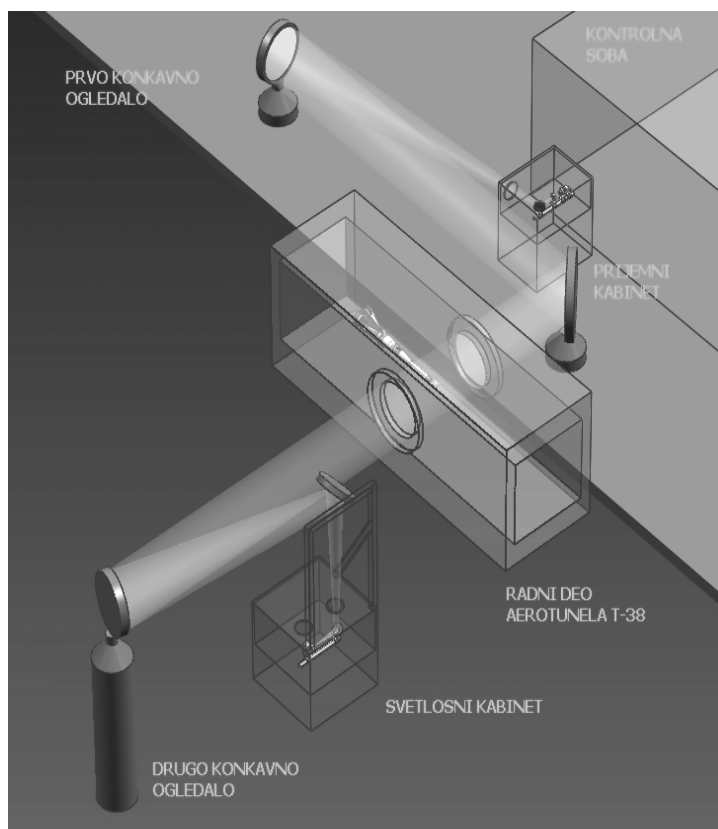
$$\frac{p_o' r}{p_o} = \left(\frac{\frac{\kappa+1}{2} M_r^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_r^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left(\frac{1}{\frac{2\kappa}{\kappa+1} M_r^2 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1}} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} = \left(\frac{(1.2 M_r^2)^{1.4}}{(1 + 0.2 M_r^2)^{1.4} \left(\frac{7 M_r^2 - 1}{6} \right)} \right)^{2.5} \quad (73)$$

gde je p_o vrednost zaustavnog pritiska iz primarnog mernog sistema.

Korekcija Mahovog broja izmerenog primarnim mernim sistemom je, zatim, računata na osnovu relacije (70).

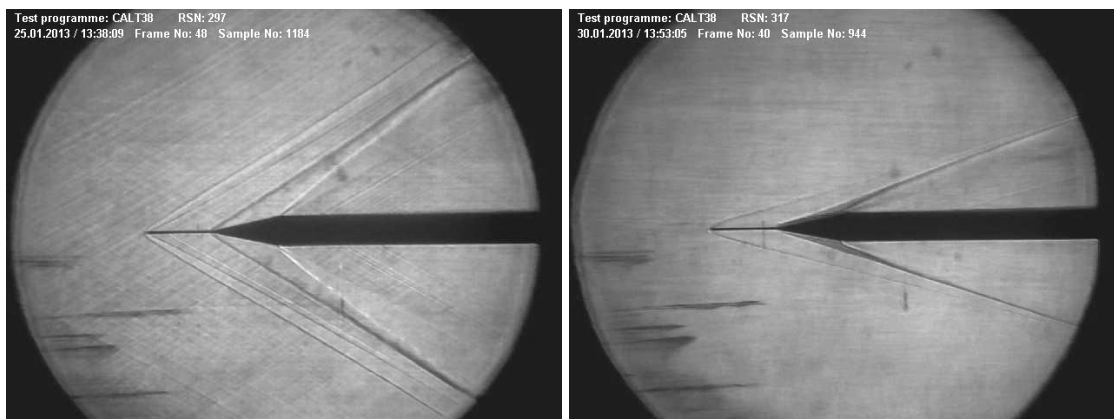
6.1.5 Vizualizacija supersoničnog strujnog polja

Za vizualizaciju supersoničnog strujnog polja u radnom delu aerotunela T-38 se koristi Šliren sistem čija je CAD reprezentacija prikazana na slici Sl. 65. Šliren sistem aerotunela T-38 je *Toepler* tipa sa paralelnim zracima i prečnikom svetlosnog snopa od 900 mm. Izvor bele svetlosti je ksenonska lampa snage 200 W. Svetlosni snop se fokusira sfernim ogledalom žižne daljine 7200 mm i usmerava sistemom ravnih ogledala. Osnova Šliren metode je osetljivost na promenu gradijenta gustine, a samim tim i indeksa prelamanja. Metoda omogućava snimanje ugla skretanja poremećenog zraka u odnosu na neporemećeni u prozračnoj sredini sa lokalnim nehomogenostima.

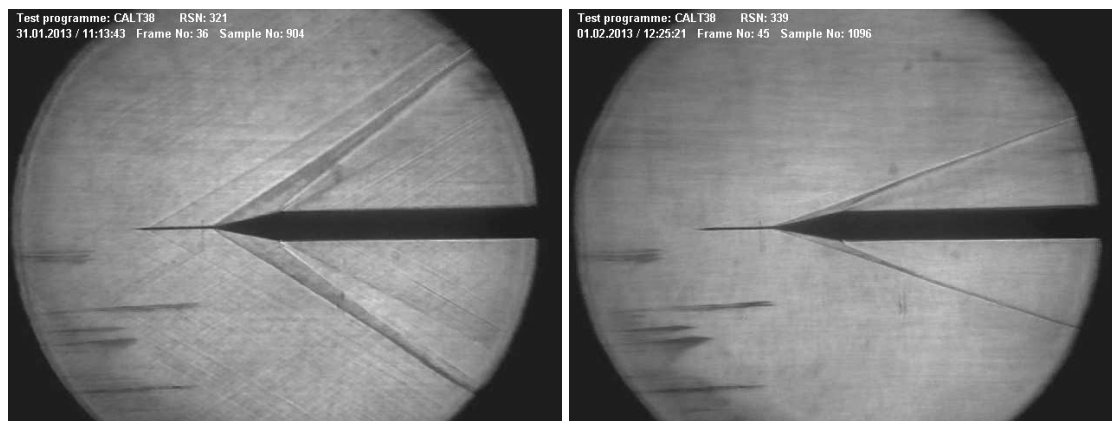


Sl. 65. Konfiguracija šliren sistema za vizualizaciju supersoničnog strujnog polja

Vizualizacija strujnog polja je bila uključena u eksperiment kako bi se imala vizuelna kontrola situacije u radnom delu aerotunela. Za vizualizaciju se koristio standardni šliren sistem sa CMOS kamerom tipa *Philips* i sa digitalnim snimanjem pomoću postojećeg sistema u aerotunelu T-38. Fotografije vizualizovanog supersoničnog strujnog polja šliren metodom oko jediničnih sondi u osi radnog dela aerotunela na Mahovim brojevima 2 i 4 su date na slikama Sl. 66 i Sl. 67.



Sl. 66. Šliren vizualizacija strujnog polja oko jedinične pito-sonde, Mahov broj 2 i 4



Sl. 67. Šliren vizualizacija strujnog polja oko jedinične konus-cilindar sonde, Mahov broj 2 i 4

6.1.6 Dodatna obrada i analiza rezultata merenja

Parametri strujnog polja u supersoničnom radnom delu aerotunela T-38 su određeni na Mahovim brojevima od 1.5 do 4 i odgovarajućim zaustavnim pritiscima, pri čemu su na Mahovim brojevima do 2.5 merenja izvršena na nižem i višem zaustavnom pritisku.

Relevantni podaci parametara strujnog polja dobijeni tokom merenja jediničnim sondama u okviru novoformiranog primarnog mernog sistema su sumarno dati u tabeli T.12 iz merenja zaustavnog pritiska u osi radnog dela i u tabeli T.13 iz merenja statičkog pritiska u osi radnog dela. Nominalne vrednosti Mahovog broja i zaustavnog pritiska u okviru zadatih uslova ispitivanja su date u kolonama M_n i p_{on} , kolona RSN daje odgovarajući redni broj sekvence ispitivanja u okviru test programa, parametri strujnog polja (zaustavni pritisak, statički pritisak, zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa) izmereni novim primarnim sistemom su dati u kolonama p_o , p_{st} i p_o' i razlike pritisaka merenih na sondi u osi radnog dela u odnosu na vrednost izmerenu primarnim sistemom u kolonama Δp_{st} iz merenja statičkog i $\Delta p_o'$ iz merenja zaustavnog pritiska. Treba napomenuti da, iako su u tabelama za svaku sekvencu identifikovanu RSN-om navedene vrednosti Δp_{st} i $\Delta p_o'$ (razlika statičkog, odnosno zaustavnog pritiska merenog na sondi u odnosu na vrednosti merene primarnim mernim sistemom na zidu radnog dela), u bilo kojoj od sekvenci je zapravo merena samo jedna od ove dve veličine. Druga od veličina je preuzeta iz sekvence koja je izvedena pri istim uslovima ispitivanja sa drugom sondom, odnosno za sekvence u kojima su vršena

merjenja sondom za statički pritisak, $\Delta p_o'$ je preuzeto iz sekvence u kojima su vršena merjenja sondom za zaustavni pritisak, i obrnuto.

T.12. Parametri strujnog polja: Merenje zaustavnog pritiska u osi radnog dela

M_n	p_{on} , bar	RSN	p_o , bar	p_{st} , bar	p_o' , bar	Δp_{st} , bar	$\Delta p_o'$, bar
1.5	2.5	285	2.5082	0.7041	2.3363	-0.0063	0.0031
1.5	2.5	287	2.5084	0.7043	2.3369	-0.0063	0.0025
1.5	5	289	5.0021	1.4026	4.6595	-0.0041	0.0054
1.6	2.5	291	2.5009	0.6023	2.2370	-0.0049	-0.0059
1.75	2.5	293	2.5020	0.4836	2.0867	-0.0110	-0.0071
1.75	5	295	5.0167	0.9737	4.1812	-0.0388	-0.0457
2	2.5	297	2.5013	0.3353	1.8053	-0.0071	0.0100
2	2.5	319	2.4943	0.3338	1.8004	-0.0072	0.0094
2	6	299	6.0252	0.8188	4.3442	-0.0098	0.0436
2.25	3	301	3.0041	0.2569	1.8003	0.0029	0.0193
2.25	6	305	6.0292	0.5153	3.5935	0.0111	0.0541
2.5	3.5	303	3.4972	0.2066	1.7339	-0.0001	0.0286
2.5	6	307	6.0067	0.3557	2.9776	0.0034	0.0462
2.75	6	309	6.0424	0.2407	2.4385	-0.0081	-0.0074
3	9.5	311	9.4939	0.2669	3.1676	-0.0065	-0.0460
3	9.5	313	9.5068	0.2677	3.1648	-0.0073	-0.0370
3.5	11.5	315	11.5645	0.1601	2.5154	-0.0061	-0.0149
4	13.5	317	13.5794	0.0981	2.0053	-0.0041	-0.0354

T.13. Parametri strujnog polja: Merenje statičkog pritiska u osi radnog dela

M_n	p_{on} , bar	RSN	p_o , bar	p_{st} , bar	p_o' , bar	Δp_{st} , bar	$\Delta p_o'$, bar
1.5	2.5	351	2.5083	0.7034	2.3370	-0.0063	0.0031
1.5	5	353	4.9793	1.3954	4.6366	-0.0041	0.0054
1.6	2.5	349	2.5016	0.6015	2.2370	-0.0049	-0.0059
1.75	2.5	347	2.5050	0.4836	2.0894	-0.0110	-0.0071
1.75	5	345	5.0137	0.9707	4.1842	-0.0388	-0.0457
2	2.5	321	2.5028	0.3349	1.8065	-0.0071	0.0100
2	2.5	323	2.4946	0.3342	1.8000	-0.0072	0.0094
2	6	325	5.9819	0.8086	4.3179	-0.0098	0.0436
2.25	3	327	3.0572	0.2610	1.8316	0.0029	0.0193
2.25	6	329	6.0078	0.5139	3.5859	0.0111	0.0541
2.5	3.5	331	3.4894	0.2058	1.7309	-0.0001	0.0286
2.5	6	333	6.0320	0.3575	2.9959	0.0034	0.0462
2.75	6	335	6.0466	0.2409	2.4414	-0.0081	-0.0074
3	9.5	337	9.5114	0.2646	3.1680	-0.0065	-0.0460
3	9.5	343	9.5097	0.2662	3.1660	-0.0073	-0.0370
3.5	11.5	341	11.5148	0.1598	2.4994	-0.0061	-0.0149
4	13.5	339	13.5423	0.0986	2.0037	-0.0041	-0.0354

Kako izvedena merenja nisu bila standardna aerotunelska ispitivanja, u T-38 softverskom paketu nije mogla da se izvede potrebna analiza rezultata. Razvijen je pomoćni računarski program HIGHM_PMSF, u okviru kojeg je izvršena neophodna analiza. U programu HIGHM_PMSF su, za obe konfiguracije supersoničnog radnog dela, računati parametri strujnog polja u osi na osnovu merenja jediničnim sondama i njihova odstupanja u odnosu na primarno merene/izvedene i nominalne vrednosti.

Za razliku od T-38 softverskog paketa, u programu HIGHM_PMSF je, za konfiguracije u kojima su mereni p_o i p_o' , Mahov broj računat nešto jednostavnijim *fixed-point* iterativnim metodom, transformišući relaciju (60) u oblik $M = f(M, p_o, p_o')$ i iterativno ponavljajući takav proračun:

$$M = \left(5 \left(\left(\frac{p_o}{p_o'} \right)^{\frac{1}{3.5}} \frac{1.2M^2}{\left(\frac{7M^2 - 1}{6} \right)^{\frac{1}{1.4}}} - 1 \right) \right)^{\frac{1}{2}} \quad (74)$$

Iterativni proračun Mahovog broja prema relaciji (74) je ponavlján dok rezultat nije konvergirao do unutar intervala od približno ± 0.0000001 u odnosu na vrednost iz prethodne iteracije.

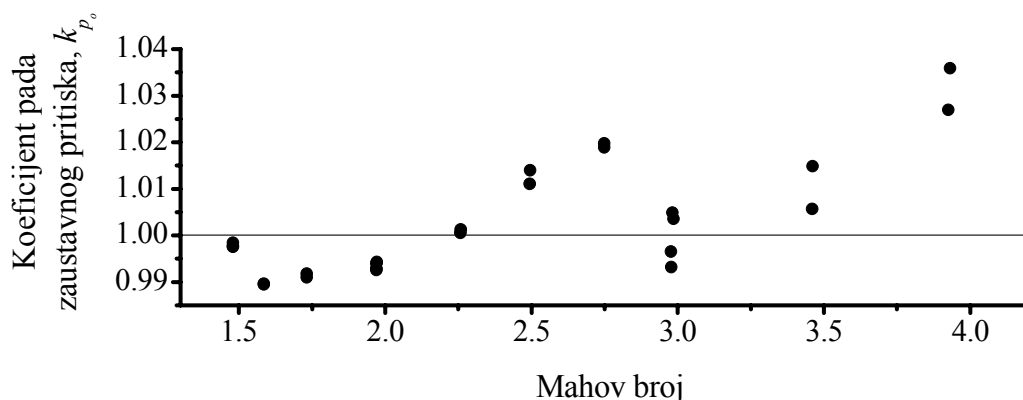
U relacijama koje se koriste u T-38 softverskom paketu parametri strujnog polja u osi radnog dela se računaju smatrajući da je zaustavni pritisak p_{or} u osi radnog dela jednak zaustavnom pritisku p_o u komori umirenja aerotunela. Međutim, dosadašnja merenja u subsoničnoj oblasti brzina su pokazala da su gubici zaustavnog pritiska od komore umirenja do radnog dela u aerotunelu T-38 reda 0.2% – 0.1%, odnosno da je odnos k_{p_o} zaustavnih pritisaka u radnom delu i komori umirenja, dat relacijom:

$$k_{p_o} = \frac{p_{or}}{p_o}, \quad (75)$$

reda 0.998 do 0.999, pa bi, za tačnije određivanje popravki parametara strujnog polja, trebalo uzeti u obzir te gubitke, [20].

U supersoničnoj oblasti brzina jednostavno merenje zaustavnog pritiska u radnom delu nije moguće, jer se ispred merne sonde formira normalni udarni talas iza koga dolazi do značajne promene zaustavnog pritiska. U analizi u poglavlju 4 je predloženo da se pokuša određivanje stvarnog zaustavnog pritiska iz rezultata merenja p_o' i p_{str} u osi radnog dela. Na osnovu relacije (48) se iterativnim putem (*fixed-point* metodom) može odrediti Mahov broj, ako se relacija preformuliše u oblik (49), posle čega se iz relacije (50) može odrediti zaustavni pritisak. Iz vrednosti p_o i p_{or} se zatim može odrediti koeficijent pada zaustavnog pritiska k_{p_o} prema relaciji (75).

Tokom obavljenih ispitivanja je pokušano da se pad zaustavnog pritiska izmeri na opisani način, i dobijene su vrednosti koeficijenta k_{p_o} od 0.995 do preko 1, s tim što su vrednosti blago rasle sa Mahovim brojem, slika Sl. 68.



Sl. 68. Koeficijent pada zaustavnog pritiska u funkciji Mahovog broja

Međutim, kao što je i analiza u poglavlju 4 pokazala da je tačnost opisanog proračuna prilično loša, naročito na visoko-supersoničnim Mahovim brojevima, rasipanje vrednosti je toliko da rezultati ne izgledaju upotrebljivi. Neke od dobijenih vrednosti za k_{p_o} su veće od 1, što je nemoguće. S druge strane, vrednosti na Mahovim brojevima 1.75 do 2.25, za koje je u analizi u poglavlju 4 pokazano da bi mogle biti upotrebljive, su u skladu sa vrednostima dobijenim u subsoničnim ispitivanjima, [20].

Konsultovana su iskustva iz drugih aerotunela, koja su slična iskustvima iz ranijih merenja u aerotunelu T-38, i odnos zaustavnog pritiska u radnom delu i komori umirenja je prema [2] deklarisan kao 0.998. Na osnovu izloženog je, u nedostatku boljeg rešenja, zaključeno da se za odnos zaustavnih pritisaka u radnom delu i komori

umirenja usvoji konstantna vrednost 0.998 i konačne popravke Mahovog broja su u programu HIGHM_PMSF računane na osnovu te vrednosti. Iako pretpostavljena vrednost k_{p_o} verovatno nije baš tačna, smatralo se da je bolje uzeti u obzir bilo kakve približne korekcije.

Pretpostavlja se da jedan deo suočenih problema u pokušaju određivanja zaustavnog pritiska u radnom delu aerotunela potiče od toga što je proračun vršen na osnovu vrednosti $p_{o'r}$ i p_{str} merenih u dva različita ispitivanja, što je unelo dodatnu nesigurnost u proračun, zbog neminovnih malih razlika u parametrima strujnog polja od ispitivanja do ispitivanja. Predlaže se da se, za buduće reevaluacije osnovnih kalibracionih merenja radnog dela, pokuša istovremeno merenje statičkog pritiska i zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u osi radnog dela, tako što bi se napravio pogodan nosač koji bi omogućio istovremenu upotrebu dve sonde, kao što je predloženo u poglavlju 4. Na taj način bi se, istovremeno, smanjio broj ispitivanja potrebnih da se izvede kalibracija.

Rezultati dodatne obrade merenja, u zavisnosti od veličine zaustavnih pritisaka na kojima su ispitivanja do Mahovog broja 2.5 izvršena, su dati u tabeli T.14 i u dijagramu na slici Sl. 69 za donju granu radnih pritisaka, i u tabeli T.15 i u dijagramu na slici Sl. 70 za gornju granu radnih pritisaka. Date su vrednosti odstupanja Mahovog broja ΔM primarnog mernog sistema u odnosu na vrednost u osi radnog dela, i to $\Delta M_{p_{st}}$, prema relaciji (76), iz ispitivanja sa merenjem statičkog pritiska i $\Delta M_{p_{o'}}$, prema relaciji (77), iz ispitivanja sa merenjem zaustavnog pritiska u osi radnog dela:

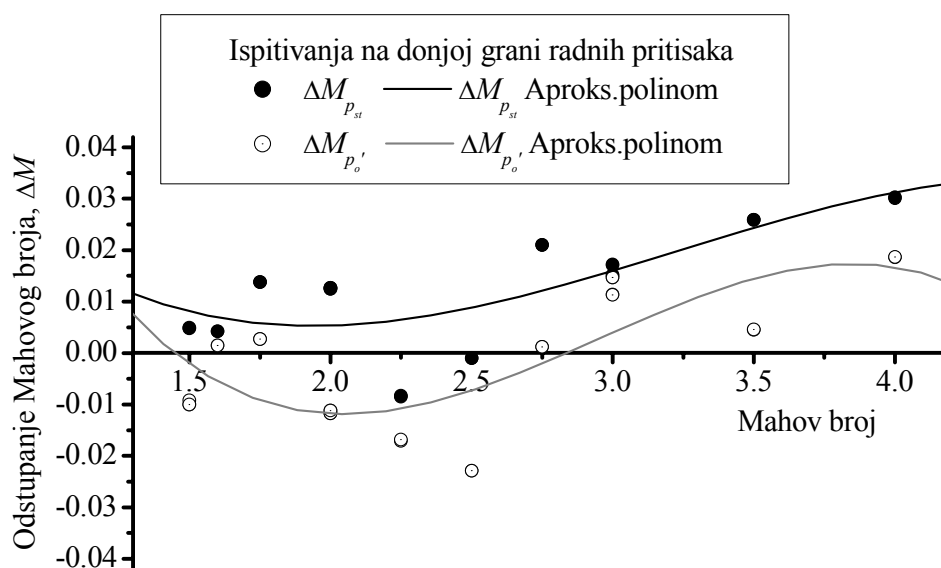
$$\Delta M_{p_{st}} = M_r(p_{or}, p_{str}) - M(p_o, p_{st}), \quad (76)$$

$$\Delta M_{p_{o'}} = M_r(p_{or}, p_{o'r}) - M(p_o, p_{o'}). \quad (77)$$

Dobijena odstupanja su aproksimirana polinomima radi praćenja karaktera sa povećanjem Mahovog broja. Može se primetiti da su, do Mahovog broja 2.5 (ispitivanja na obe grane radnih pritisaka), odstupanja Mahovog broja iz merenja statičkog pritiska $\Delta M_{p_{st}}$ manja od odstupanja iz merenja zaustavnog pritiska $\Delta M_{p_{o'}}$ u osi radnog dela, a da se iznad Mahovog broja 2.5 situacija menja, odnosno da je $\Delta M_{p_{st}} > \Delta M_{p_{o'}}$. U prilog zaključcima teorijsko-numeričke analize govore i veličine ovih odstupanja.

T.14. Rezultati obrade merenja u programu HIGHM_PMSF, donja grana radnih pritisaka

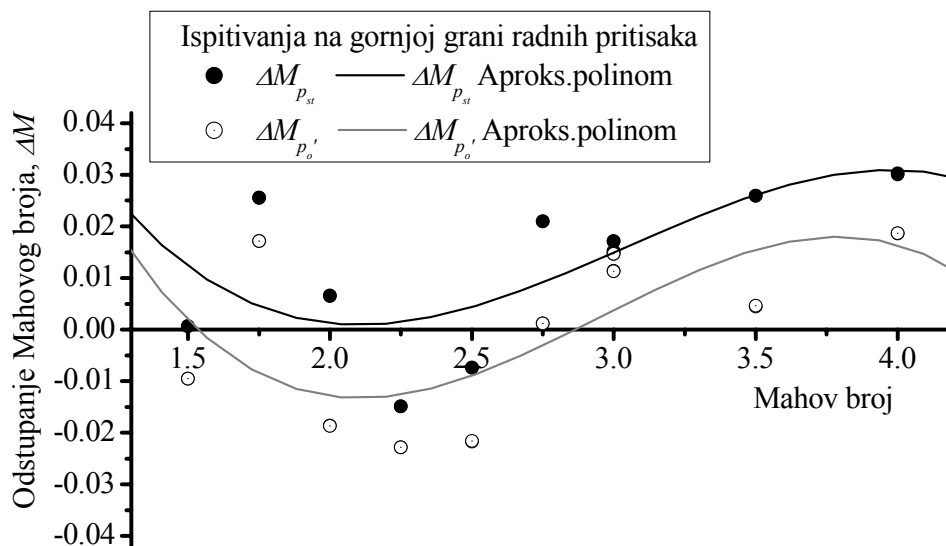
RSN	M_n	p_{on}	$M(p_o, p_{st})$	$M(p_o, p_o')$	$\Delta M_{p_{st}}$	$\Delta M_{p_o'}$	$M_r(p_{or}, p_{str})$	$M_r(p_{or}, p_o' r)$
Merenje zaustavnog pritiska u osi radnog dela								
285	1.5000	2.5	1.4792	1.4947	0.0048	-0.0100	1.4840	1.4847
287	1.5000	2.5	1.4790	1.4942	0.0048	-0.0092	1.4839	1.4849
291	1.6000	2.5	1.5842	1.6019	0.0042	0.0015	1.5884	1.6035
293	1.7500	2.5	1.7311	1.7513	0.0138	0.0027	1.7450	1.7540
297	2.0000	2.5	1.9693	1.9981	0.0125	-0.0117	1.9818	1.9865
319	2.0000	2.5	1.9704	1.9980	0.0127	-0.0112	1.9831	1.9868
301	2.2500	3	2.2572	2.2640	-0.0085	-0.0171	2.2487	2.2469
303	2.5000	3.5	2.4940	2.5081	-0.0010	-0.0229	2.4930	2.4852
309	2.7500	6	2.7490	2.7578	0.0210	0.0012	2.7701	2.7591
311	3.0000	9.5	2.9786	2.9814	0.0151	0.0147	2.9937	2.9961
313	3.0000	9.5	2.9775	2.9840	0.0171	0.0114	2.9946	2.9953
315	3.5000	11.5	3.4618	3.4755	0.0259	0.0045	3.4876	3.4801
317	4.0000	13.5	3.9310	3.9264	0.0303	0.0186	3.9613	3.9451
Merenje statičkog pritiska u osi radnog dela								
351	1.5000	2.5	1.4799	1.4939	0.0049	-0.0100	1.4848	1.4839
349	1.6000	2.5	1.5853	1.6026	0.0042	0.0015	1.5895	1.6041
347	1.7500	2.5	1.7319	1.7511	0.0138	0.0027	1.7457	1.7538
321	2.0000	2.5	1.9705	1.9980	0.0125	-0.0117	1.9830	1.9864
323	2.0000	2.5	1.9697	1.9985	0.0127	-0.0112	1.9824	1.9874
327	2.2500	3	2.2582	2.2643	-0.0083	-0.0168	2.2499	2.2475
331	2.5000	3.5	2.4951	2.5074	-0.0010	-0.0229	2.4941	2.4845
335	2.7500	6	2.7490	2.7572	0.0210	0.0012	2.7700	2.7585
337	3.0000	9.5	2.9856	2.9834	0.0152	0.0147	3.0008	2.9980
343	3.0000	9.5	2.9815	2.9839	0.0172	0.0113	2.9986	2.9952
341	3.5000	11.5	3.4601	3.4779	0.0259	0.0046	3.4860	3.4825
339	4.0000	13.5	3.9251	3.9242	0.0301	0.0187	3.9553	3.9428



Sl. 69. HIGHM_PMSF: Odstupanje Mahovog broja, donja grana radnih pritisaka

T.15. Rezultati obrade merenja u programu HIGHM_PMSF, gornja grana radnih pritisaka

RSN	M_n	p_{on}	$M(p_o, p_{st})$	$M(p_o, p_o')$	$\Delta M_{p_{st}}$	$\Delta M_{p_o'}$	$M_r(p_{or}, p_{str})$	$M_r(p_{or}, p_o' r)$
Merenje zaustavnog pritiska u osi radnog dela								
289	1.5000	5	1.4800	1.4945	0.0006	-0.0095	1.4806	1.4850
295	1.7500	5	1.7284	1.7526	0.0255	0.0172	1.7538	1.7698
299	2.0000	6	1.9605	1.9997	0.0065	-0.0186	1.9670	1.9811
305	2.2500	6	2.2575	2.2713	-0.0149	-0.0228	2.2426	2.2485
307	2.5000	6	2.4925	2.5083	-0.0074	-0.0217	2.4851	2.4866
309	2.7500	6	2.7490	2.7578	0.0210	0.0012	2.7701	2.7591
311	3.0000	9.5	2.9786	2.9814	0.0151	0.0147	2.9937	2.9961
313	3.0000	9.5	2.9775	2.9840	0.0171	0.0114	2.9946	2.9953
315	3.5000	11.5	3.4618	3.4755	0.0259	0.0045	3.4876	3.4801
317	4.0000	13.5	3.9310	3.9264	0.0303	0.0186	3.9613	3.9451
Merenje statičkog pritiska u osi radnog dela								
353	1.5000	5	1.4804	1.4956	0.0007	-0.0095	1.4810	1.4861
345	1.7500	5	1.7300	1.7500	0.0256	0.0172	1.7556	1.7672
325	2.0000	6	1.9639	1.9980	0.0066	-0.0187	1.9705	1.9792
329	2.2500	6	2.2570	2.2694	-0.0149	-0.0228	2.2421	2.2465
333	2.5000	6	2.4919	2.5059	-0.0074	-0.0216	2.4846	2.4843
335	2.7500	6	2.7490	2.7572	0.0210	0.0012	2.7700	2.7585
337	3.0000	9.5	2.9856	2.9834	0.0152	0.0147	3.0008	2.9980
343	3.0000	9.5	2.9815	2.9839	0.0172	0.0113	2.9986	2.9952
341	3.5000	11.5	3.4601	3.4779	0.0259	0.0046	3.4860	3.4825
339	4.0000	13.5	3.9251	3.9242	0.0301	0.0187	3.9553	3.9428



SI. 70. HIGHM_PMSF: Odstupanje Mahovog broja, gornja grana radnih pritisaka

6.2 Ažuriranje aerotunelske baze podataka

Za svaki aerotunel postoji standardna datoteka sa kalibracionim podacima za različite konfiguracije radnih delova. Za konfiguracije 3D radnog dela aerotunela T-38 mogu se uneti sledeći podaci:

- ΔM *korekcija Mahovog broja*
- χ *uglovnost struje u horizontalnoj ravni*
- γ *uglovnost struje u vertikalnoj ravni*
- dM/dx *uzdužni gradijent Mahovog broja*
- $d\chi/dx$ *uzdužni gradijent uglovnosti struje u horizontalnoj ravni*
- $d\gamma/dx$ *uzdužni gradijent uglovnosti struje u vertikalnoj ravni*
- k_{p_o} *faktor korekcije zaustavnog pritiska*

Relevantni podaci za ažuriranje aerotunelske kalibracione datoteke u okviru aktuelnih merenja su dati u tabeli T.16. Vrednosti date u tabelama su dobijene sintezom podataka datih u tabelama T.14 i T.15, pri čemu su podaci za odstupanje Mahovog broja $\Delta M_{p_{st}}$ uzeti iz sekvenci ispitivanja u kojima se merio statički pritisak u osi radnog dela, a podaci za odstupanje Mahovog broja $\Delta M_{p_o'}$ iz sekvenci ispitivanja u kojima se merio zaustavni pritisak u osi radnog dela.

T.16. Relevantni kalibracioni podaci za ažuriranje aerotunelske baze

M_n	p_{on} , bar	$\Delta M_{p_{st}}$	$\Delta M_{p_o'}$	γ , °	χ , °	k_{p_o}
1.5000	2.5	0.0049	-0.0096	0.06	-0.03	0.998
1.5000	5	0.0007	-0.0095	0.01	-0.03	0.998
1.6000	2.5	0.0042	0.0015	-0.18	0.18	0.998
1.7500	2.5	0.0138	0.0027	0.10	-0.02	0.998
1.7500	5	0.0256	0.0172	0.18	0.00	0.998
2.0000	2.5	0.0126	-0.0115	0.07	-0.08	0.998
2.0000	6	0.0066	-0.0186	0.08	-0.08	0.998
2.2500	3	-0.0083	-0.0171	-0.17	-0.07	0.998
2.2500	6	-0.0149	-0.0228	-0.14	-0.04	0.998
2.5000	3.5	-0.0010	-0.0229	-0.05	-0.01	0.998
2.5000	6	-0.0074	-0.0217	-0.08	-0.01	0.998
2.7500	6	0.0210	0.0012	-0.31	-0.20	0.998
3.0000	9.5	0.0162	0.0131	-0.07	-0.09	0.998
3.5000	11.5	0.0259	0.0045	0.08	-0.03	0.998
4.0000	13.5	0.0301	0.0186	0.09	-0.11	0.998

Takođe, kako je u okviru reevaluacije osnovnih kalibracionih procedura aerotunela T-38 izvršeno i merenje uglovnosti struje vazduha u osi radnog dela pri istim uslovima ispitivanja, prema proceduri u [20], u tabeli T.16 su dati i relevantni podaci za ažuriranje aerotunelske baze podataka koji se odnose na uglovnosti struje u vertikalnoj i horizontalnoj ravni, [80]-[82].

Za uslove ispitivanja gde je izvršena ponovljivost merenja računata su srednje vrednosti parametara strujnog polja.

Prema dobijenim podacima u merenjima datim u tabeli T.16 formirane su datoteke sa relevantnim kalibracionim podacima za 3DNN i 3DV2 konfiguracije supersoničnog radnog dela. Datoteke su ažurirane za Mahove brojeve ispitivanja (za postojeće supersonične konture konvergentno-divergentnog mlaznika) i za nekoliko karakterističnih vrednosti zaustavnog pritiska supersonične radne anvelope aerotunela T-38. Za određene vrednosti zaustavnog pritiska za koje nije bilo merenja izvršena je interpolacija podataka.

6.3 Analiza odstupanja parametara strujnog polja sa stanovišta eksploatacije aerotunelskog postrojenja

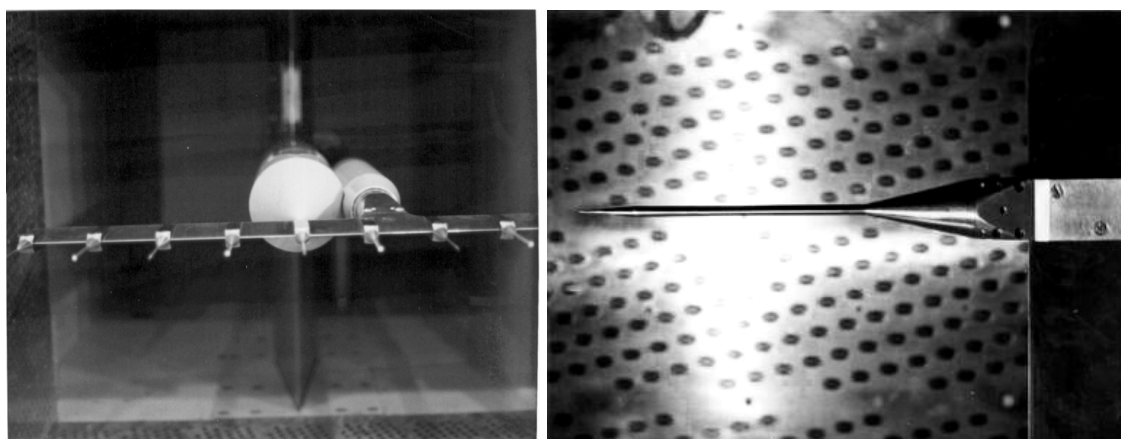
U inicijalnim merenjima traversirajućim češljem, [20] (slika Sl. 71), na početku eksploatacije aerotunela T-38 ranih osamdesetih godina u oblasti nisko-supersoničnih brzina od Mahovog broja 1.4 do 1.6, lokalni Mahov broj M_i je određivan iz merenja lokalnog zaustavnog pritiska i lokalnog statičkog pritiska koristeći izentropske relacije. U oblasti visoko-supersoničnih brzina od Mahovog broja 1.6 do 4 lokalni Mahov broj M_i je određivan iz merenja lokalnog zaustavnog pritiska i zaustavnog pritiska u komori umirenja koristeći iterativni postupak. Mahov broj neporemećene struje M_r u centralnoj oblasti radnog dela je izračunavan kao srednja vrednost svih lokalnih Mahovih brojeva:

$$M_r = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n M_i \quad (78)$$

Osnovni aerotunelski parametri strujnog polja su mereni primarnim mernim sistemom. U opsegu nisko-supersoničnih brzina primarni merni sistem je merio dva pritiska p_o i p_{st} na osnovu kojih je izračunavan Mahov broj M . U oblasti visoko-

supersoničnih brzina primarni merni sistem je merio samo jedan pritisak p_o , a nominalni Mahov broj M_n , za koji je postavljena kontura fleksibilnog mlaznika, je uziman kao referentan Mahov broj.

Dobijena odstupanja referentnog, odnosno nominalnog, Mahovog broja od Mahovog broja neporemećene struje u centralnoj oblasti radnog dela u supersoničnoj oblasti brzina dobijen iz merenja sondama za statički ili zaustavni pritisak na traversirajućem češlju su data na dijagramima na slikama Sl. 72 i Sl. 73 u funkciji Mahovog broja.



Sl. 71. Traversirajući češalj i jedna od konus-cilindrar sondi na češlju

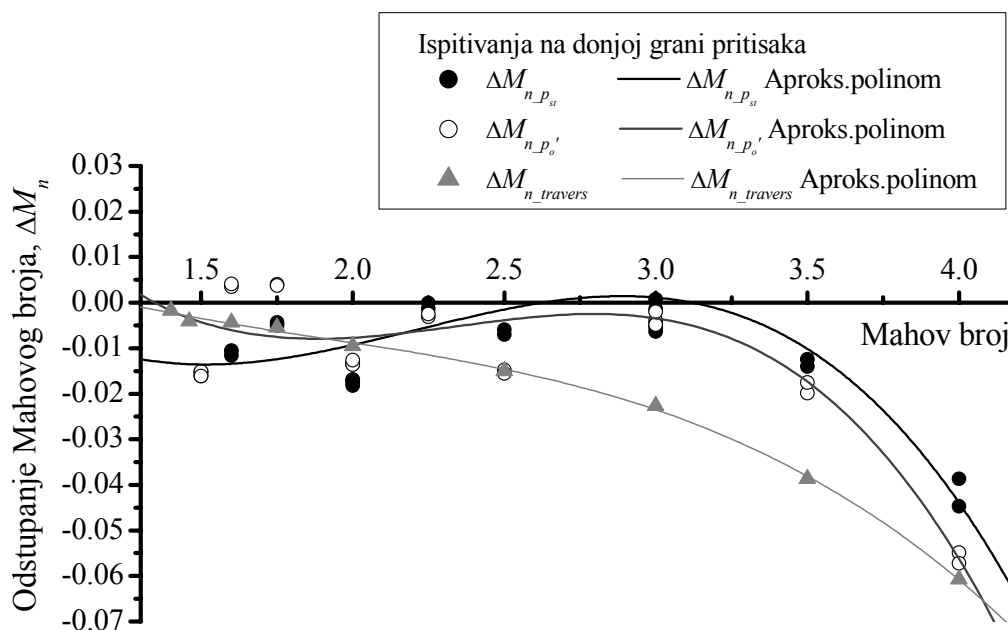
Kako su u programu HIGHM_PMSF iz aktuelnog merenja korišćenjem jediničnih sondi računati Mahovi brojevi u centru obe konfiguracije supersoničnog radnog dela i korekcije vrednosti dobijenih primarnim mernim sistemom, radi poređenja sa inicijalnim vrednostima, određena su i odstupanja nominalnih vrednosti od Mahovog broja u centru radnog dela ΔM_n . Na dijagramima na slikama Sl. 72 i Sl. 73 su data odstupanja nominalnog Mahovog broja za aktuelna merenja jediničnim sondama prema relacijama (79) i (80) i za inicijalna merenja traversirajućim češljem prema (81):

$$\Delta M_{n_{p_{st}}} = M_r(p_{or}, p_{str}) - M_n, \quad (79)$$

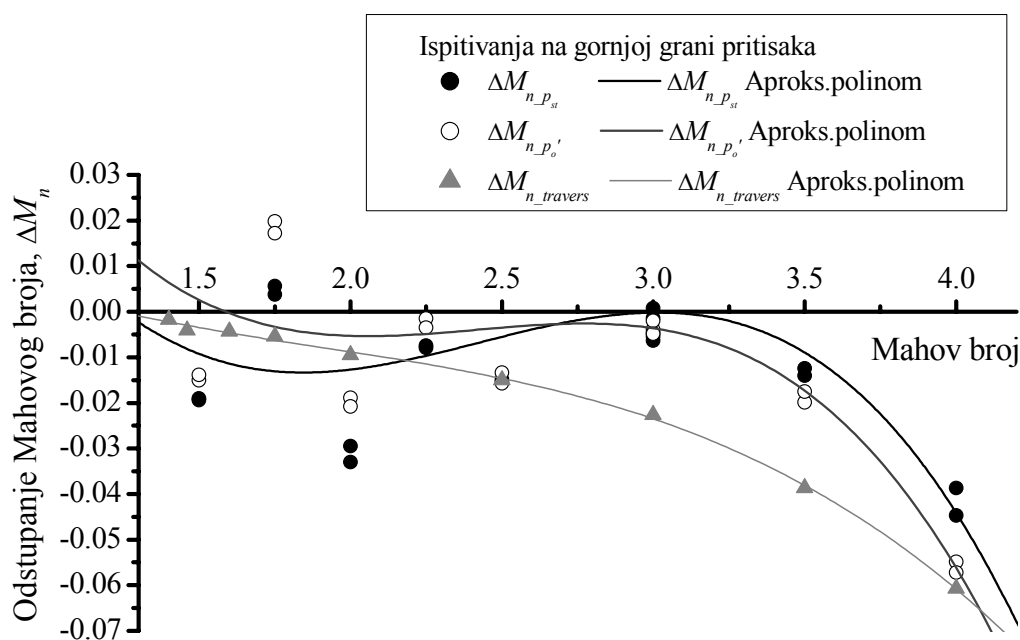
$$\Delta M_{n_{p_o'}} = M_r(p_{or}, p_{o'r}') - M_n, \quad (80)$$

$$\Delta M_{n_{travers}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n M_i - M_n. \quad (81)$$

Rezultati su aproksimirani polinomima da bi se pratio karakter promene sa povećanjem Mahovog broja i izvršila upoređenja sa inicijalnim merenjima. Poređenjem dobijenih rezultata aktuelnog merenja korišćenjem jedinične sonde sa vrednostima dobijenim u inicijalnim merenjima traversirajućim češljem zaključeno je da je karakter zavisnosti odstupanja nominalnog Mahovog broja u supersoničnom režimu ostao isti.

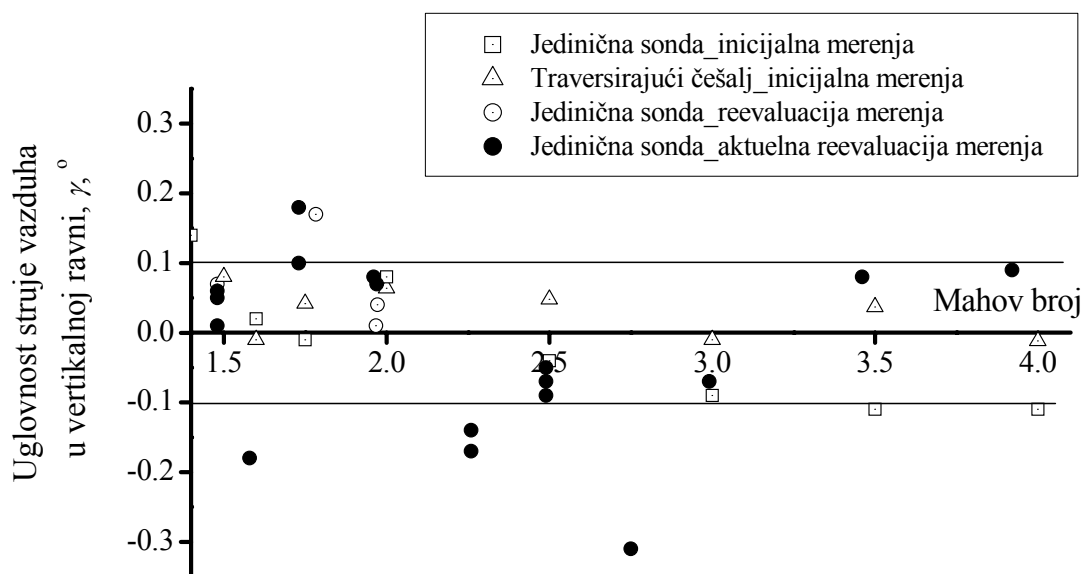


SI. 72. Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela, donja grana pritisaka

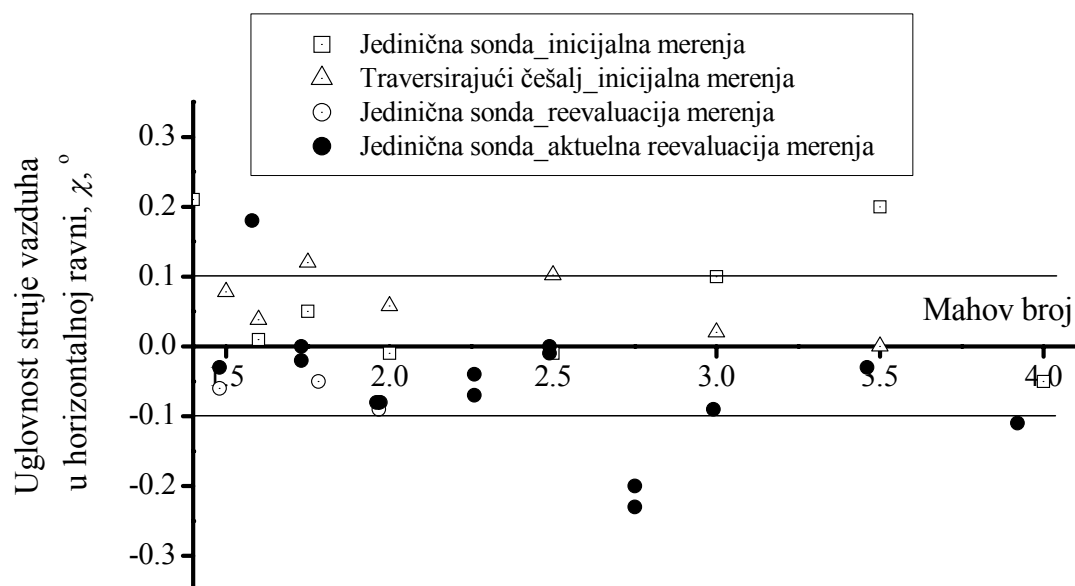


SI. 73. Odstupanje nominalnog od Mahovog broja u centru radnog dela, gornja grana pritisaka

Dobijene vrednosti uglovnosti struje vazduha u okviru aktuelne reevaluacije merenja su zadovoljavajuće. U najvećem broju uslova ispitivanja korekcije koje se odnose na pravac struje u vertikalnoj i horizontalnoj ravni su u okviru $\pm 0.1^\circ$ koja je i deklarirana vrednost za tip aerotunela kakav je T-38. Poređenjem sa inicijalnim merenjima i prethodnim reevaluacijama, konstatovano je da je uglovnost struje u obe ravni u okviru vrednosti $\pm 0.1^\circ$, (dijagrami na slikama Sl. 74 i Sl. 75), osim znatnog odstupanja na Mahovom broju 2.75.



Sl. 74. Reevaluacija merenja uglovnosti struje vazduha u vertikalnoj ravni



Sl. 75. Reevaluacija merenja uglovnosti struje vazduha u horizontalnoj ravni

6.4 Tok kalibracionih podataka u obradi aerotunelskih ispitivanja

U T-38 softverskom paketu za obradu podataka aerotunelskih merenja, tok kalibracionih podataka koji se odnose na parametre strujnog polja je sledeći:

- Odgovarajuće tabele se popunjavaju dobijenim kalibracionim podacima u funkciji Mahovog broja i zaustavnog pritiska,
- Vršiti se obrada podataka iz aerotunelskih ispitivanja koristeći nekorigovane parametre strujnog polja iz primarnog mernog sistema,
- Korekcija parametara strujnog polja za uslove ispitivanja koji nisu obuhvaćeni kalibracijom se dobija interpolacijom podataka u ažuriranim tabelama, pri čemu se eventualna interpolacija u supersoničnom režimu vrši samo po zaustavnom pritisku, ali ne i po Mahovom broju,
- Računaju se korigovane vrednosti parametara strujnog polja, uključujući i dinamički pritisak,
- Bezdimenzioni aerodinamički koeficijenti sila i momenta se množe nekorigovanom vrednošću dinamičkog pritiska, a zatim dele korigovanom,
- Koriguje se položaj modela tako što se određuju Ojlerovi uglovi u odnosu na pravac struje, a ne u odnosu na aerotunel, a zatim aerodinamički uglovi,
- Bezdimenzioni aerodinamički koeficijenti sila i momenta se razlažu na komponente prema korigovanim vrednostima aerodinamičkih uglova u željenom koordinatnom sistemu.

6.5 Rekapitulacija izvršenih osnovnih kalibracionih procedura

U okviru eksperimentalnog dela istraživanja izvršena su merenja parametara strujnog polja, zaustavnog pritiska, statičkog pritiska i uglovnosti struje vazduha za jedan broj uslova ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina u aerotunelu T-38. Izvršeno je određivanje korekcija primarno merenih i primarno izvedenih parametara strujnog polja, pre svega Mahovog broja. Reevaluacija osnovnih kalibracionih procedura aerotunela T-38 je obuhvatala određivanje primarnih parametara strujnog polja u osi radnog dela, jer je njihov uticaj na rezultate aerotunelskih ispitivanja najznačajniji.

Na osnovu dobijenih podataka, izvršeno je ažuriranje aerotunelske baze za korekciju parametara strujnog polja u cilju poboljšanja kvaliteta aerotunelskih ispitivanja. Aerotunelska baza podataka nije ažurirana za korektivne faktore koji se odnose na uzdužni gradijent Mahovog broja i uzdužne gradijente uglovnosti struje vazduha. U aerotunelskoj bazi su dostupni podaci samo iz inicijalnih merenja.

Primenjeno rešenje, da u primarnom mernom sistemu postoji samo jedan davač za zaustavni pritisak, a ne dva kao do sada, se pokazalo kao dobro i usvojeno je da se polazna koncepcija ovog istraživanja prihvati kao standardna, čime će se eliminisati potreba za pneumatskim i električnim preklapanjem davača u toku testa, i smanjiti mogućnost ljudske greške. Ovim se, naravno, ne isključuje mogućnost da eksperimentator, u skladu sa potrebama nekog eksperimenta, izabere davače drugog opsega za primarni merni sistem, kako bi postigao najbolju moguću tačnost merenja.

Takođe, usvojeno je da pito-sonda na zidu radnog dela predstavlja standardnu komponentu konfiguracije supersoničnog radnog dela aerotunela T-38 za Mahove brojeve 2.5 i veće, a može biti na mestu i za sva buduća ispitivanja u supersoničnom radnom delu (Mahovi brojevi 1.5 ili veći). Pito-sondu bi obavezno trebalo ukloniti za merenja u subsoničnoj i transoničnoj oblasti brzina, tako da se ubuduće mora jasno razlikovati subsonični i supersonični radni deo aerotunela i u skladu sa tim planirati redosled izvođenja sekvenci ispitivanja.

Kako su merenja statičkog i zaustavnog pritiska u osi radnog dela aerotunela izvršena za celu anvelopu Mahovih brojeva za koje postoji supersonična geometrija fleksibilnog mlaznika, dostupna su oba skupa korekcija Mahovog broja $\Delta M_{p_{st}}$ i $\Delta M_{p_{o'}}$. Prema ovim podacima izvršeno je ažuriranje aerotunelske baze, tako da za obe konfiguracije supersoničnog radnog dela postoje korektivni podaci za ceo opseg Mahovih brojeva. Ubuduće će eksperimentator biti u mogućnosti da izabere željenu konfiguraciju radnog dela prema zahtevanim uslovima ispitivanja.

U skladu sa preporukom datoj u poglavlju 4.5, koja se odnosi na specifičnost kalibracije radnog dela aerotunela u supersoničnoj oblasti rada, određivanje korekcija Mahovog broja je izvršeno na svakom Mahovom broju na kome se mogu vršiti ispitivanja (za svaku postojeću konturu fleksibilnog mlaznika). Kako se za svaki Mahov broj postavlja posebna kontura mlaznika, a ne može se uspostaviti pravilo koliko

pojedine konture odstupaju od idealnih, ne mogu se raditi interpolacije rezultata kalibracija po Mahovom broju. Određen broj merenja je izvršen na identičnim nominalnim uslovima strujanja u cilju provere ponovljivosti. Konstatovana je zadovoljavajuća ponovljivost rezultata, kako merenih, tako i izvedenih parametara strujnog polja, tako da se sa pouzdanošću mogu prihvatiti rezultati izvršenih kalibracionih procedura.

U cilju provere ponovljivosti izvršen je određeni broj merenja uglovnosti struje vazduha koja su dala izuzetnu ponovljivost reda 0.01° - 0.02° . Uglovnosti struje van deklariranih vrednosti su dobijene na Mahovom broju 2.75. Merenja su ponovljena i dobijene su vrednosti istog reda veličine, što je otvorilo pitanje konture fleksibilnog mlaznika za taj Mahov broj, koja je kasnijeg datuma, [83].

Na osnovu merenja parametara strujnog polja u radnom delu aerotunela T-38 izvršeno je ažuriranje aerotunelske baze podataka. Verifikacija kalibracionih merenja je izvršena u aerotunelskim ispitivanjima standardnog modela HB.

7 VERIFIKACIJA REZULTATA ISTRAŽIVANJA U ISPITIVANJIMA STANDARDNOG MODELA

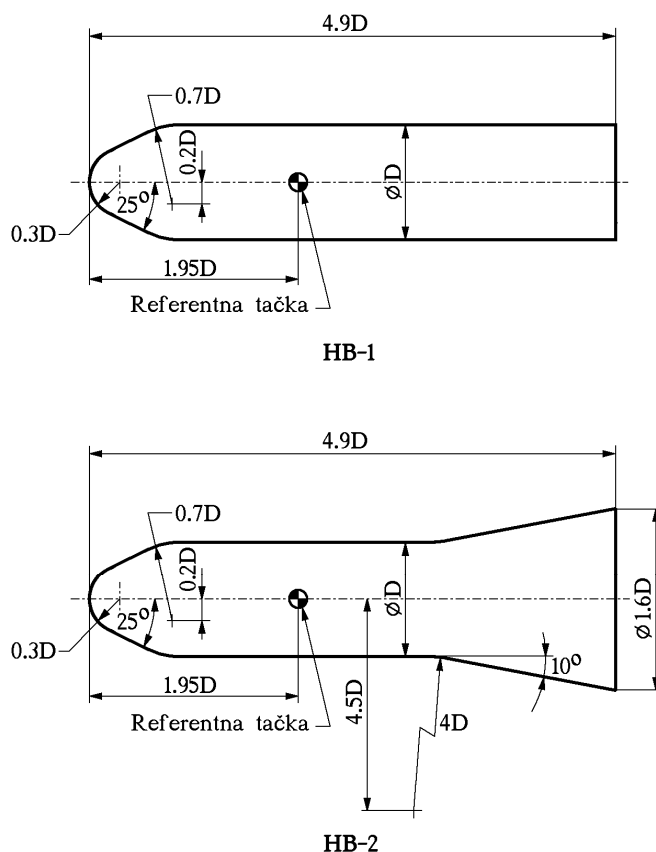
Ispitivanje standardnog aerotunelskog modela HB je izvršeno u dve faze. Prva faza ispitivanja je predstavljala polaznu osnovu u okviru istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti merenja parametara strujnog polja i karakteristika radnog dela aerotunela T-38 u oblasti supersoničnih brzina strujanja.

Rezultati prve faze ispitivanja su deklarirani kao polazni jer je ispitivanje izvedeno pre nego što su obavljene sve aktivnosti, predviđene planom realizacije istraživanja poboljšanja tačnosti merenja parametara strujnog polja u aerotunelu T-38 u supersoničnoj oblasti brzina. Takođe, ispitivanje je izvedeno sa prethodnom konfiguracijom primarnog mernog sistema aerotunela i načina izračunavanja Mahovog broja, a rezultati su korigovani samo prema dostupnim, nepotpunim, podacima o kalibraciji radnog dela iz vremena inicijalnih ispitivanja aerotunela T-38, dopunjenih kasnijim delimičnim kalibracijama. Prva faza ispitivanja standardnog modela HB-2 prečnika 75 mm su bila ograničena na Mahove brojeve ne veće od 2.5, [84][85].

Plan realizacije istraživanja mogućnosti poboljšanja tačnosti aerotunelskih merenja je uključivao ispitivanje modela HB prečnika 75 mm i 100 mm u opsegu Mahovih brojeva 1.5 do 4 korišćenjem aerovage povećane krutosti, [86]. Po završenoj integraciji novog primarnog mernog sistema i rekalkibracijama supersoničnog radnog dela izvršena je druga faza ispitivanja, koja je obuhvatala samo model HB-2 prečnika 75 mm, usled skraćenog vremena raspoloživosti aerotunelske instalacije. Poređenjem rezultata iz obe faze ispitivanja modela HB-2 prečnika 75 mm izvršena je ocena efekata realizovanih aktivnosti koje su izvedene u cilju poboljšanja tačnosti aerotunelskih merenja, prvenstveno parametara strujnog polja.

7.1 Standardni aerotunelski model HB

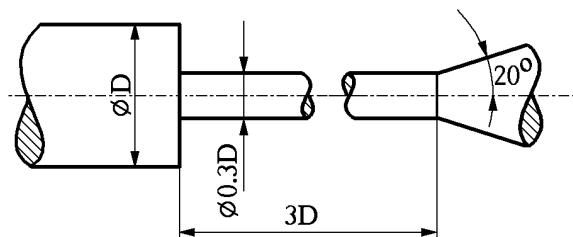
Standardni model HB je konusno-cilindrično telo male vitkosti, sa zatupastim, hemisferičnim vrhom i zaobljenjem na prelazu između konusnog i cilindričnog dela tela, slika Sl. 76, prema [50]. Dostupne su dve konfiguracije modela, HB-1 i HB-2.



SI. 76. Geometrija standardnog modela HB, [46]

Konfiguracija modela HB-1 je osnovno konus-cilindrično telo, dok u konfiguraciji HB-2 na zadnjem delu modela postoji konusno proširenje sa prelaznim zaobljenjem između konusnog i cilindričnog dela tela. Dimenzije modela se definišu u odnosu na prečnik D , tako da je dužina tela modela $4.9D$, poluprečnik zaobljenja na vrhu modela je $0.3D$, a poluprečnik prelaznog zaobljenja između konusnog i cilindričnog dela tela je $0.7D$. Poluugao konusa na prednjem delu modela je 25° , a poluugao konusa na zadnjem delu konfiguracije HB-2 je 10° . Prečnik baze konusnog proširenja na zadnjem delu varijante HB-2 je $1.6D$. Referentna tačka za svodjenje koeficijenata momenta je na uzdužnoj osi modela, na udaljenosti od $1.95D$ od vrha modela, a prema [46] centar potiska modela je na oko 50% do 60% dužine tela modela, odnosno na oko $2.4D$ do $2.9D$ od vrha. Treba napomenuti da je u referenci [49] laboratorije ONERA, koja je korišćena za korelaciju dobijenih rezultata, tačka za izračunavanje momenata na 50% dužine modela ($2.45D$).

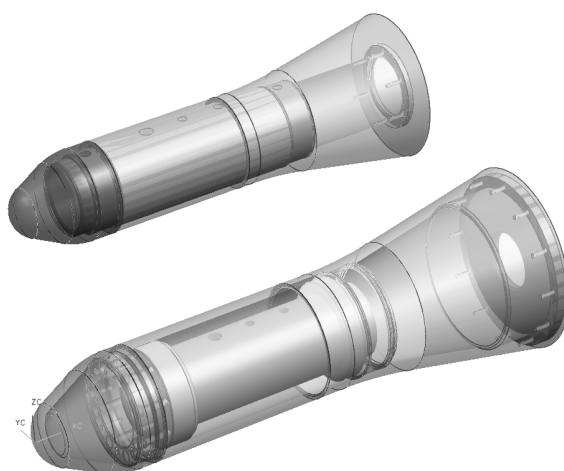
Za standardni model HB definisan je i odgovarajući standardni repni držač koji je dimenzionisan tako da izaziva zanemarljivo malu interferenciju sa strujanjem oko modela, [46][87]. Maksimalni prečnik držača je $0.3D$, a dužina držača iza baze modela je najmanje $3D$. Poluugao konusne osnove repnog držača je najviše 20° , slika Sl. 77.



Sl. 77. Definicija standardnog repnog držača za ispitivanje modela HB, [46]

Međutim, pokazalo se da je primena standardnog držača modela gotovo nemoguća, zbog njegove velike vitkosti i elastičnosti, kao i nedovoljne čvrstoće pri ispitivanjima u aerotunelima u kojima se javljaju velika prelazna opterećenja [60], tako da se često koriste držači znatno većeg prečnika i manje dužine, [52]-[55].

Prema proceni aerodinamičkih opterećenja [60], tehničkoj specifikaciji za projektovanje [88] i projektu [89] model HB je projektovan i izrađen tako da se omogući aerotunelsko ispitivanje obe konfiguracije modela (HB-1 i HB-2) u dve veličine, sa prečnicima prednjeg dela tela 75 mm i 100 mm, uz korišćenje jednog broja delova zajedničkih za obe konfiguracije, [90][91]. CAD reprezentacije projektovanih modela u konfiguraciji HB-2 su date na slici Sl. 78.

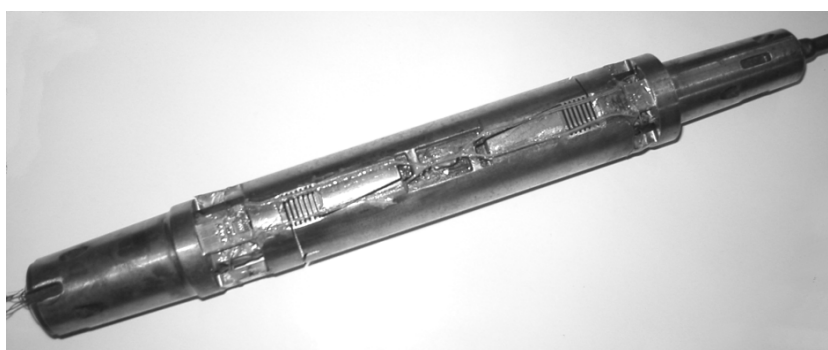


Sl. 78. CAD reprezentacije projektovanih modela u konfiguraciji HB-2

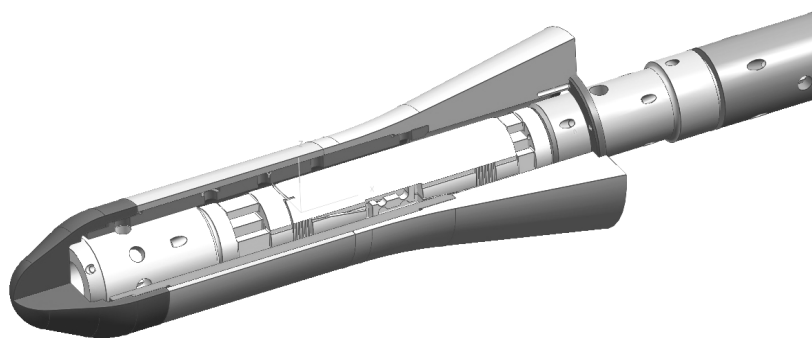
7.2 Aerotunelska ispitivanja standardnog modela HB

7.2.1 Prva faza ispitivanja modela HB

Prva faza ispitivanja modela HB prečnika 75 mm je izvršena korišćenjem šestokomponentne monoblok aerovage konvencionalnog tipa prečnika 40 mm, proizvedene u VTI-u, koja je deo standardne opreme aerotunela T-38, slika Sl. 79. Na slici Sl. 80 je prikazana CAD reprezentacija konfiguracije modela HB-2 prečnika 75 mm u delimičnom preseku, tako da se može videti položaj aerovage u modelu i način njenog vezivanja.



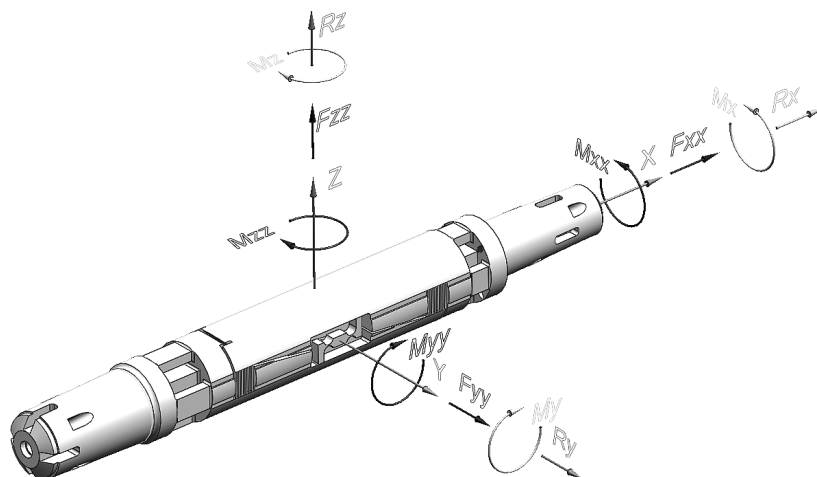
Sl. 79. Korišćena šestokomponentna monoblok aerovaga konvencionalnog tipa



Sl. 80. CAD reprezentacija modela HB-2 prečnika 75 mm u delimičnom preseku

Aerovaga je projektovana i izrađena prvenstveno za ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina, uz korišćenje materijala velike zatezne čvrstoće i folijskih mernih traka velike otpornosti, pa je opseg opterećenja, koji aerovaga može da izdrži tokom prelaznih pojava, znatno veći od mernog opsega. Aerovaga je ožičena tako da šest mernih komponenti aerovage meri tri sile i tri momenta koji su komponente ukupnog

opterećenja. Pozitivni smerovi opterećenja mernih komponenti aerovage i komponenti ukupnog opterećenja su dati na slici Sl. 81.



Sl. 81. Pozitivni smerovi opterećenja mernih komponenti i komponenti ukupnog opterećenja korišćene konvencionalne aerovage

Projektni opseg opterećenja korišćene konvencionalne aerovage za stacionarni i režim prelaznih opterećenja je po mernim komponentama dat u tabeli T.17.

T.17. Projektni opseg korišćene konvencionalne aerovage po mernim komponentama

Merna komponenta konvencionalne aerovage	Stacionarni režim	Režim prelaznih opterećenja
Aksijalna sila F_{xx}	700 N	700 N
Bočna sila F_{yy}	3000 N	6000 N
Normalna sila F_{zz}	3000 N	6000 N
Moment valjanja M_{xx}	50 Nm	50 Nm
Moment propinjanja M_{yy}	200 Nm	600 Nm
Moment skretanja M_{zz}	200 Nm	600 Nm

Kalibracija aerovage je izvršena u periodu propisanom od strane proizvođača i u skladu sa procedurama metrološke laboratorije VTI-a, [92]. Ostvarena tačnost aerovage po mernim komponentama, definisana na bazi dve standardne devijacije, pri poslednjoj kalibraciji za radni opseg od 100% projektnog opterećenja, je bila u skladu sa projektnim kriterijumom od 0.2% punog opsega.

U analizi datoj u poglavlju 4.2 predloženi su uslovi ispitivanja modela HB. Prva faza ispitivanja se izvodila na konvencionalnoj aerovagi relativno malog radnog opsega opterećenja, pa su uslovi ispitivanja izmenjeni za Mahove brojeve manje od 3, tako što je smanjen dinamički pritisak. U skladu sa ovim izmenama u tabeli T.18 su date očekivane vrednosti stacionarnih i prelaznih aerodinamičkih opterećenja za model HB-2 nominalnog prečnika 75 mm, prema podacima u tabeli T.2. Sva opterećenja su svedena na referentnu tačku modela. Zaključeno je da je ispitivanje modela HB-2 prečnika 75 mm ograničeno na relativno niske Mahove brojeve, zbog velikih vrednosti aksijalne sile tokom prelaznih pojava. S druge strane, konfiguracija HB-1 ima znatno manju čeonu površinu (39% čeone površine konfiguracije HB-2) i nešto manju projekciju u planu (90% površine konfiguracije HB-2), tako da su se kod ove konfiguracije očekivala manja prelazna opterećenja i mogućnost ispitivanja u celom opsegu Mahovih brojeva od 1.5 do 4, tabela T.19.

T.18. Procena aerodinamičkog opterećenja, model HB-2 prečnika 75 mm

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
p_o , bar	3	3.5	5.5	9.5	11.8	13.6
q , bar	1.04	1.25	1.40	1.64	1.33	1
C_{Af}	0.80	0.74	0.71	0.68	0.64	0.59
C_{Ab}	0.35	0.32	0.28	0.23	0.17	0.10
C_A	1.15	1.06	0.99	0.91	0.80	0.69
C_N , $\alpha = 14^\circ$	1.25	1.50	1.46	1.43	1.37	1.30
C_m , $\alpha = 14^\circ$	-0.45	-0.80	0.91	-1.02	-1.04	-1.05
R_A , $\alpha = 0^\circ$, N	635	584	613	660	470	304
R_N , $\alpha = 14^\circ$, N	806	827	912	1036	802	574
M_y , $\alpha = 14^\circ$, Nm	22	33	43	55	46	35
M_{yy} , $\alpha = 14^\circ$, Nm	95	108	126	149	119	87
F_{Tx} , N	-	900	1350	1900	1900	1900
F_{Tz} , N	-	619	900	1460	1460	1460
M_{Ty} , Nm	-	60	172	280	280	280

Uočeno je da je projektni opseg prelaznih opterećenja konvencionalne aerovage, u pogledu aksijalne sile, manji od očekivanih vrednosti prelaznih opterećenja za model HB prečnika 75 mm, a znatno veći od očekivanih vrednosti normalne ili bočne sile i momenata valjanja, propinjanja i skretanja, tabele T.17, T.18 i T.19. Zbog toga je, da bi se ustanovila podobnost ove aerovage za ispitivanje modela HB, metodom konačnih elemenata, koristeći softverske pakete NX NASTRAN V6.1 i *Unigraphics NX 4*, izvršena analiza ukupnih naprezanja u telu aerovage pri konfiguraciji opterećenja specifičnoj za ispitivanje modela HB, [93]. Ustanovljeno je da je moguće bezbedno izvesti željena ispitivanja, s tim da se ispitivanje modela HB-2 prečnika 75 mm ograniči na Mahove brojeve ne veće od 2.5.

T.19. Procena aerodinamičkog opterećenja u prelaznom režimu, model HB-1 prečnika 75 mm

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
p_o , bar	3	3.5	5.5	9.5	11.8	13.6
q , bar	1.04	1.25	1.4	1.64	1.33	1
F_{Tx} , N	-	350	527	741	741	741
F_{Tz} , N	-	560	810	1310	1310	1310
M_{Ty} , Nm	-	54	150	250	250	250

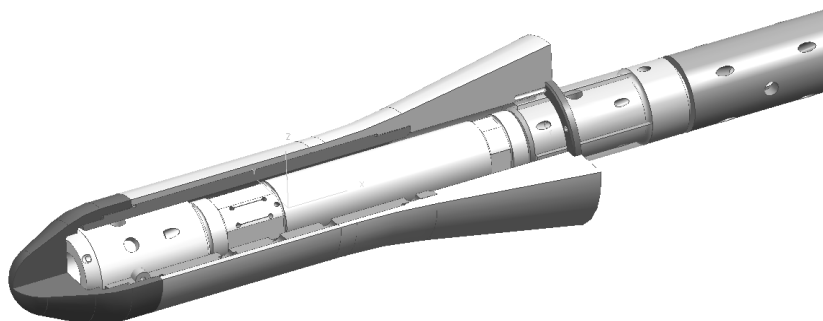
Bilo je predviđeno da se bazni pritisak na modelu meri standardnom postavkom koja uključuje piezootporni diferencijalni davač tipa *Druck* PDCR42, [84]. Tokom pripreme testa instalacija za merenje baznog pritiska je oštećena tako da tokom prve faze ispitivanja modela HB prečnika 75 mm nije bilo merenja baznog pritiska.

Program prve faze ispitivanja standardnog modela HB prečnika 75 mm je izveden u potpunosti, s tim što je ispitivanje konfiguracije HB-2, kao što se i očekivalo, bilo ograničeno na Mahove brojeve ne veće od 2.5. Prvi rezultati su dati u poglavlju 3.3.

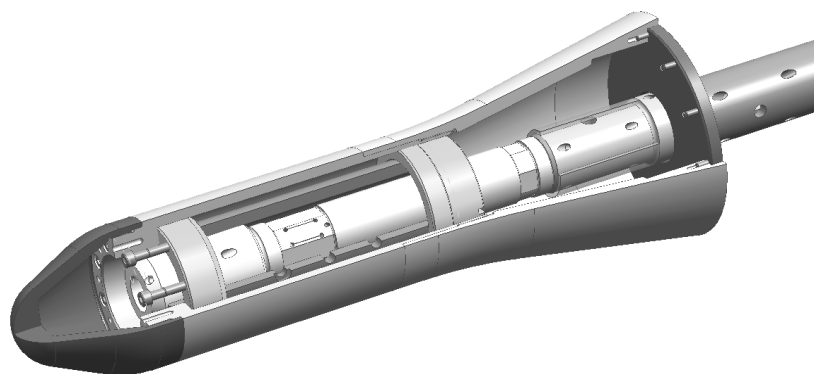
7.2.2 Druga faza ispitivanja modela HB

U nastavku realizacije istraživanja izvršena je druga faza ispitivanja modela HB prečnika 75 mm u opsegu Mahovih brojeva 1.5 do 4, prema planu [45], korišćenjem eksperimentalne šestokomponente poluprovodničke aerovage prečnika 40 mm, kao jedine trenutno raspoložive aerovage sa pogodnim opsegom opterećenja, naročito u

pravcu aksijalne komponente, [94]. CAD reprezentacije modela HB-2 prečnika 75 mm i 100 mm sa položajem poluprovodničke aerovage i načinima vezivanja modela i aerovage, kao i aerovage i držača modela su dati na slikama Sl. 82 i Sl. 83.

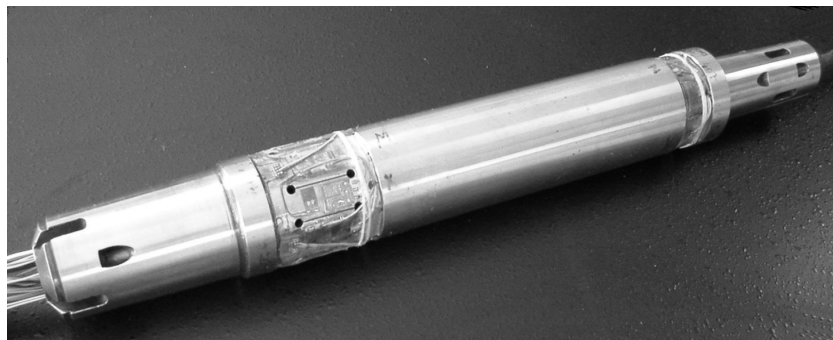


Sl. 82. Položaj poluprovodničke aerovage u modelu HB-2 prečnika 75 mm



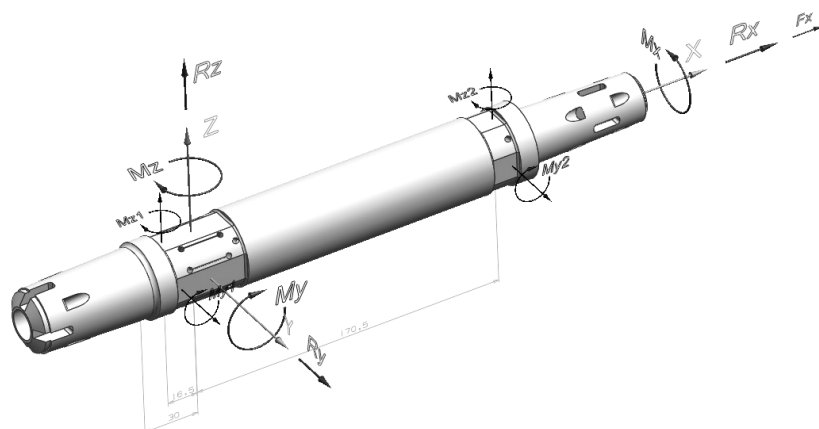
Sl. 83. Položaj poluprovodničke aerovage u modelu HB-2 prečnika 100 mm

Korišćena aerovaga je prototip novog tipa monoblok aerovage velike krutosti za merenje sila i momenata na aerotunelskim modelima sa poluprovodničkim mernim trakama, [94][95]. Konstrukcija poluprovodničke aerovage je jednostavnija od uobičajenih konstrukcija sličnih aerovaga. Aerovaga je izrađena iz jednog komada čelika u vidu debelozidne cevi, slika Sl. 84.



Sl. 84. Korišćena šestokomponentna monoblok poluprovodnička aerovaga

Merne trake su postavljene na dva preseka u blizini krajeva cevi, a aerovaga je ožičena kao momentna aerovaga tako da meri aksijalnu silu, moment valjanja, dva momenta u ravni propinjanja i dva momenta u ravni skretanja. Aerovaga ima i sedmu komponentu koja meri temperaturu tela u blizini poluprovodničkih mernih traka i moguće je izvođenje softverske temperaturne kompenzacije poluprovodničkih mernih traka, [96][97]. Pozitivni smerovi opterećenja mernih komponenti aerovage i komponenti ukupnog opterećenja su prikazani na slici Sl. 85.



Sl. 85. Pozitivni smerovi opterećenja mernih komponenti i komponenti ukupnog opterećenja korišćene poluprovodničke aerovage

Za merenje aksijalne komponente sile su upotrebljene poluprovodničke merne trake, koje daju mnogo veći signal od obično korišćenih folijskih traka, čime je omogućeno da se ova komponenta sile meri na jednostavnom kompresionom mernom elementu i izbegnuto komplikovano rasecanje, a samim tim i slabljenje, tela aerovage koje je neophodno kod uobičajenih konstrukcija. Za merenje ostalih komponenti opterećenja iskorišćene su folijske merne trake.

Projektni opseg poluprovodničke aerovage za stacionaran i režim prelaznih opterećenja je, po mernim komponentama i komponentama ukupnog opterećenja, dat u tabelama T.20 i T.21. Postoji ograničenje da vektorski zbir normalne i bočne sile ne bi trebalo da po intenzitetu pređe 4000 N, a vektorski zbir prednjih momenata propinjanja i skretanja ne bi trebalo da pređe 270 Nm u stacionarnom režimu. U režimu prelaznih opterećenja važi ograničenje da vektorski zbrovi momenata propinjanja i skretanja ne treba da pređu 1100 Nm, što je kritično opterećenje za koren konusa za vezu aerovage i držača modela.

Poluprovodnička aerovaga je eksperimentalna konstrukcija koja je prethodno bila upotrebljena samo u okviru jednog aerotunelskog ispitivanja sa kalibracionom matricom bez uticaja temperature i malo je poznato kako se merni most sa poluprovodničkim mernim trakama, koje su osjetljive na promene temperature, ponaša u ispitivanjima na supersoničnim Mahovim brojevima, kod kojih dolazi do znatnog hlađenja modela tokom aerotunelskog ispitivanja. U softveru za obradu aerotunelskih ispitivanja trenutno nisu podržane aerovage sa više od šest komponenti, pa temperatura nije uključena u kalibracionu matricu. Međutim, omogućeno je da se temperatura, kao sedma komponenta aerovage, ipak meri da bi se bolje pratilo ponašanje aerovage u realnim uslovima ispitivanja.

T.20. Projektni opseg korišćene poluprovodničke aerovage po mernim komponentama

Merna komponenta poluprovodničke aerovage	Stacionarni režim	Režim prelaznih opterećenja
Aksijalna sila F_{xx}	3000 N	> 4500 N
Moment valjanja M_{xx}	50 Nm	150 Nm
Moment propinjanja na prednjem mernom preseku M_{y1}	270 Nm	1100 Nm
Moment skretanja na prednjem mernom preseku M_{z1}	270 Nm	1100 Nm
Moment propinjanja na zadnjem mernom preseku M_{y2}	880 Nm	1100 Nm
Moment skretanja na zadnjem mernom preseku M_{z2}	880 Nm	1100 Nm
Temperatura T_{xx}	30°C	30°C

T.21. Projektni opseg korišćene poluprovodničke aerovage po komponentama ukupnog opterećenja

Komponenta ukupnog opterećenja poluprovodničke aerovage	Stacionarni režim
Aksijalna sila R_x	3000 N
Bočna sila R_y	4000 N
Normalna sila R_z	4000 N
Moment valjanja M_x	50 Nm
Moment propinjanja M_y	200 Nm
Moment skretanja M_z	200 Nm

Nominalna projektna tačnost po komponentama poluprovodničke aerovage je 0.35% za aksijalnu silu i 0.2% za ostale komponente. Ostvarena tačnost aerovage tokom kalibracije po mernim komponentama i komponentama ukupnog opterećenja je zadovoljila projektne kriterijume, [96].

Model HB prečnika 75 mm je bio postavljen na držač relativnog prečnika $0.64D$ i dužine pravog dela iza modela $7.9D$ u ispitivanjima korišćenjem obe aerovage.

Tokom druge faze ispitivanja modela HB prečnika 75 mm izvršen je jedan broj testova pri nominalnim uslovima jednakim onima u prvoj fazi ispitivanja u cilju verifikacije poluprovodničke aerovage. Bilo je potrebno potvrditi da li će ova aerovaga, sa relativno manjom tačnošću aksijalne komponente, dati rezultate uporedive sa rezultatima iz prve faze ispitivanja iste konfiguracije modela, kada je korišćena aerovaga konvencionalnog tipa, standardne konstrukcije i poznatog, vrlo dobrog, kvaliteta. Radi kompletnosti podataka o očekivanim opterećenjima, u tabeli T.22 su date vrednosti parametara supersoničnog strujnog polja u radnom delu pri izmenjenim uslovima ispitivanja, kao i vrednosti tih parametara pri uspostavljanju struje, što je od značaja jer je statički pritisak pri uspostavljanju struje povećan u odnosu na stanje pri merenju.

T.22. Vrednost parametara strujnog polja u radnom delu pri uslovima ispitivanja modela HB

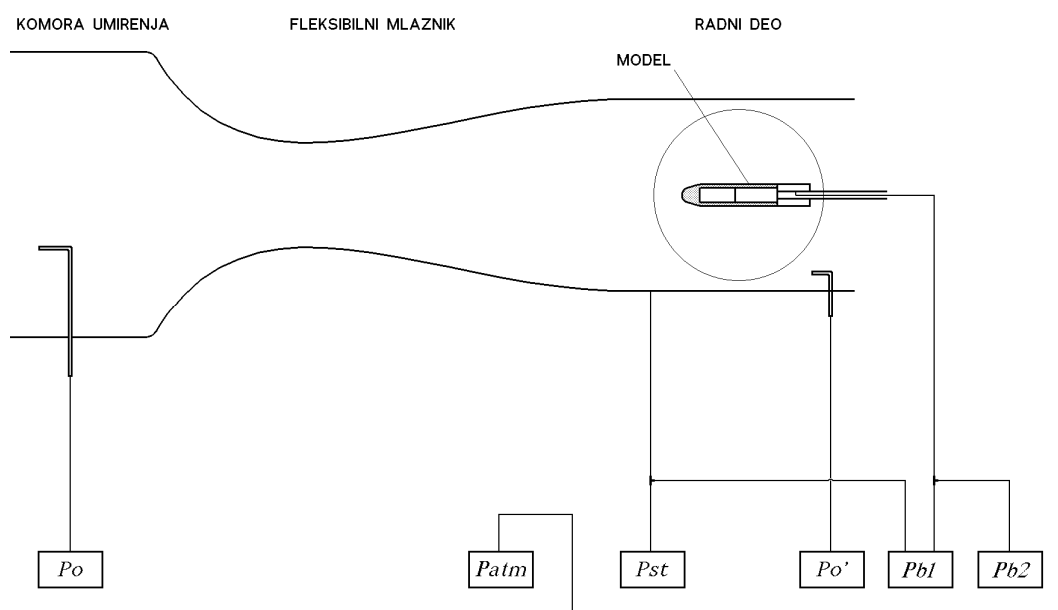
M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
p_o , bar	3	3.5	5.5	9.5	11.8	13.6
q , bar	1.04	1.25	1.4	1.64	1.33	1
p_o' , bar	2.8	2.52	2.74	3.12	2.51	1.89
p_{st} , bar	0.82	0.45	0.32	0.26	0.15	0.09
$p_{o' start}$, bar	2.14	1.44	1.5	1.74	2.09	2
$p_{st start}$, bar	1.55	1.17	1.28	1.14	1.81	1.74

Druga faza ispitivanja modela HB je izvedena samo sa modelom nominalnog prečnika 75 mm u konfiguraciji HB-2 usled skraćenog vremena raspoloživosti aerotunelske instalacije. Tokom ovih ispitivanja korišćena je postavka novoformiranog primarnog mernog sistema (poglavlje 5.4) pri kojoj se paralelno merio veći broj parametara strujnog polja da bi se mogle pratiti razlike između rezultata alternativnih

obrađa koje uključuju različite konfiguracije supersoničnog radnog dela 3DNN i 3DV2 kojima odgovaraju različiti načini merenja osnovnih parametara strujnog polja. Ispitivanje modela HB-2 prečnika 75 mm je konfigurisano tako su sirovi podaci obrađivani sa dva različita koda konfiguracije radnog dela, 3DNN i 3DV2, u cilju verifikacije buduće standardne postavke primarnog mernog sistema.

Pre početka ispitivanja bilo je potrebno kalibrisati sve davače pritiska koji su uključeni u ispitivanje. Rezultati kalibracije davača primarnog mernog sistema su upoređeni sa rezultatima ranijih kalibracija, kako bi se stekla slika o njihovoj stabilosti i zaključeno je da su na nivou parametara datih u tabeli T.8.

Merenje baznog pritiska je bilo vrlo bitno u ispitivanju kako bi se dobila prava slika o ukupnoj aksijalnoj sili modela HB. S obzirom na promene primarnog mernog sistema i istraživačku prirodu ispitivanja, bazni pritisak se merio konfiguracijom davača koja se razlikovala od standardne. Šema povezivanja davača baznog pritiska u ispitivanju je data na slici Sl. 86.



Sl. 86. Šema povezivanja davača baznog pritiska

Upotrebljena su dva paralelno vezana davača baznog pritiska i to:

- Diferencijalni davač pritiska tipa *Druck* PDCR42, opsega 0.35 bar. Merno mesto baznog pritiska p_{b1} je šupljina zadnjeg dela modela. Referentna

strana davača je bila vezana na pneumatski vod za statički pritisak primarnog mernog sistema. Ova konfiguracija davača je bila deo prethodne standardne postavke eksperimenta u aerotunelu T-38.

- Apsolutni davač pritiska tipa IHTM SP-1.75A, opsega 1.75 bar. Merno mesto baznog pritiska p_{b2} je šupljina zadnjeg dela modela. Davač je pomoću T-račve pneumatski paralelno vezan sa aktivnom stranom diferencijalnog davača baznog pritiska p_{b1} .

Tokom ispitivanja vršeno je snimanje modela uz vizualizaciju strujanja šliren sistemom. Koristila se minijaturna *web* kamera proizvođača *Philips* u prijemnom kabinetu šliren sistema. Snimanje se obavljalo automatski, koristeći postojeći sistem za upravljanje.

7.3 Analiza i verifikacija rezultata istraživanja

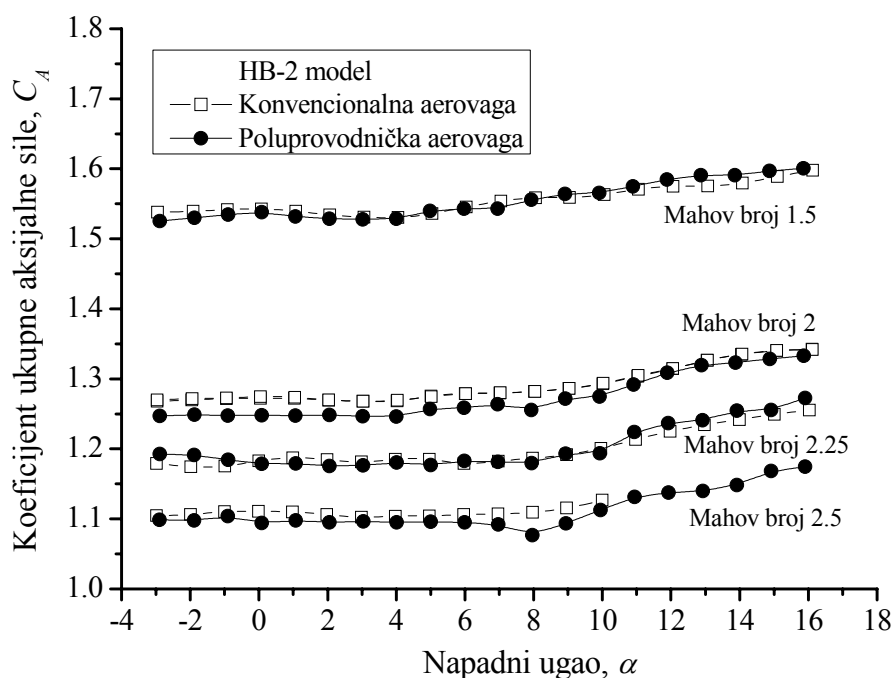
Analiza i verifikacija rezultata istraživanja je izvršena kroz nekoliko faza:

- Verifikacija poluprovodničke aerovage za merenje aerodinamičkih sila i momenata na standardnom modelu,
- Provera regularnosti vlažnosti vazduha u supersoničnom strujnom polju,
- Analiza relevantnih parametara strujnog polja,
- Analiza uticaja metode merenja parametara strujnog polja na određivanje aerodinamičkih karakteristika standardnog modela,
- Analiza rezultata merenja baznog pritiska,
- Poređenje izmerenih aerodinamičkih karakteristika standardnog modela sa dostupnim referentnim podacima iz relevantnih aerotunelskih laboratorija.

7.3.1 Verifikacija poluprovodničke aerovage

Prvi neophodan korak u analizi rezultata istraživanja je verifikacija korišćene poluprovodničke aerovage. Obrada signala sa poluprovodničke aerovage je vršena kao i kod prethodno primenjene konvencionalne šestokomponentne aerovage, a senzor za merenje temperature je praćen kao poseban merni uređaj.

Verifikacija aerovage je izvršena u ispitivanjima modela HB-2 prečnika 75 mm pri istim nominalnim uslovima strujanja, kao i tokom prve faze ispitivanja, a radi simuliranja skoro identičnih aerotunelskih uslova obrada svih rezultata merenja je izvršena bez uključenih podataka o kalibraciji radnog dela. Takođe, obrada parametara supersoničnog strujnog polja je vršena na isti način kao i tokom prethodnih ispitivanja, odnosno izračunavanjem relevantnih parametara strujnog polja na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i statičkog pritiska na zidu radnog dela. Kako su aerodinamičke karakteristike HB-2 modela prečnika 75 mm korišćenjem konvencionalne aerovage izmerene na Mahovim brojevima od 1.5 do 2.5 upoređenje je izvršeno u toj oblasti. Uporedni rezultati koeficijenta ukupne aksijalne sile modela HB-2 iz merenja korišćenjem konvencionalne i poluprovodničke aerovage su prikazani na dijagramu na slici Sl. 87.

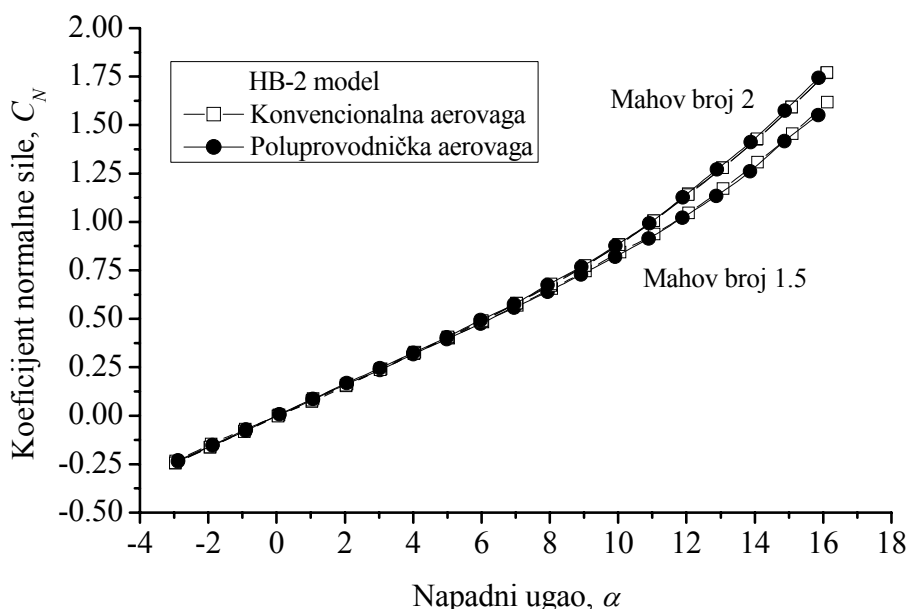


Sl. 87. Verifikacija poluprovodničke aerovage: Komponenta aksijalne sile

Poluprovodnički merni element aerovage je veoma osetljiv na promene temperature i ono što se nije moglo izbeći tokom finalnih ispitivanja jesu velike promene meteoroloških uslova praćene naglim zahlađenjem, pa su izvesna odstupanja u upoređenim koeficijentima ukupne aksijalne sile modela HB-2 opravdana. Prema dijagramu na slici Sl. 87 evidentna su najveća odstupanja na Mahovom broju 2. Analiza veličine tih odstupanja je pokazala da je razlika u izmerenoj aksijalnoj komponenti

aerodinamičke sile korišćenjem konvencionalne i poluprovodničke aerovage reda 7 N na napadnom uglu 0° , odnosno oko 0.25% opsega merne komponente poluprovodničke aerovage za aksijalnu silu, što je u skladu sa projektnim kriterijumom. Na drugim Mahovim brojevima odstupanja su mnogo manja.

Kako su na ostalim mernim elementima poluprovodničke aerovage primenjene folijske merne trake, manje osetljive na promene temperature, upoređenja sa prethodno primenjenom konvencionalnom aerovagom su pokazala izuzetna slaganja. Radi ilustracije na dijagramu na slici Sl. 88 su prikazani koeficijenti normalne sile modela HB-2 na Mahovim brojevima 1.5 i 2 iz ispitivanja korišćenjem obe aerovage.



Sl. 88. Verifikacija poluprovodničke aerovage: Komponenta normalne sile

Analizirajući sve aspekte korišćene poluprovodničke aerovage u supersoničnim uslovima strujanja sa izraženim prelaznim opterećenjima u aerotunelu T-38 zaključeno je da se, kao izabrano merno sredstvo, pokazala veoma dobro i da se sa zadovoljavajućim nivoom merne sigurnosti, uzimajući u obzir karakteristike poluprovodničkih mernih elemenata, može pristupiti daljim analizama.

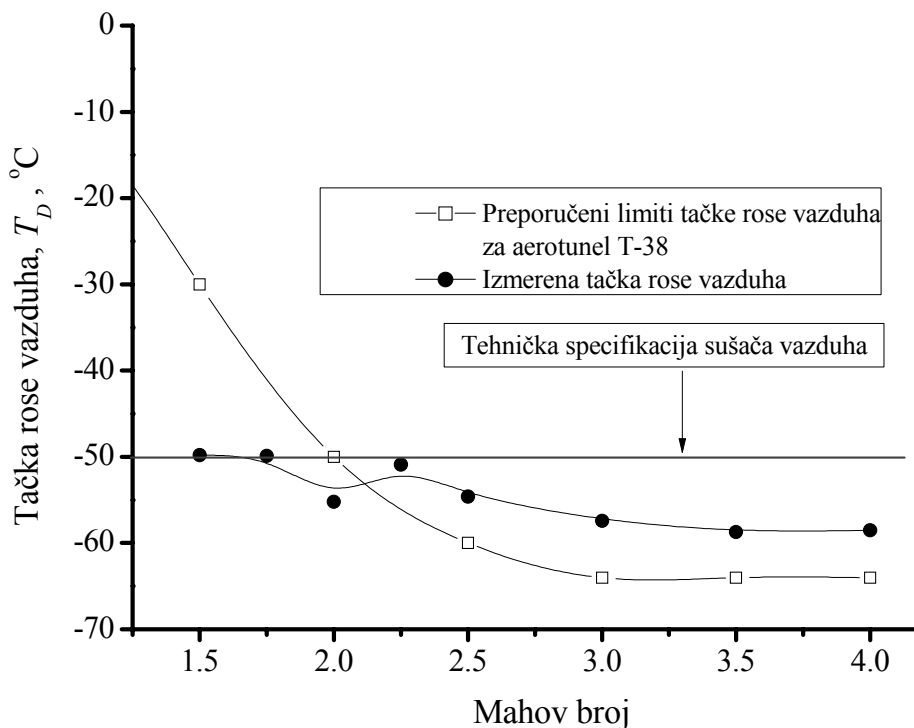
7.3.2 Analiza regularnosti vlažnosti vazduha u supersoničnom strujnom polju

U cilju provere regularnosti supersoničnog strujanja u aerotunelu praćena je tačka rose vazduha i vršena je provera njenog nivoa za sve Mahove brojeve ispitivanja u odnosu na preporučene vrednosti date na dijagramu na slici Sl. 60.

Na slici Sl. 89 je dat sumarni dijagram preporučenih i izmerenih tačaka rose tokom ispitivanja modela HB-2 u funkciji Mahovog broja.

Nivo obezbeđene tačke rose je bio u skladu sa tehničkom specifikacijom sušača vazduha u kompresorskoj stanici aerotunela T-38, datoj u tabeli T.9. Operater u kompresorskoj stanici je zahvaljujući očitavanju trenutne vrednosti tačke rose na vreme registrovao stanje zasićenosti aktivne mase i pravovremeno menjao operativnost kolona sušača vazduha, čime je postignut zadovoljavajući nivo tačke rose.

Nivo vlažnosti vazduha u supersoničnom strujnom polju tokom ispitivanja je bio nešto iznad preporučenih limita za aerotunel T-38, ali bez značajnih uticaja.



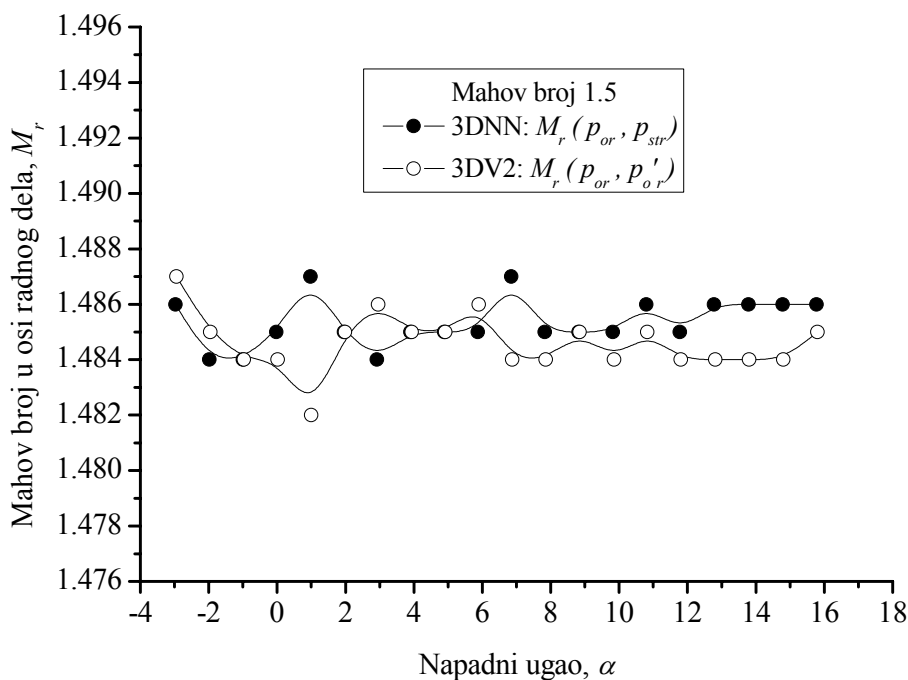
Sl. 89. Nivo tačke rose vazduha tokom ispitivanja HB-2 modela

7.3.3 Analiza relevantnih parametara strujnog polja

Tokom ispitivanja standardnog HB-2 modela praćen je Mahov broj, kao najrelevantniji parametar strujnog polja. U okviru analize eksperimentalnih rezultata bilo je od interesa pratiti merenje zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa, kao novouvedenog parametra supersoničnog strujnog polja, pito-sondom na zidu radnog dela aerotunela. Analiziran je i eventualni uticaj udarnih talasa koji se formiraju na vrhu modela na nju.

U poglavlju 4.7 je zaključeno da na Mahovom broju 1.4 udarni talasi sa vrha modela sigurno utiču na pito-sondu, osim, eventualno, kod veoma kratkih modela, dok na Mahovom broju 2 pito-sonda može normalno da se koristi jer udarni talas sa modela prolazi iza nje. Takođe je zaključeno da udarni talasi sa same pito-sonde ne mogu uticati na zadnji deo modela ni na jednom Mahovom broju u radnom opsegu 3D supersoničnog radnog dela.

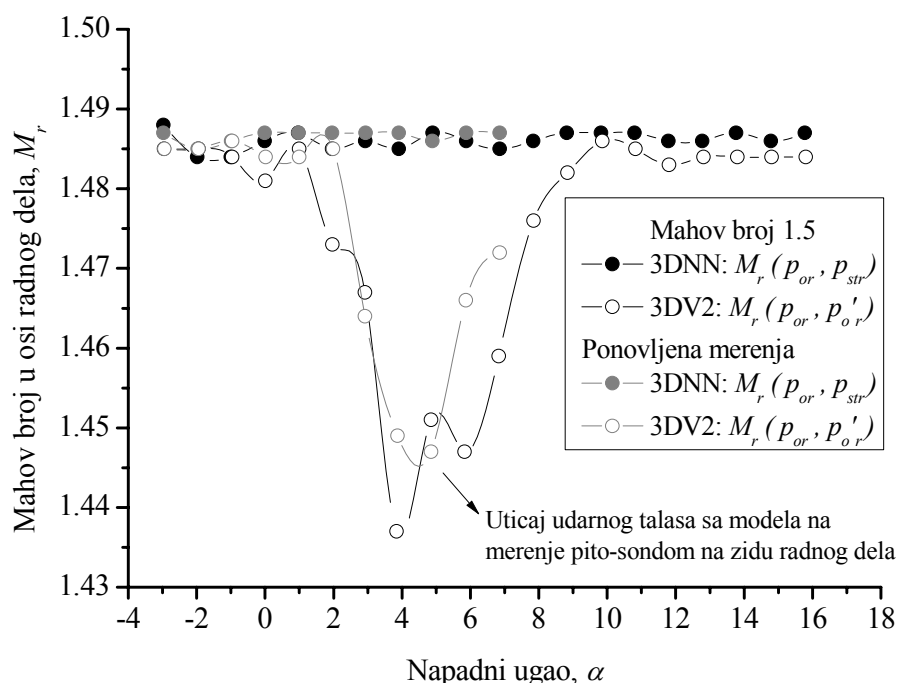
Analizirani su rezultati merenja parametara strujnog polja tokom ispitivanja modela HB-2 na Mahovom broju 1.5. Na slici Sl. 90 prikazan je Mahov broj u osi radnog dela, tokom kretanja modela u ravni propinjanja, koji je određen primenom dve metode merenja parametara strujnog polja i konstatovano je da su vrednosti tokom stacionarnog dela ispitivanja mirne i uravnotežene.



Sl. 90. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 1.5

Radi provere eventualnog uticaja sistema udarnih talasa sa modela na pito-sondu nos standardne konfiguracije modela HB-2 sa poluglom konusa od 25° (slika Sl. 76) je zamenjen drugim sa nešto većim poluglom konusa od 26.4° koji je izazvao promenu položaja i ugla konusa udarnog talasa. Ova nestandardna konfiguracija modela HB-2 je, takođe, ispitana na Mahovom broju 1.5 i tom prilikom su ustanovljene izvesne anomalije na Mahovom broju tokom stacionarnog dela strujanja koji je određen na

osnovu merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa pito-sondom na zidu radnog dela, dijagram na slici Sl. 91. Radi provere primećenih odstupanja merenja su ponovljena, pri čemu su se efekti na Mahovom broju ponovili.

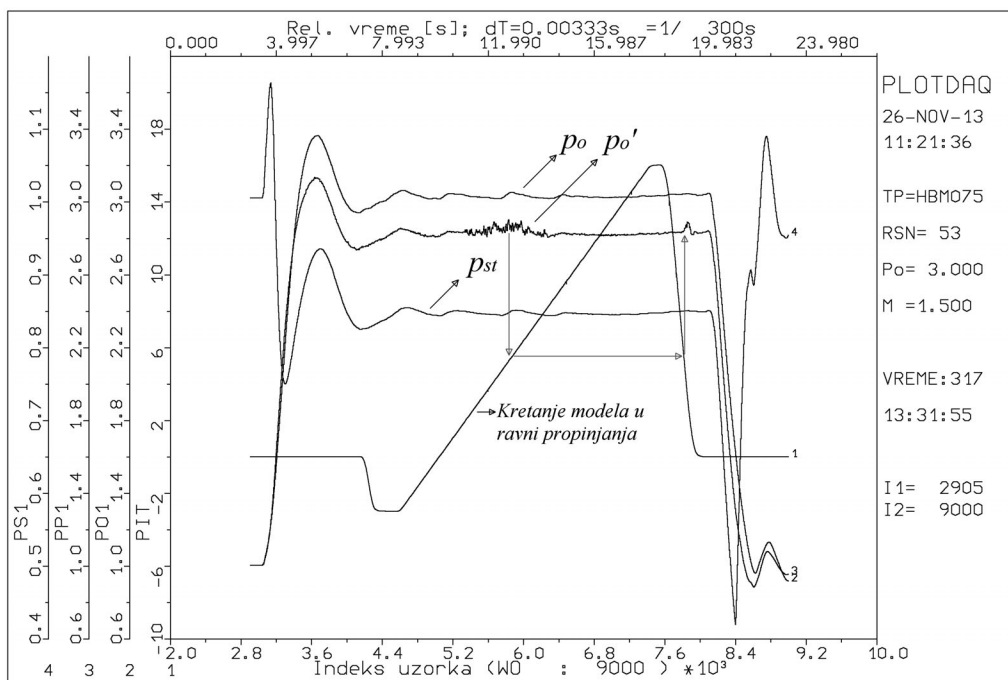


Sl. 91. Mahov broj u osi radnog dela, nestandardna konfiguracija HB-2, Mahov broj 1.5

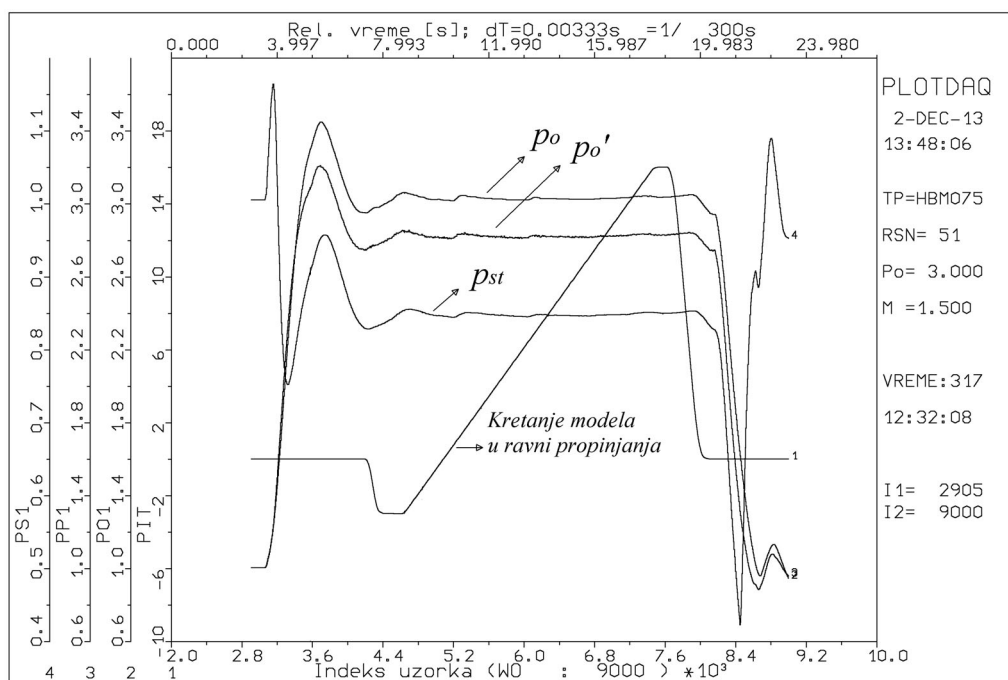
Bilo je od interesa proveriti šta se dešava na samim signalima sa davača pritiska primarnog mernog sistema i njihov monitoring iz ispitivanja nestandardne konfiguracije HB-2 modela na Mahovom broju 1.5 je dat na slici Sl. 92. Evidentiran je nemiran i neuravnotežen signal sa davača zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa p_o' , naročito u jednom delu putanje kretanja modela, a slični efekti su zabeleženi na istom napadnom uglu modela tokom povratka u nultu poziciju, slika Sl. 92. Na isti način su praćeni signali sa davača pritiska primarnog mernog sistema i iz ispitivanja standardne konfiguracije modela HB-2 na Mahovom broju 1.5, slika Sl. 93. Signal sa davača zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa p_o' je mirniji, bez izraženih povećanja amplitude.

Slične analize su urađene i na Mahovom broju 1.75, ali pomenuti efekti nisu zabeleženi. Očigledno je da udarni talasi, koji se formiraju na vrhu nestandardne konfiguracije modela HB-2 tokom ispitivanja na Mahovom broju 1.5, ulaze u zonu pito-sonde i ometaju korektno merenje. Zaključeno je da nije uputno koristiti podatke iz

merjenja pito-sondom na zidu radnog dela na Mahovom broju 1.5, što je pokazala i prethodno izvršena teorijsko-numerička analiza.



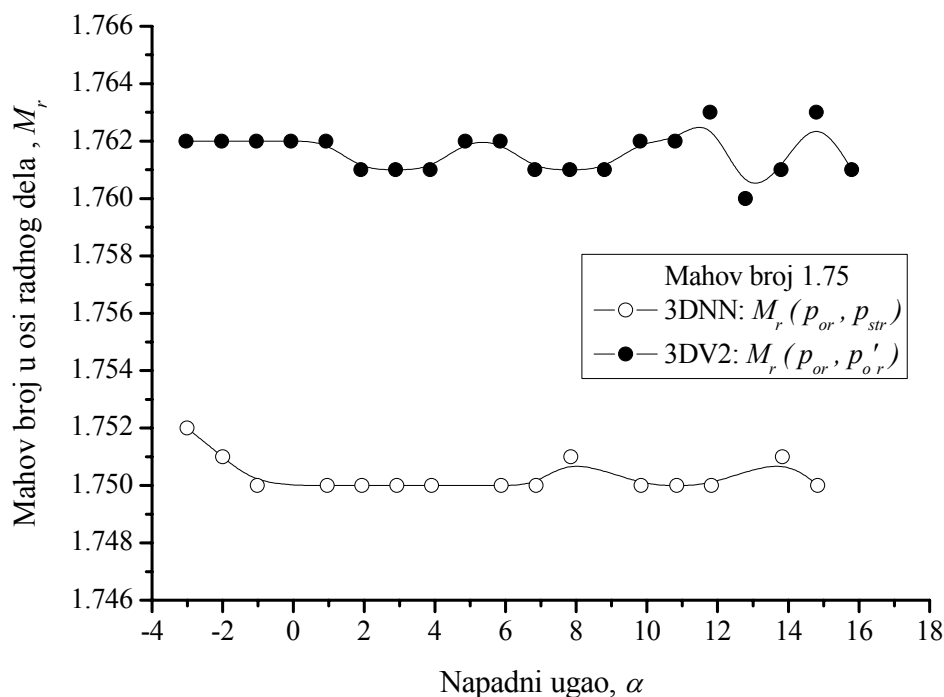
SI. 92. Monitoring signala davača primarnog mernog sistema, nestandardna konfiguracija modela HB-2, Mahov broj 1.5



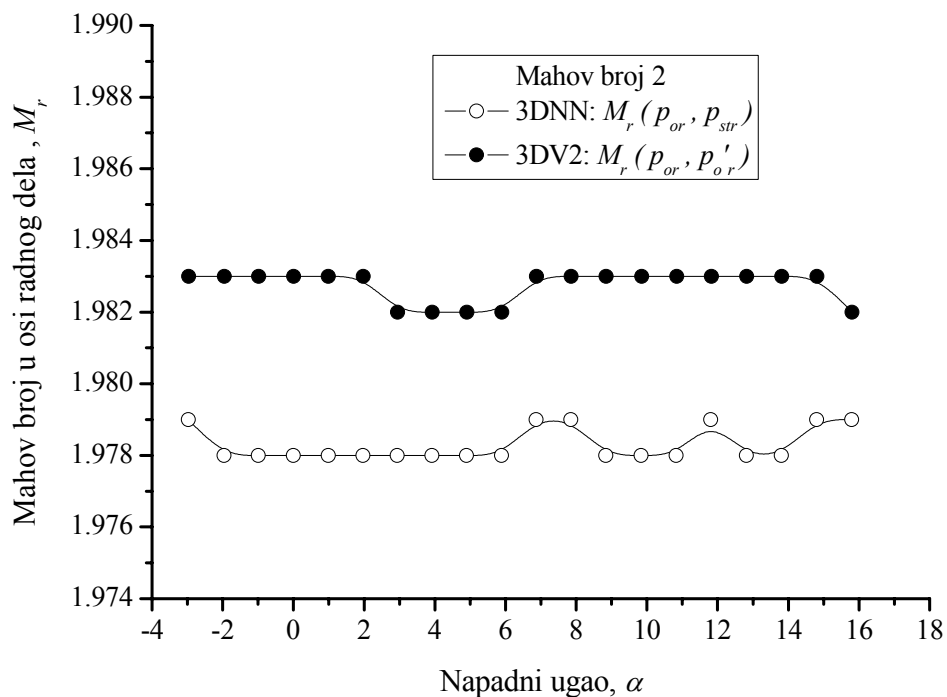
SI. 93. Monitoring signala davača primarnog mernog sistema, standardna konfiguracija modela HB-2, Mahov broj 1.5

Na dijagramima na slikama od Sl. 94 do Sl. 98 prikazan je Mahov broj u osi radnog dela tokom stacionarnog dela ispitivanja i kretanja modela HB-2 u ravni propinjanja, izračunat na osnovu dve metode merenja parametara strujnog polja.

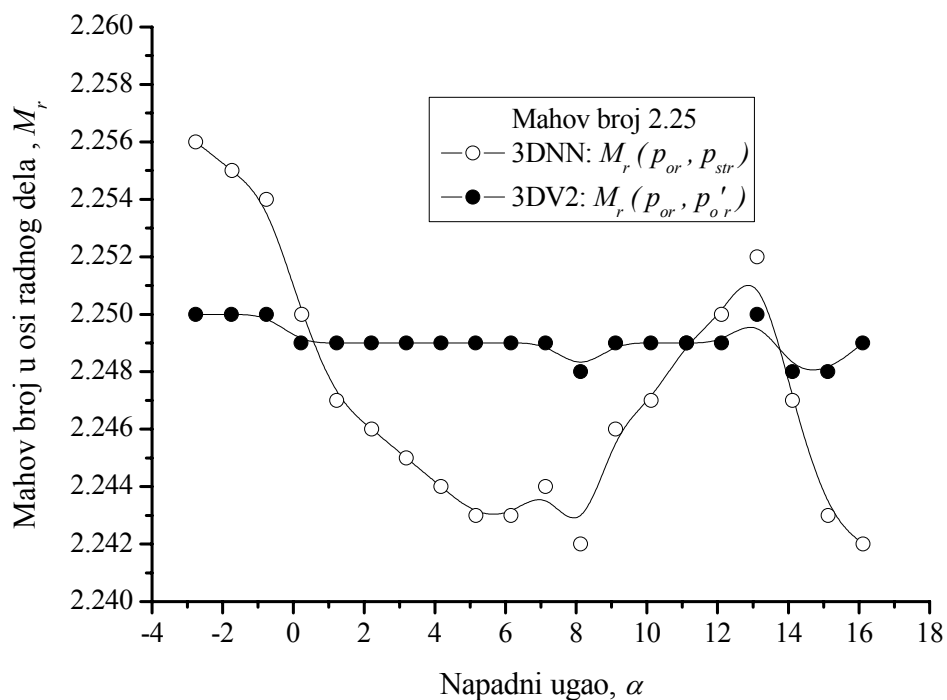
Napominje se da je prema [20] regulacija Mahovog broja u aerotunelu T-38 u granicama $\pm 0.5\%$ od zadate nominalne vrednosti, odnosno od ± 0.0075 do ± 0.02 za Mahove brojeve od 1.5 do 4, a da je za procenu efekata na ispitivanim konfiguracijama modela potrebno obezbediti ponovljivost slobodno-strujnih uslova u granicama ± 0.001 za Mahov broj. Evidentno je da je, od Mahovog broja 2.25 do 4, Mahov broj izračunat na osnovu merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa znatno uravnoteženiji od Mahovog broja izračunatog na osnovu merenja statičkog pritiska, i da uglavnom varira u granicama ± 0.001 . Takođe, registrovan je dug period uspostavljanja statičkog pritiska od mernog mesta do davača, slike od Sl. 96 do Sl. 98, što je uslovljeno relativno dugim pneumatskom vodom i niskom vrednošću statičkog pritiska u supersoničnom strujanju.



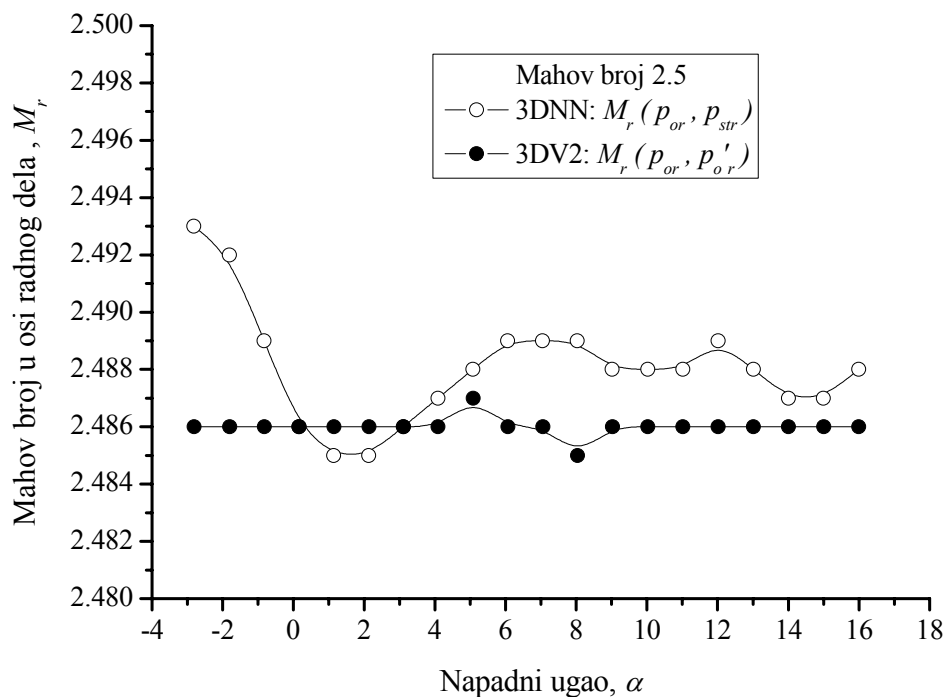
Sl. 94. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 1.75



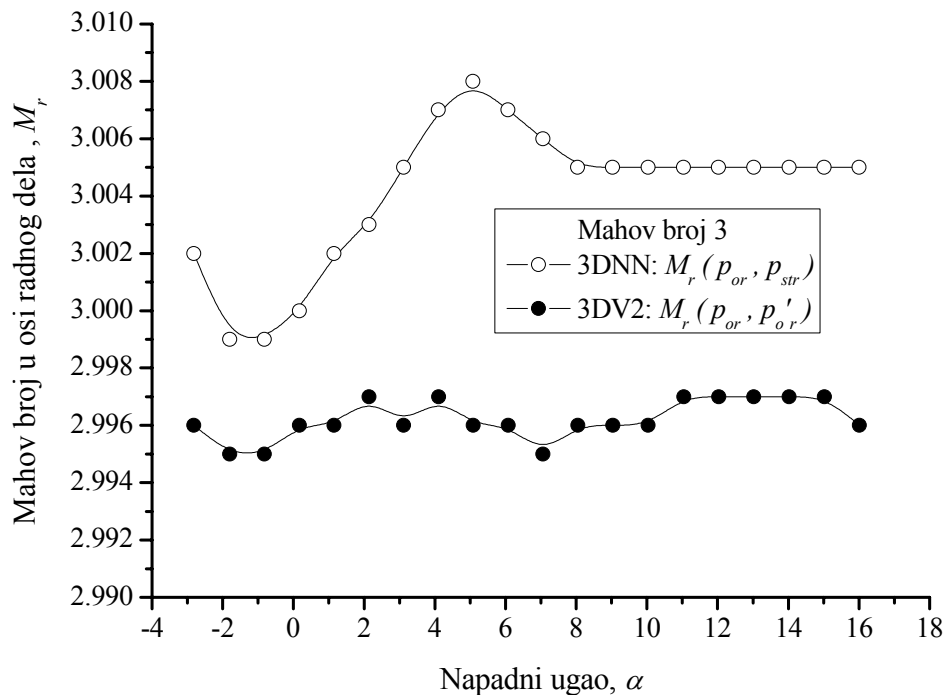
SI. 95. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 2



SI. 96. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 2.25



SI. 97. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 2.5



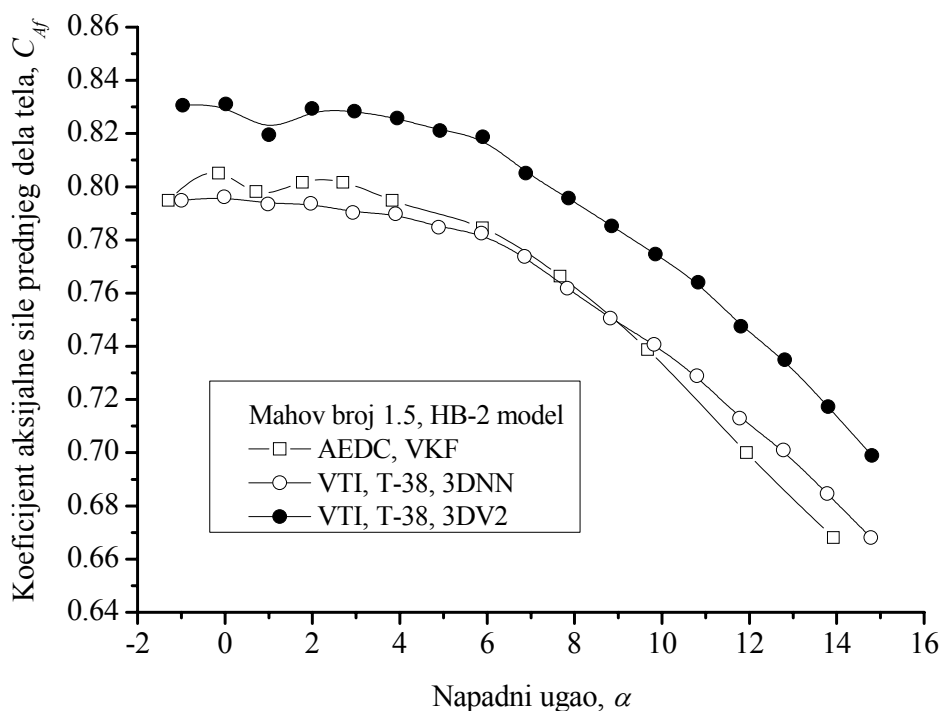
SI. 98. Mahov broj u osi radnog dela, stacionarni deo ispitivanja, HB-2, Mahov broj 3

Na Mahovim brojevima 1.75 i 2 obe metode merenja su dale miran i uravnotežen Mahov broj, uglavnom u granicama ± 0.001 , i može se zaključiti da su

eksperimentom potvrđeni rezultati teorijsko-numeričke analize da je za Mahove brojeve iznad 2 bolje koristiti zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, kao relevantan parametar supersoničnog strujnog polja, na osnovu kog će se izračunati Mahov broj.

7.3.4 Analiza uticaja metode merenja parametara strujnog polja na aerodinamičke karakteristike standardnog modela

Kroz poređenje koeficijenta aksijalne sile prednjeg dela tela sa dostupnim referentnim podacima AEDC laboratorije posmatrano je kako su se prethodno opisani efekti na Mahovom broju 1.5 manifestovali na aerodinamičke karakteristike standardnog modela HB-2. Uporedni dijagram rezultata je dat na slici Sl. 99, pri čemu su parametri strujnog polja mereni i obrađeni na dva načina (3DNN i 3DV2).

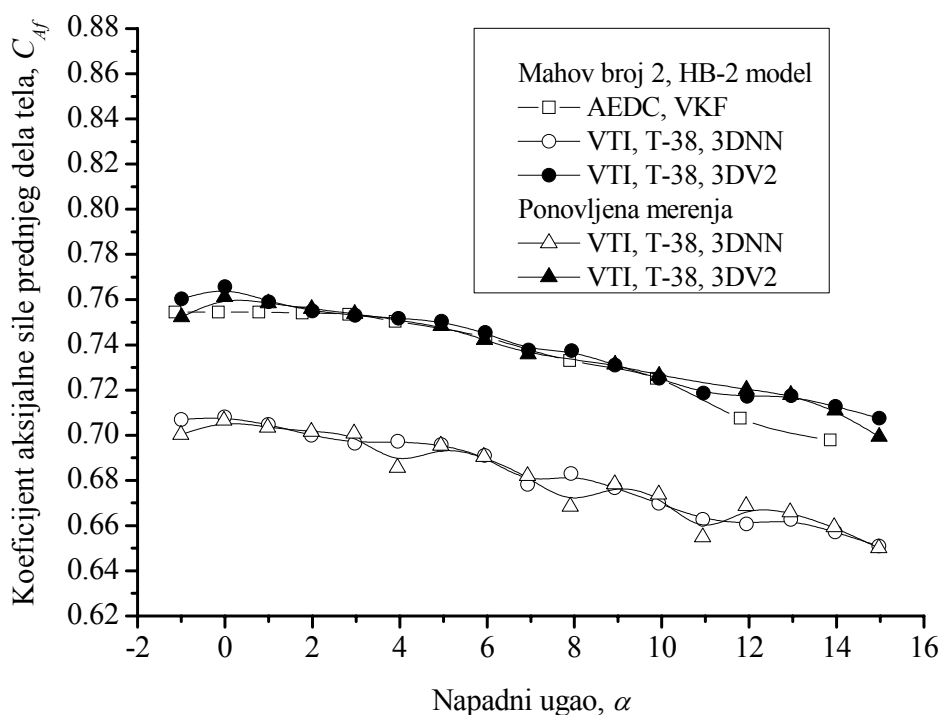


Sl. 99. Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela, model HB-2, Mahov broj 1.5, [47]

Evidentno je veoma dobro slaganje dobijenih rezultata sa obradom parametara strujnog polja na osnovu merenja zaustavnog i statičkog pritiska (kod obrade 3DNN) sa referentnim AEDC podacima.

Kako ne postoje dostupni referentni podaci za Mahov broj 1.75, izvršena je provera, sa aspekta upoređenja aerodinamičkih karakteristika, rezultata na Mahovom broju 2, slika Sl. 100.

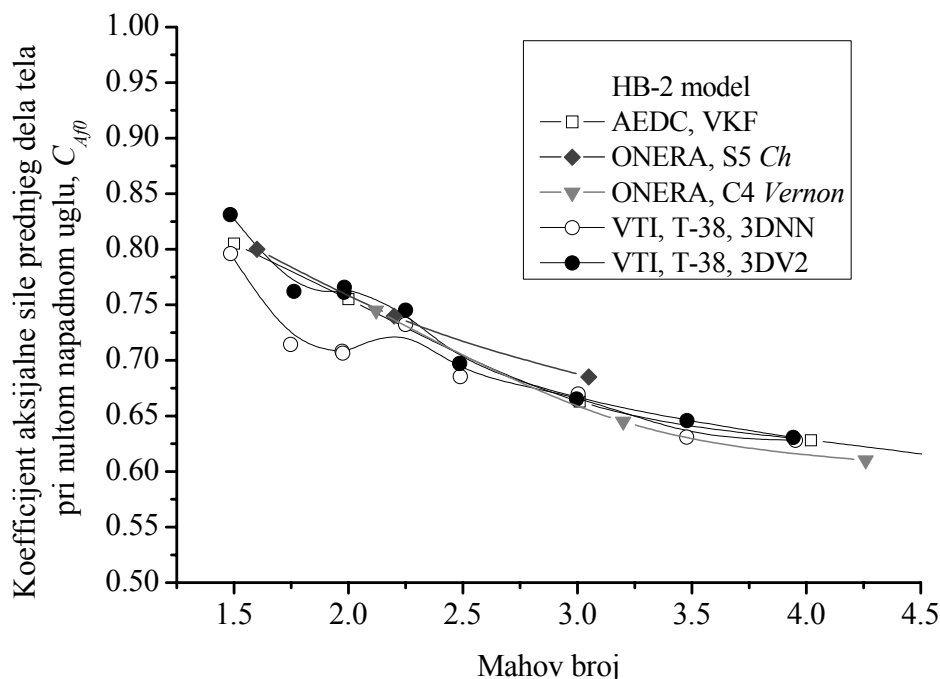
U ovom delu analize bi bilo veoma lako reći da su definitivno rezultati sa obradom parametara strujnog polja na osnovu merenja dva zaustavna pritiska (kod obrade 3DV2) dala izuzetna slaganja, ali kako koeficijent prednjeg dela modela HB-2 predstavlja razliku koeficijenta ukupne aksijalne sile (određen na osnovu merenja verifikovane poluprovodničke aerovage) i koeficijenta aksijalne sile baze, ono što u ovom delu analize nije poznato je pouzdanost merenja baznog pritiska, jer se korišćeni sistem davača razlikuje u dve primenjene obrade.



SI. 100. Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela, model HB-2, Mahov broj 2, [47]

Korisno je predstaviti izmereni koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela modela HB-2 pri nultom napadnom uglu u poređenju sa podacima iz AEDC i ONERA laboratorije na Mahovim brojevima od 1.5 do 4 i pokušati da se uoči neki trend u rezultatima, odnosno šta se dešava na nultom napadnom uglu modela na Mahovim brojevima od 1.75 do 2.5. Upoređenja su data na dijagramu na slici SI. 101 i prvi zaključci upućuju na to da na Mahovom broju 1.75 i 2 rezultati sa kodom obrade 3DNN parametara strujnog polja, koji uključuje merenje baznog pritiska diferencijalnim davačem, znatno odstupaju od referentnih podataka, dok rezultati sa kodom obrade 3DV2 parametara strujnog polja, koji uključuje merenje baznog pritiska apsolutnim

davačem pokazuju veoma dobro slaganje. Na ostalim Mahovim brojevima te razlike nisu toliko izražene.



SI. 101. Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela, nulti napadni ugao, HB-2, [47][49]

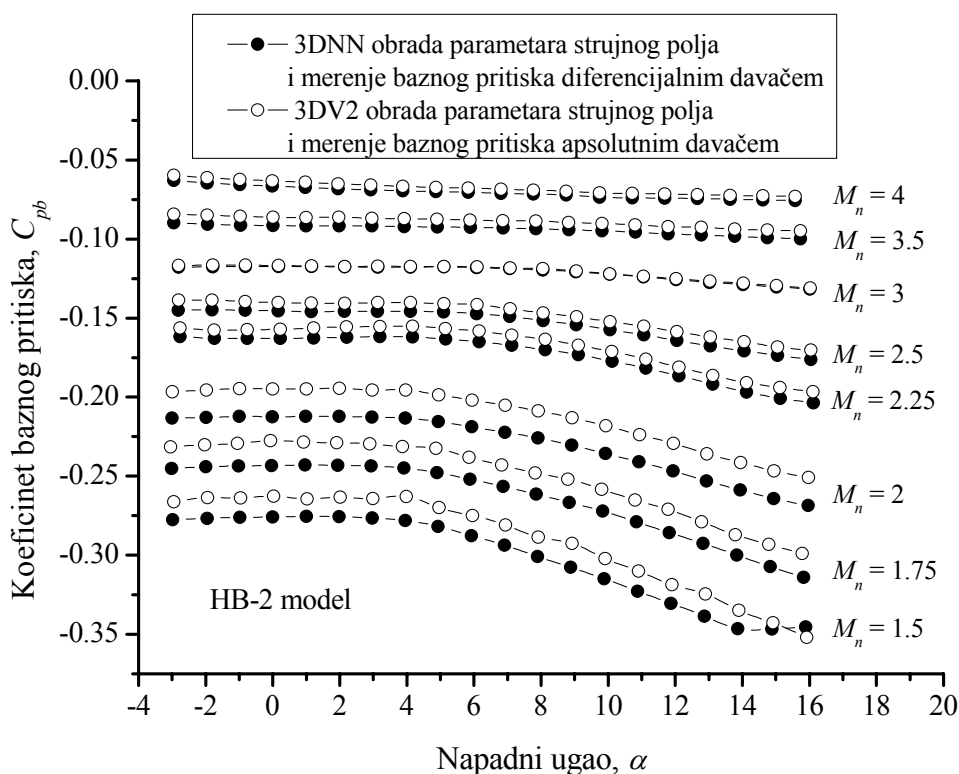
Analizirajući rezultate sa ovog aspekta može se zaključiti da na Mahovim brojevima 1.75 i 2 treba prihvatiti obradu 3DV2 parametara strujnog polja (merjenja dva zaustavna pritiska) i merenje baznog pritiska apsolutnim davačem, dok rezultati na Mahovim brojevima 2.25 i 2.5 nisu pokazali jasne tendencije, jer su oba seta rezultata veoma bliska referentnim. Rezultati koji su dobijeni na Mahovim brojevima 3, 3.5 i 4, sa uključenom obradom 3DV2 parametara strujnog polja i apsolutnim davačem baznog pritiska pokazuju izvanredna slaganja sa referentnim podacima čime su potvrđeni zaključci teorijsko-numeričke analize. Značajno je istaći da na Mahovim brojevima od 2.25 do 4 rezultati primenom 3DNN metode merjenja i obrade parametara strujnog polja, takođe, veoma dobro koreliraju sa referentnim podacima, što upućuje na zaključak da su parametri supersoničnog strujnog polja tačno izmereni novouvedenim primarnim mernim sistemom, da je Mahov broj tačno određen primenom obe metode merjenja i korigovan prema osveženim podacima aerotunelske kalibracione baze.

Tokom analize nametnula se potreba razmatranja mogućnosti prilagođavanja obrade aerotunelskih merjenja na taj način da se obrada parametara strujnog polja izvrši

na osnovu merenja zaustavnog i statičkog pritiska, a obrada koeficijenta baznog pritiska na osnovu merenja apsolutnim davačem, uz obezbeđenje odgovarajućih referentnih podataka relevantnih laboratorija.

7.3.5 Analiza eksperimentalnih rezultata merenja baznog pritiska

Kako su tokom aerotunelskog ispitivanja modela HB-2 bila uključena dva tipa davača baznog pritiska, diferencijalni i apsolutni, (slika Sl. 86), neophodna da bi se dve metode merenja parametara strujnog polja mogle primeniti, bilo je od interesa uporediti dobijene koeficijente baznog pritiska. Na dijagramu na slici Sl. 102 je dat koeficijent baznog pritiska u funkciji napadnog ugla modela HB-2 iz oba seta merenja. Rezultati merenja baznog pritiska diferencijalnim davačem su podrazumevali obradu parametara strujnog polja iz merenja zaustavnog i statičkog pritiska, a rezultati merenja baznog pritiska korišćenjem apsolutnog davača obradu parametara strujnog polja iz merenja dva zaustavna pritiska.



Sl. 102. Koeficijent baznog pritiska modela HB-2, aerotunel T-38

Prema analizi u poglavlju 4.4 zaključeno je da je tačnost merenja apsolutnim davačem uvek nešto lošija od tačnosti merenja diferencijalnim davačem i da je,

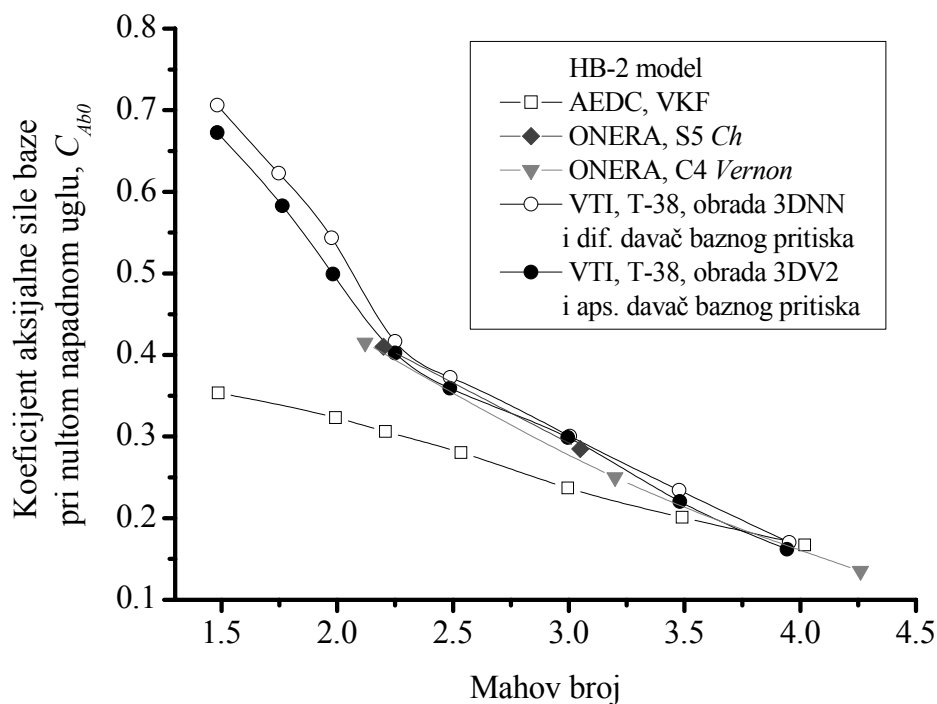
primenom bilo koje od dve metode merenja, tačnost merenja koeficijenta baznog pritiska na Mahovim brojevima većim od približno 3 bliska očekivanoj tačnosti merenja sila i momenata. Na manjim Mahovim brojevima (oko 1.5) tačnost merenja apsolutnim davačem je izrazito lošija u odnosu na merenje diferencijalnim davačem, dok je u oblasti Mahovih brojeva 2.5 do 4 odnos tačnosti dve metode ne lošiji od 1.5.

Analizirajući skupni dijagram na slici Sl. 102 može se videti da je izvršena numerička procena tačnosti određivanja koeficijenta baznog pritiska potvrđena eksperimentom. Na Mahovim brojevima 1.5, 1.75 i 2 postoje značajna međusobna odstupanja rezultata merenja primenom dve metode, koja se sa porastom Mahovog broja smanjuju i postaju irelevantna na Mahovim brojevima 3, 3.5 i 4.

U poglavlju 4.3 je pokazano da je, u intervalu Mahovih brojeva od 2.5 do 4, izrazito povoljnije parametre strujnog polja računati na osnovu merenja zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu nego na osnovu merenja statičkog pritiska. Pri tome je razlika u tačnosti merenja upotrebom te dve metode mnogo veća nego razlika u tačnosti merenja baznog pritiska diferencijalnim ili apsolutnim davačem. Zaključeno je da se bazni pritisak, u intervalu Mahovih brojeva 2.5 do 4, mora meriti apsolutnim davačem i pogodnost njegove upotrebe i izbor tipa je potvrđen eksperimentom.

Poređenje rezultata merenja baznog pritiska izvršeno je u odnosu na AEDC i ONERA referentne podatke koji su dostupni u formi koeficijenta aksijalne sile baze modela HB-2 na nultom napadnom uglu. Skupni dijagram referentnih i T-38 rezultata primenom obe metode merenja parametara strujnog polja je dat na slici Sl. 103 i očigledno je veoma dobro slaganje sa podacima ONERA laboratorije, dok su velika odstupanja u odnosu na AEDC podatke u celom opsegu Mahovih brojeva, osim na Mahovom broju 4. Na žalost, kako u referenci [49] nisu dostupni podaci na Mahovom broju 1.6 (kao za koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela na nultom napadnom uglu) ostaje nepoznato kako rezultati iz T-38 koreliraju sa podacima ONERA laboratorije i da li je prirodan i očekivajući tok krive u opsegu Mahovih brojeva od 1.5 do 2.25.

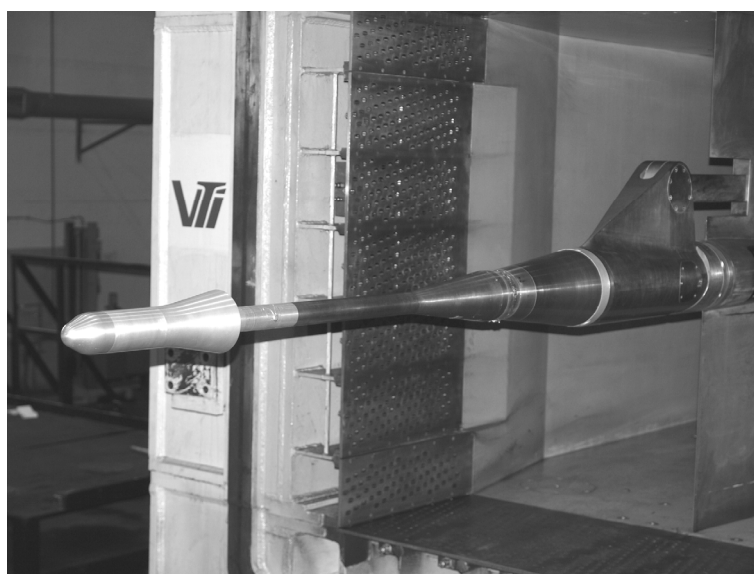
Očekuje se da se tokom nastavka planiranog ispitivanja modela HB-2 prečnika 100 mm svi efekti i zaključci do kojih se došlo tokom ispitivanja modela HB-2 prečnika 75 mm potvrde, i dodatno istraži oblast Mahovih brojeva od 1.5 do 2.25.



Sl. 103. Koeficijent aksijalne sile baze, nulti napadni ugao, HB-2, [47][49]

7.3.6 Korelacija izmerenih aerodinamičkih karakteristika standardnog modela sa referentnim podacima

U cilju završne analize i korelacije aerodinamičkih karakteristika standardnog modela HB-2 (Sl. 104) sa referentnim podacima predstavljeni su skupni dijagrami karakteristika koje su izmerene u okviru prve i druge faze ispitivanja.



Sl. 104. Standardni model HB-2 prečnika 75 mm u aerotunelu T-38, VTI Beograd

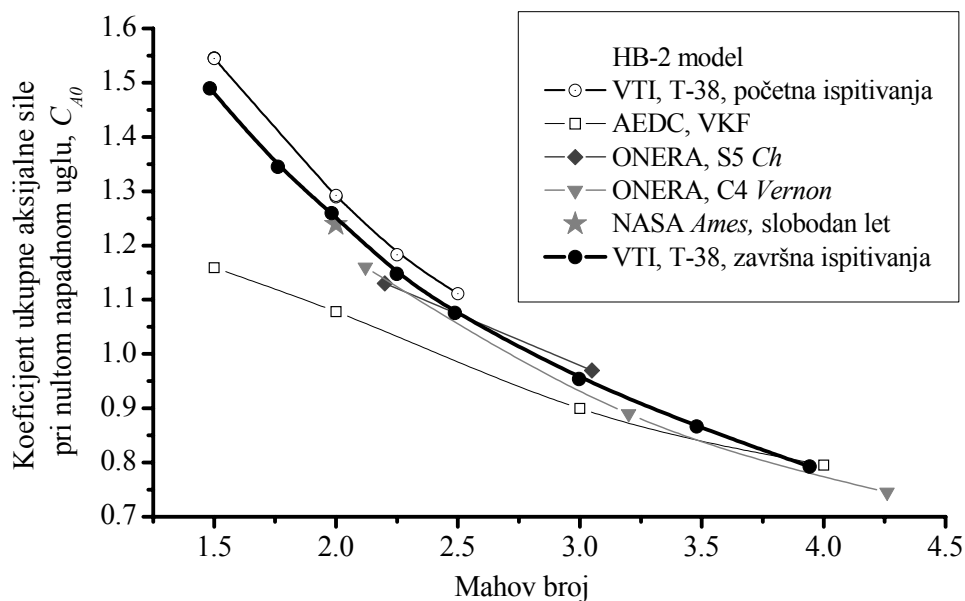
U tabeli T.23 i na dijagramu na slici Sl. 105 dat je koeficijent ukupne aksijalne sile modela HB-2 na nultom napadnom uglu izmeren tokom obe faze ispitivanja u aerotunelu T-38 u poređenju sa dostupnim referentnim podacima aerotunelskih centara AEDC, ONERA i podacima NASA *Ames* laboratorije iz slobodnog leta. Rezultati finalnih ispitivanja mnogo bolje koreliraju sa referentnim podacima, pri čemu su izvanredna slaganja sa podacima NASA *Ames* centra iz slobodnog leta i ONERA laboratorije. Primera radi, razlika koeficijenta ukupne aksijalne sile na Mahovom broju 2 pri nultom napadnom uglu, dobijen u prvoj fazi ispitivanja modela HB-2, u odnosu na NASA *Ames* podatak iz slobodnog leta je 0.0507, što je 4.1% vrednosti referentnog podatka, dok u završnim ispitivanjima ta razlika iznosi 0.011, odnosno 0.9% vrednosti referentnog podatka.

T.23. Međulaboratorijsko poređenje: Koeficijent ukupne aksijalne sile modela HB-2, nulti napadni ugao, [47]-[49]

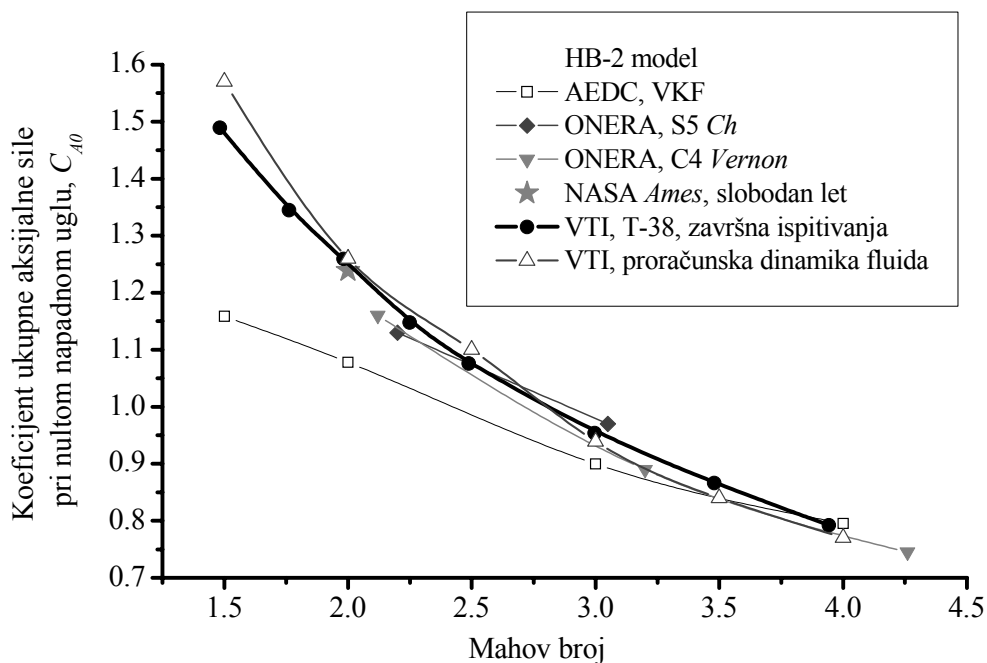
VTI, T-38 početna ispitivanja		VTI, T-38 završna ispitivanja		AEDC VKF, [47]		ONERA S5 <i>Ch</i> , [49]		ONERA C4 <i>Vernon</i> , [49]		NASA <i>Ames</i> , [48]	
<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{A0}</i>
1.493	1.5454	1.482	1.4895	1.5	1.1589						
1.494	1.5452										
1.492	1.5447										
		1.762	1.3449								
1.991	1.2897	1.982	1.2594	2	1.0778					2	1.239
1.994	1.2923										
2.243	1.1828	2.249	1.1478			2.2	1.13	2.12	1.16		
2.486	1.111	2.487	1.0756								
		2.996	0.9537	3	0.8997	3.05	0.97	3.2	0.89		
		3.479	0.8664								
		3.943	0.7923	4	0.7952						
								4.26	0.745		

Međulaboratorijsko poređenje, kada je u pitanju AEDC, nije donelo dobru korelaciju rezultata koeficijenta ukupne aksijalne sile, pa je izvršena i numerička simulacija uslova ispitivanja modela HB-2 korišćenjem proračunske dinamike fluida, [32][98]-[103]. Rezultati su prikazani na dijagramu na slici Sl. 106 i evidentna je zadovoljavajuća korelacija rezultata. Razlika koeficijenta ukupne aksijalne sile modela HB-2 na Mahovom broju 2 pri nultom napadnom uglu, dobijen proračunskom

dinamikom fluida, u odnosu na NASA *Ames* podatak iz slobodnog leta je 0.021, odnosno 1.7% vrednosti referentnog podatka.



SI. 105. Međulaboratorijsko poređenje: Koefficient ukupne aksijalne sile, nulti napadni ugao, model HB-2, [47]-[49]



SI. 106. Međulaboratorijsko poređenje i numerička simulacija: Koefficient ukupne aksijalne sile, nulti napadni ugao, model HB-2, [47]-[49]

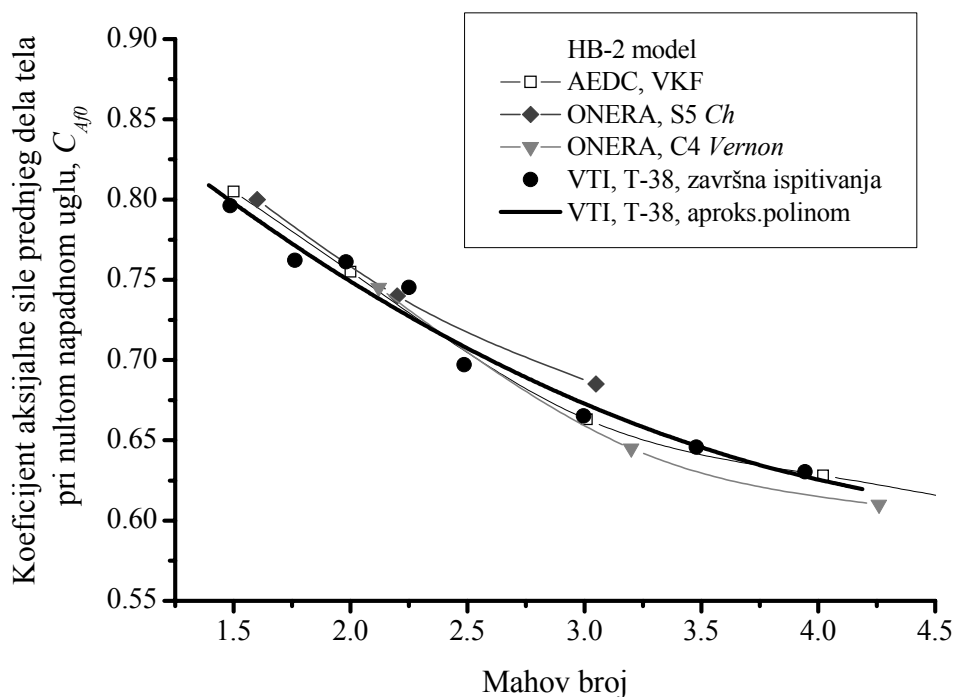
Kako tokom prve faze ispitivanja modela HB nije bilo merenja baznog pritiska koeficijenti aksijalne sile prednjeg dela tela nisu bili poznati. Apostrofirana je neophodnost pronalaženja uzroka neslaganja u vrednostima koeficijenta aksijalne sile u odnosu na referentne podatke iz AEDC aerotunela, pa je korektno merenje baznog pritiska bilo neophodno kako bi se mogao odrediti otpor prednjeg dela tela modela, jer su rezultati iz AEDC aerotunela dati u tom obliku. Međulaboratorijsko poređenje koeficijenta aksijalne sile prednjeg dela tela modela HB-2 je dato u tabeli T.24 i na dijagramu na slici Sl. 107 i konstatuje se veoma dobra korelacija rezultata sa referentnim AEDC i ONERA podacima. Zaključuje se da su nastale razlike u koeficijentu ukupne aksijalne sile verovatno posledica različitog načina izračunavanja aksijalne sile baze, koji kada su u pitanju AEDC podaci nije poznat.

T.24. Međulaboratorijsko poređenje: Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela, model HB-2, nulti napadni ugao, [47][49]

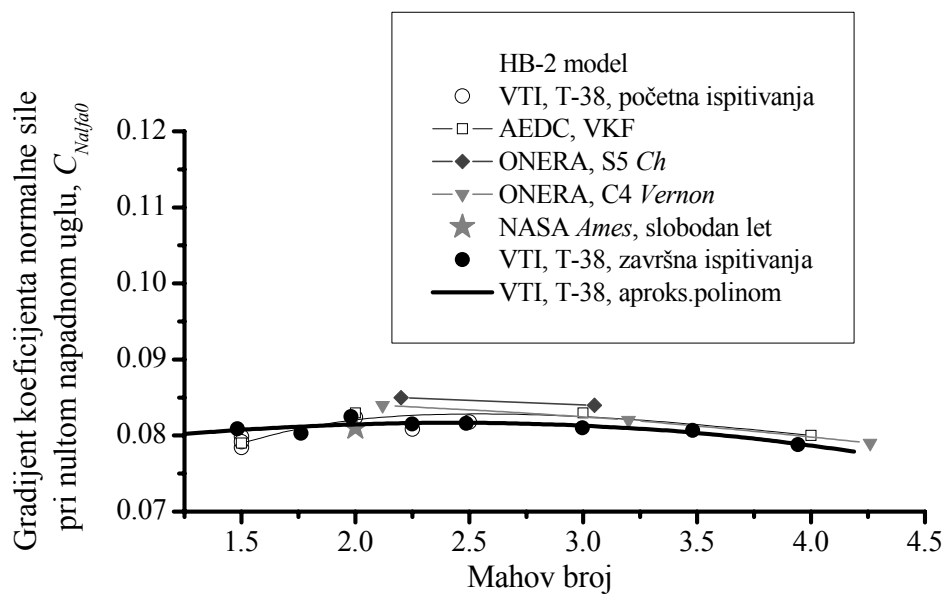
VTI, T-38 završna ispitivanja		AEDC VKF, [47]		ONERA S5 <i>Ch</i> , [49]		ONERA C4 <i>Vernon</i> , [49]	
<i>M</i>	<i>C_{Af0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{Af0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{Af0}</i>	<i>M</i>	<i>C_{Af0}</i>
1.482	0.7962	1.5	0.805				
				1.6	0.8		
1.762	0.7622						
1.982	0.7612	2	0.755				
2.249	0.7453			2.2	0.74	2.12	0.745
2.487	0.6971						
2.996	0.6652	3	0.663	3.05	0.685	3.2	0.645
3.479	0.6458						
3.943	0.6305	4	0.628				
						4.26	0.61
		5.1	0.5985				

Kako je za međulaboratorijsko poređenje rezultata ispitivanja standardnog HB modela jedino dostupna referenca [47] na svetskoj računarskoj mreži, problem upotrebljivosti referentnih AEDC rezultata i način izračunavanja aksijalne sile baze, kada je model HB u pitanju, je prihvaćen za razmatranje u radu koji će biti predstavljen na predstojećoj 29. konferenciji međunarodnog saveta vazduhoplovnih nauka (ICAS 2014), koja će se održati u Sankt Petersburgu, i očekuju se odgovori naučne i stručne javnosti.

Na dijagramu na slici Sl. 108 predstavljen je gradijent koeficijenta normalne sile HB-2 modela izmeren tokom početnih i završnih ispitivanja u aerotunelu T-38 i zaključena je veoma dobra korelacija sa referentnim podacima.



Sl. 107. Medulaboratorijsko poredenje: Koeficijent aksijalne sile prednjeg dela tela, nulti napadni ugao, model HB-2, [47][49]



Sl. 108. Medulaboratorijsko poredenje: Gradijent koeficijenta normalne sile, nulti napadni ugao, model HB-2, [47]-[49]

Analizirajući rezultate početnih i završnih ispitivanja evidentan je doprinos unapređenja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja na aerodinamičke karakteristike standardnog modela HB čime je izvršena verifikacija novouvedenog primarnog mernog sistema veće tačnosti i optimalne metode merenja parametara supersoničnog strujnog polja u aerotunelu T-38.

8 ZAKLJUČAK I PRAVCI DALJIH ISTRAŽIVANJA

Cilj istraživanja je bio poboljšanje tačnosti merenja najbitnijih parametara supersoničnog strujnog polja u 3D radnom delu aerotunela T-38. Istraživanje je sprovedeno na osnovu teorijsko-numeričke analize mogućnosti poboljšanja tehnike merenja i implementacije novog primarnog mernog sistema većeg nivoa tačnosti, koji bi u okviru sistema za realizaciju ispitivanja na supersoničnim Mahovim brojevima u aerotunelu T-38 doneo ukupno poboljšanje kvaliteta aerotunelskih merenja, i na osnovu analize znatnog broja aerotunelskih merenja.

Potrebni eksperimenti su obuhvatali merenje primarnih parametara strujnog polja, Mahovog broja, zaustavnog pritiska i uglovnosti struje vazduha, u osi radnog dela aerotunela u supersoničnom delu radne anvelope aerotunela T-38 i ispitivanje supersonično-hipersoničnog modela standardne geometrije.

U izvršenim analizama je obuhvaćeno i poređenje rezultata eksperimentalnih merenja sa odgovarajućim podacima iz inicijalnih merenja koja su izvedena tokom faze primopredaje aerotunela T-38 i odgovarajućim merenjima iz referentnih vodećih svetskih istraživačkih aerotunelskih laboratorija.

8.1 Rekapitulacija rezultata istraživanja

Osnovna pretpostavka od koje se pošlo u disertaciji je da je moguće formirati poboljšanu metodologiju merenja osnovnih parametara supersoničnog strujnog polja, većeg nivoa tačnosti, prilagođenu svim specifičnostima aerotunela T-38.

Na osnovu tako postavljene pretpostavke izvršene su sledeće aktivnosti:

- Proučene su postojeće metode merenja osnovnih parametara strujnog polja u radnom delu aerotunela T-38 u supersoničnoj oblasti brzina,
- Analizirani su svi činioci koji olakšavaju ili otežavaju upotrebu pojedinih metoda merenja parametara supersoničnog strujnog polja,
- Analizirane su dobre i loše osobine postojećih metoda i na osnovu njih definisana optimalna metoda merenja parametara supersoničnog strujnog polja,

- Izborom senzora nove generacije za merenje parametara strujnog polja definisan je i integrisan novi primarni merni sistem, većeg nivoa tačnosti, prilagođen svim osobenostima aerotunela T-38 u supersoničnim uslovima strujanja.
- Na osnovu rezultata teorijsko-numeričke analize definisan je pojam supersoničnog radnog dela i dve osnovne konfiguracije: 3DNN – nisko-supersonična u intervalu Mahovih brojeva 1.4 do 2.5 i 3DV2 – visoko-supersonična u intervalu Mahovih brojeva 2.5 do 4. Analiza je pokazala da je potrebno, sa stanovišta tačnosti merenja, u nisko-supersoničnoj konfiguraciji radnog dela parametre strujnog polja određivati na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i statičkog pritiska na zidu radnog dela, a bazni pritisak na modelu meriti diferencijalnim davačem. U visoko-supersoničnoj konfiguraciji je potrebno parametre strujnog polja određivati na osnovu merenja zaustavnog pritiska u komori umirenja i zaustavnog pritiska iza normalnog udarnog talasa u radnom delu, a bazni pritisak meriti apsolutnim davačem.
- Na osnovu dosadašnjih eksperimentalnih rezultata, rezultati teorijsko-numeričke analize su potvrđeni, osim osnove za jasnu definiciju prelaska sa jedne na drugu konfiguraciju. Eksperimentom je potvrđeno da je za Mahove brojeve iznad 2 bolje koristiti zaustavni pritisak iza normalnog udarnog talasa, kao relevantan parametar supersoničnog strujnog polja, na osnovu kog će se izračunati Mahov broj. Prvi Mahov broj ispitivanja na kom je evidentirano poboljšanje tačnosti merenja na osnovu dva zaustavna pritiska je bio Mahov broj 2.25.
- Analiza izvršena na osnovu izmerenih aerodinamičkih karakteristika standardnog modela u poređenju sa referentnim podacima je pokazala da je konfiguraciju radnog dela poželjno promeniti ranije, na Mahovom broju 1.75.
- Eksperimentalni rezultati su ukazali da je potrebno razmotriti mogućnost obrade aerotunelskih merenja na taj način da se na Mahovim brojevima 1.75 i 2 obrada parametara strujnog polja izvrši na osnovu merenja zaustavnog i statičkog pritiska (kao u nisko-supersoničnoj konfiguraciji radnog dela), a

- obrada koeficijenta baznog pritiska na osnovu merenja baznog pritiska apsolutnim davačem (kao u visoko-supersoničnoj konfiguraciji radnog dela).
- Izvršena je najdetaljnija reevaluacija osnovnih kalibracionih procedura od vremena incijalnih merenja u celom supersoničnom radnom području aerotunela T-38. Korektivne vrednosti svih relevantnih parametara supersoničnog strujnog polja su dostupne budućim eksperimentatorima u slučaju primene obe metode merenja i obrade podataka.
 - Aerodinamičkim ispitivanjem supersonično-hipersoničnog modela standardne geometrije izvršena je verifikacija novouvedenog primarnog mernog sistema veće tačnosti i optimalne metode merenja parametara supersoničnog strujnog polja u aerotunelu T-38.
 - Potvrđen je pravilan izbor standardnog referentnog modela za supersonični deo radne anvelope aerotunela T-38. Model je projektovan tako da se u realnim eksperimentalnim uslovima može izvršiti verifikacija specifičnih aerovaga i držača modela, posebno projektovanih za supersonične uslove ispitivanja sa izraženim prelaznim pojavama.
 - Verifikacija rezultata istraživanja je izvršena završnom komparativnom analizom izmerenih aerodinamičkih karakteristika standardnog modela u aerotunelu T-38 sa podacima iz relevantnih svetskih supersoničnih aerotunela.

8.2 Perspektive i pravci daljih istraživanja

Kompleksnost aerotunelskih ispitivanja i međusobne interakcije svih aerotunelskih sistema i podsistema u supersoničnim uslovima zahtevaju konstantnost i neophodnost nastavka istraživanja mogućnosti poboljšanja tehnika merenja većeg nivoa tačnosti. Kada je u pitanju kvalitet supersoničnog strujnog polja, kao prvi preduslov zahtevanog aerotunelskog okruženja, neke od najznačajnijih preporuka za dalja istraživanja u aerotunelu T-38 su:

- *Podešavanje sistema upravljanja zaustavnim pritiskom*

U supersoničnim aerotunelima Mahov broj, i svi uslovi ispitivanja u radnom delu koji zavise od Mahovog broja, su određeni geometrijom konvergentno-

divergentnog mlaznika i zaustavnim uslovima. Aerotunelski sistem upravljanja zaustavnim pritiskom utiče na kalibraciju aerotunela, kvalitet i tačnost merenja parametara strujnog polja. U aerotunelu T-38 su u toku aktivnosti na polju poboljšanja upravljanja zaustavnim pritiskom, koje će omogućiti veću tačnost ispitivanja u ovoj eksperimentalnoj instalaciji. Preporuka je da se nakon tih aktivnosti i verifikacije algoritma upravljanja zaustavnim pritiskom izvrši ponovna reevaluacija osnovnih kalibracionih procedura.

Tokom eksperimentalnih ispitivanja standardnog modela u aerotunelu T-38 posebno je apostrofirani problem uspostavljanja zaustavnog pritiska u supersoničnoj oblasti brzina, koji značajno smanjuje raspoloživo vreme ispitivanja. Uočeno je da je vreme ustaljenog strujanja na visoko-supersoničnim Mahovim brojevima u nekim ispitivanjima bilo nedovoljno za optimalno izvođenje merenja. U budućim ispitivanjima potrebno je razmotriti mogućnosti optimizacije sekvence ispitivanja u cilju maksimiziranja vremena raspoloživog za merenje.

– *Optimizacija osnovnih aerotunelskih kalibracionih procedura*

U cilju optimizacije osnovnih aerotunelskih kalibracionih procedura, sa aspekta uštede vremena i energije, poželjno je napraviti eksperimentalni pribor, koji omogućava istovremeno merenje statičkog i zaustavnog pritiska, prema preporukama datim u disertaciji. U skladu sa tim potrebno je definisati proceduru za reevaluaciju osnovnih aerotunelskih kalibracionih procedura u supersoničnoj oblasti brzina u aerotunelu T-38 i uvesti statističku kontrolu parametara kvaliteta strujnog polja.

Potrebno je izvršiti ažuriranje aerotunelske baze podataka s obzirom na kalibraciju radnog dela koja se odnosi na uzdužni gradijent Mahovog broja i uzdužne gradijente uglovnosti struje. Tokom ranijih ispitivanja standardnog modela AGARD-B primećena su odstupanja u koeficijentu sile otpora sa promenom držača modela, pri čemu je opravdano izražena sumnja da postoji uzdužni gradijent Mahovog broja u ispitnoj oblasti modela u radnom delu aerotunela.

– *Usavršavanje tehnike merenja parametara supersoničnog strujnog polja*

U cilju održavanja visokog nivoa tačnosti merenja parametara strujnog polja potrebno je kontinuirano pratiti i usavršavati tehnike merenja i razmotriti mogućnosti uključivanja optičkih metoda u tumačenje tačnosti merenja parametara strujnog polja.

– *Kontinuirano ispitivanje standardnih modela*

Pravilan izbor standardnog modela HB za ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina u aerotunelu T-38 je potvrđen, a kao neophodnost tokom ispitivanja istaknuta je potreba za obimnijom i aktuelnijom bazom referentnih podataka. Razmena standardnih modela, rezultata ispitivanja i iskustava sa relevantnim aerotunelskim centrima je opšta preporuka.

Iskustvo i preporuke stečeni tokom ispitivanja modela HB prečnika 75 mm su dragoceni i otvorili su prostor raznih mogućnosti istraživanja. Ispravan izbor apsolutnog davača za merenje baznog pritiska u supersoničnoj oblasti brzina je eksperimentalno potvrđen. Preporučuje se nastavak ispitivanja modela HB prečnika 100 mm. Posebno se skreće pažnja na oblast Mahovih brojeva od 1.75 do 2.5 gde zaključci teorijsko-numeričke analize nisu jasno pokazali svoju eksperimentalnu opravdanost.

Danas, kada je sve više u upotrebi proračunska dinamika fluida, neophodno je izvršiti verifikaciju softverskih rutina za supersoničnu oblast ispitivanja, na osnovu rezultata ispitivanja standardnog HB modela, u cilju racionalizacije programa ispitivanja supersoničnih geometrija budućih vazduhoplovnih objekata, sa aspekta raspoloživog aerotunelskog vremena, energetske i ekonomske efikasnosti.

– *Optimizacija sistema za prikupljanje podataka*

Za izvođenje budućih ispitivanja u supersoničnoj oblasti brzina u aerotunelu T-38 potrebno je da se analizira problem prikupljanja podataka i ustanove preporuke za optimalan način podešavanja sistema, s obzirom na kontradiktorne potrebe izložene u poglavlju 1.1.6. Prema prvim analizama, izvršenim u okviru istraživanja tačnosti merenja parametara supersoničnog strujnog polja, moguće je da će biti potrebno uvesti dvostepeno filtriranje pri čemu bi se hardverski filteri u sistemu za prikupljanje podataka podesili tako da, s obzirom na brzinu uzimanja podataka, obezbeđuju *antialiasing*, dok bi se niskopropusno filtriranje pri nižim graničnim učestanostima obavljalo softverskim filterima, u softveru za prikupljanje podataka ili u softveru za obradu podataka. Dodatnu analizu sa eksperimentalnim verifikacijama je potrebno uraditi u okviru nekih budućih istraživanja pri čemu se očekuje definisanje preporuka za optimalno rešenje opisanog problema.

8.3 Zaključak i doprinos istraživanja

Doprinos istraživanja se ogleda u formiranju poboljšane metodologije merenja i razmatranja tačnosti i pouzdanosti rada aerotunela T-38 u supersoničnom delu radne anvelope, pri čemu se daje sveobuhvatan i sistematičan prikaz novog pristupa u definisanju kvaliteta strujnog polja u radnom delu aerotunela, načinu merenja parametara koji određuju kvalitet strujnog polja, kao i potrebnu frekvenciju provera tih parametara.

Postignuti su sledeći naučni ciljevi istraživanja:

- Kroz detaljno sprovedena teoretska razmatranja i analize, kao i merenja u aerotunelu definisani su svi parametri koji određuju kvalitet strujnog polja,
- Na osnovu tako određenih parametara date su preporuke za optimalan način merenja i izvršeno je konfigurisanje kompletnog mernog sistema aerotunela za ispitivanja na supersoničnim brzinama,
- Kroz sprovedeno naučno istraživanje utvrđen je nivo odstupanja i poređenjem sa prethodno obavljenim merenjima i merenjima iz referentnih vodećih svetskih aerotunela određena je tačnost merenja u supersoničnoj oblasti brzina,
- Izvršena je konačna ocena aktuelnog kvaliteta strujnog polja u radnom delu aerotunela T-38 na supersoničnim Mahovim brojevima ispitivanjem opšte-prihvaćenih modela standardne geometrije.

Sprovedeno istraživanje je iz oblasti koja je od interesa za razvoj savremenih letelica. Rezultati istraživanja su obezbedili osnovu za ocenu kvaliteta merne opreme i aerotunelskih sistema i verifikaciju tačnosti merenja u oblasti supersoničnih brzina što će omogućiti dobijanje potrebnih validnih aerodinamičkih veličina za letelice tokom realizacije različitih razvojnih i istraživačkih, civilnih i vojnih, projekata.

Uveden je savremeni merni sistem za realizaciju ispitivanja na supersoničnim brzinama čime je omogućeno da aerotunel T-38 bude osposobljen za pružanje najkvalitetnijih merenja u okviru razvoja i istraživanja iz oblasti eksperimentalne supersonične aerodinamike. Sprovedeno istraživanje je rezultiralo usavršenom tehnikom merenja, usavršenom bazom podataka vezanih za kalibraciju radnog dela i ispitivanja

novog standardnog modela što će omogućiti proveru tačnosti merenja na supersoničnim Mahovim brojevima u ovom aerotunelskom postrojenju i međulaboratorijsko poređenje referentnih rezultata. Rezultati ovih istraživanja su prepoznati i kao neophodni tokom faze pripreme laboratorije za akreditaciju po važećim standardima.

Naučni doprinos istraživanja se sastoji u teoretsko-metodološkom unapređenju tačnosti merenja parametara strujnog polja u supersoničnoj aerotunelskoj instalaciji kakva je T-38. Ustanovljene činjenice istraživanja su korak napred i vode ka unapređenju postojećih metoda merenja parametara strujnog polja u supersoničnim aerotunelima, u skladu sa njihovim osobenostima, čineći kvalitativan naučni pomak koji će omogućiti analizu tačnosti merenja u fazi kalibracije, a posebno tokom eksploatacije aerotunela. Na taj način će se u znatnoj meri povećati pouzdanost i verodostojnost dobijenih rezultata tokom projektovanja i razvoja budućih vazduhoplova čiji se eksperimentalni deo odvija u aerotunelima.

LITERATURA

- [1] Pope A., Goin K.L.: *High Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley and Sons, New York, 1965.
- [2] Hill J.A.F., Baron J.R., Schindel L.H., Markham J.R.: *Mach Number Measurements in High-Speed Wind Tunnels*, AGARDograph 22, Naval Supersonic Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, 1956.
- [3] Reed T.D., Pope T.C., Cooksey J.M.: *Calibration of Transonic and Supersonic Wind Tunnels*, NASA Contractor Report 2920, Vought Corporation, 1977.
- [4] Steinle F, Stanewsky E.: *Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements*, AGARD Advisory Report No.184, 1982.
- [5] Recommended Practice: *Calibration of Subsonic and Transonic Wind Tunnels*, R-093-2003, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [6] Hensch M., Grubb J., Krieger W., Cler D.: *Langley Wind Tunnel Data Quality Assurance – Check Standard Results (Invited)*, - Proceedings of the 21st AIAA Advanced Measurement Technology and Ground Testing Conference, Denver 2000, AIAA 2000-2201
- [7] Riethmuller, M. L., Scarano, F.: *Advanced Measuring Techniques for Supersonic Flows: in Collaboration with the European Wind tunnel Association*, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, VKI Lecture Series, Brussels, 2005.
- [8] Fujii K.: *Progress and Future Prospects of CFD in Aerospace – Wind Tunnel and Beyond*, - Progress in Aerospace Sciences, No. 41, 2005, pp. 455-470.
- [9] Schimanski D., Germain E., Strudthoff, W.: *Advanced Measurement Techniques at High Reynolds Number Testing in the European Transonic Wind-Tunnel*, Aerospace Testing Expo, Hamburg, 2005, pp. 1–30.
- [10] Bushnell D.M.: *Scaling: Wind Tunnel to Flight*, - The Annual Review of Fluid Mechanics, No. 38, 2006, pp. 111-128.
- [11] Owen F.K., Owen A.K.: *Measurement and Assessment of Wind Tunnel Flow Quality*, - Progress in Aerospace Sciences, Vol. 44, Iss. 5, 2008, pp. 315-348.
- [12] Vuković Đ., Ilić B., Vitić A.: *Modernization of the Flow Visualization System in the T-38 Wind Tunnel of Vojnotehnički institut*, - Proceedings of the 31st Conference on Hydro-pneumatic automation, Vrnjačka Banja 2008, pp. 273-278.

- [13] Rašuo B.: *Scaling between Wind Tunnels—Results Accuracy in Two-Dimensional Testing*, - Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 55, No. 2, 2012, pp. 109-115.
- [14] Shapiro A.H.: *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, The Ronald Press Company, 1954.
- [15] Pavlović M., Stefanović Z.: *Priručnik za dinamiku gasova*, Mašinski fakultet, Univerzitet u Beogradu, 1992.
- [16] Blumenthal P.Z.: *High Response Dew Point Measurement System for a Supersonic Wind Tunnel*, NASA Contractor Report 198453, February 1996, p.6.
- [17] Arrington E.A.: *Calibration of NASA Glenn 8-by 6-foot Supersonic Wind Tunnel*, NASA/CR –2012-217270, January 2012, p.20.
- [18] Lukaszewicz J., Rayle J.K.: *Effects of Air Humidity in Supersonic Wind Tunnels*, Aeronautical Research Council, R and M 2563, 1953.
- [19] Elfstrom G.M., Medved B.: *The Yugoslav 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel*, - Proceedings of the AIAA Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Paper 86-0746, 1986, pp. 89-95.
- [20] Damljanović D.: *Istraživanje parametara kvaliteta strujanja u 3D radnom delu trisoničnog aerotunela T-38*, - Magistarski rad, Mašinski fakultet, Univerzitet u Beogradu, 2010.
- [21] Elfstrom G.M., Medved B., Rainbird W.J.: *Optimum Porosity for an Inclined-hole Transonic Test Section Wall Treated for Edgetone Noise Reduction*, - AIAA, 1988.
- [22] Vitić A.: *Koncepcija i rad aerotunela sa nadpritiskom u svetu i kod nas*, - Kumulativna naučnotehnička informacija, ISSN 1820-3418, br. 4, 2000.
- [23] Vitić A., Vuković Đ.: *Anvelope performansi aerotunela T-38 prekidnog dejstva sa nadpritiskom*, - Naučno-tehnički pregled, ISSN 0350-0667, XLVI, br. 4-5, 1996, str. 67-72.
- [24] Vuković Đ.: *Ispitivanje nadzvučnih prelaznih pojava u trisoničnom aerotunelu T-38*, - Naučno-tehnički pregled, ISSN 0350-0667, Vol. XLVI, br. 4-5, 1996, str. 18.
- [25] Vuković Đ.: *Investigation of Supersonic Transient Loads in the T-38 1.5m x 1.5m Trisonic Wind Tunnel at Žarkovo*, - Proceedings of the 19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Anaheim California USA, 1994.

- [26] Vitić A., Vuković Đ.: *Kontrola zaustavne temperature u aerotunelu T-38*, - Naučno-tehnički pregled, ISSN 0350-0667, Vol. XLV, br. 8. 1995, str. 8-12.
- [27] Prica D., Medved B.: *Flow Angularity Measurement with a Pyramidal Probe in the T38 Wind Tunnel Supersonic Test Section*, - Proceedings of the 17th Yugoslav Conference of Theoretical and Applied Mechanics, Zadar, 1986, pp. 115-120.
- [28] Damljanović D., Vuković Đ., Isaković J.: *Baždarenje radnog dela aerotunela T-38 u podzvučnoj oblasti brzina*, - Zbornik radova 31. kongresa o hidropneumatskoj automatizaciji sa međunarodnim učešćem, Vrnjačka Banja 2008, str. 267-272.
- [29] Damljanović D., Rašuo B.: *Evaluation of some aspects of Flow Quality in a Trisonic Blowdown Wind Tunnel*, - Proceedings of the 3rd International Symposium on Contemporary Problems of Fluid Mechanics, ISBN: 978-86-7083-725-6, Belgrade 2011, pp. 271-280.
- [30] Damljanović D., Rašuo B.: *Istraživanje uticaja eksploatacije trisoničnog aerotunela na kvalitet parametara strujanja vazduha u 3D radnom delu*, - Tehnika, godina LXVI, br. 4, 2011, ISSN 0040-2176,UDC: 553.65.07.001.575, pp. 579-587.
- [31] Hills R.: *A Review of Measurements on AGARD Calibration Models*, AGARDograph 64, Aircraft Research Association Bedford, England, 1961.
- [32] Damljanović D., Vuković Đ., Isaković J.: *Standardni aerotunelski modeli i njihova primena u aerotunelima Vojnotehničkog instituta*, - Kumulativna naučnotehnička informacija, ISSN 1820-3418, Vol XLVII, br. 2, 2012.
- [33] Isaković J.: *Poređenje rezultata baždarenja trisoničnog aerotunela T-38 sa ostalim velikim svetskim aerotunelima*, - Zbornik radova XVII Jugoslovenskog kongresa teorijske i primenjene mehanike, Zadar, 1986.
- [34] Isaković J., Zrnić N., Janjikopanji G.: *Testing of the AGARD-B/C, ONERA i SDM Calibration Models in the T-38 1.5m x 1.5m Trisonic Wind Tunnel*, - Proceedings of the 19th congress of the ICAS, Anaheim California USA, 1994. pp. 1-9.
- [35] Isaković J., Janjikopanji G.: *Ispitivanje baždarnih modela AGARD-B/C i SDM u trisoničnom aerotunelu T-38*, - Naučno-tehnički pregled, ISSN 0350-0667, Vol. XLVI, br. 4-5, 1996, str. 85.
- [36] Damljanović D., Vitić A., Vuković Đ.: *Testing of AGARD-B Calibration Model in the T-38 Trisonic Wind Tunnel*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol. LVI, No.2, 2006, pp. 52-62.

- [37] Damljanović D., Vitić A., Vuković Đ., Isaković J.: *Ispitivanje kalibracionog modela AGARD-B u trisoničnom aerotunelu T-38*, - Zbornik radova 30. naučno-stručnog skupa o hidropneumatskoj automatizaciji sa međunarodnim učešćem, Vrnjačka Banja 2006, str. 523-530.
- [38] Damljanović D., Rašuo B.: *Testing of Calibration Models in order to Certify the Overall Reliability of the Trisonic Blowdown Wind Tunnel of VTI*, - FME Transactions, Vol 38, No 4, 2010, pp. 167-172.
- [39] Akgül A., Isaković J., Mandić S., Gülay E.: *Determination of the Base Pressure for AGARD-B Calibration Model and Comparison with Experiment in the T-38 Wind Tunnel*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol.LIX, No.2, 2009, pp.3-11.
- [40] Iijima H., Suzuki N., Watanabe M., Hishijima H., Itabashi Y.: *Force Measurements on AGARD Calibration Model-B at Supersonic Speeds in the JAXA Supersonic Wind Tunnel*, - Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 71st Meeting, JAXA-SP-04-011, 2005.
- [41] Watanabe S., Morita Y., Suzuki N.: *Standard Models in the NAL Wind Tunnel Technology Center*, - NAL Res Prog, ISSN-1340-5977, National Aerospace Lab Japan, Vol. 2002/2003, 2003, pp. 16-17.
- [42] Damljanović D., Vuković Đ., Očokoljić G.: *Standard Models in the Experimental Aerodynamics Laboratory of VTI*, - Proceedings of the 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, Paris 2012, FP48-2012-damljanovic
- [43] Damljanović D., Isaković J., Rašuo B.: *An Evaluation of the Overall T-38 Wind Tunnel Data Quality in Testing of a Calibration Model*, - Proceedings of the 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans Louisiana 2012, AIAA 2012-3231, Chapter DOI: 10.2514/6.2012-3231, eISBN: 978-1-62410-185-4
- [44] Damljanović D., Rašuo B., Isaković J.: *The T-38 Wind Tunnel Data Quality Assurance Based on Testing of a Standard Model*, - AIAA Journal of Aircraft, Vol.50, No.4, July–August 2013, ISSN 0021-8669, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Full Paper 2012-08-C032081.R2, DOI: 10.2514/1.C032081, pp. 1141-1149.
- [45] Damljanović D., Vuković Đ., Samardžić M.: *Program realizacije istraživanja mogućnosti poboljšanja kvaliteta merenja na visokim Mahovim brojevima u aerotunelu T-38*, Int.br. V3-3062-A-07, 6206098, Vojnotehnički institut Beograd, 2010.

- [46] Gray J.D.: *Summary Report on Aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2*, AEDC-TDR-64-137, Arnold Engineering Development Center, 1964.
- [47] Gray J.D., Lindsay E.E.: *Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10*, AEDC-TDR-63-137, Arnold Engineering Development Center, 1963.
- [48] Malcolm G.N., Chapman, G.T.: *A Computer Program for Systematically Analyzing Free-Flight Data to Determine the Aerodynamics of Axisymmetric Bodies*, NASA TN D-4766, NASA - Ames Research Center, 1968.
- [49] Ceresuela, R.: *Mesurés d ' Efforts et de Pressions sur la Maquette Balistique Etalon HB-2 de Mach 2 a Mach 16,5*, Note Technique 13/1879 A, O.N.E.R.A., 1964.
- [50] Damljanović D., Vuković Đ., Vitić A., Isaković J., Čurčić D.: *Preliminary Measurements of Aerodynamic Characteristics of the HB Standard Model in the Trisonic Wind Tunnel of VTI*, - Proceedings of the 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2012, ISBN 978-86-81123-58-4, Belgrade, 18-19 September 2012, pp. 49-54.
- [51] Çeliker H. E., Akman O., Akar G., Akgül A.: *Aerodynamic Prediction for HB-1 and HB-2 Supersonic and Hypersonic Test Cases and Comparison with Experiment*, - Proceedings of the 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2012, ISBN 978-86-81123-58-4, Belgrade, 18-19 September 2012, pp. 31-36.
- [52] Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Adamov N.P, Vasenev L.G., Kuraeva A.D., Nalivajchenko D.G., Novikov A.V., Shpak S.I., Chirkashenko V.F.: *Calibration Trials of Working Capabilities of the New Hypersonic Wind Tunnel AT-303 at ITAM*, European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)
- [53] Kuchi-Ishi S., Watanabe S., Nagai S., Tsuda S., Koyama T., Hirabayashi N., Sekine S., Hozumi K.: *Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 1: 1.27m Hypersonic Wind Tunnel Results)*, ISSN 1349-1113, JAXA-RR-04-035E, Japan Aerospace Exploration Agency, 2005.
- [54] Kuchi-Ishi S., Watanabe S., Ueda S., Tanno H., Komuro T., Sato K., Itoh K.: *Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 2: High Enthalpy Shock Tunnel Results)*, ISSN 1349-1113, JAXA-RR-05-030E, Japan Aerospace Exploration Agency, 2006.

- [55] Tsuda S., Watari M.: *Force Tests of HB-2 Standard Model with a New Support System in the JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel (HST)*, Japan Aerospace Exploration Agency
- [56] *T-38_APS Priručnik za korisnike, V1.0*, Vazduhoplovnotehnički institut Žarkovo, Beograd, 1988.
- [57] Vuković Đ.: *Analiza pogodnosti mogućih načina merenja parametara strujanja u aerotunelu T-38 pri ispitivanjima na visokim Mahovim brojevima*, Int.br. V3-3103-A-07, 6595809, Vojnotehnički institut, Beograd, 2011.
- [58] *Quartz Pressure Transducer –Model 11603*, Datasheet T-350, Mensor Co., 1984.
- [59] *Pressure Sensors Product Catalogue*, BR-168A (04/08), General Electric, Procon Systems Inc., 2008.
- [60] Vuković Đ.: *Procena aerodinamičkih opterećenja i izbor razmere standardnog aerotunelskog modela HB (HB-1 i HB-2)*, Int.br. V3-3092-A-07, 6595805, Vojnotehnički institut Beograd, 2011.
- [61] *Mensor Digital Pressure Transducer Series 6100*, CDS6100D, Mensor Corporation, 2004.
- [62] *CPT 6180 High Precision Pressure Transducer*, Mensor Corporation, 2010.
- [63] Vitić A., Milosavljević M., Vuković Đ., Damljanović D.: *Poboljšanje primarnog mernog sistema u aerotunelu T-38*, Int.br. V3-3154-I-07, 6595823, Vojnotehnički institut, Beograd, 2012.
- [64] Vitić A., Vuković Đ., Milosavljević M., Damljanović D.: *Improvements of the Primary Measuring System in the T-38 Wind Tunnel*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol. 63, No. 2, 2013, pp.75-81.
- [65] *Digital Pressure Transducer CPT 6100*, Mensor/WIKA Calibration Line Datasheet CPT 6100 2010/07, Mensor Corporation, 2010, website: www.wika.de
- [66] *High Precision Pressure Transducer CPT 6180*, Mensor/WIKA Calibration Line Datasheet CPT 6180 2010/06, Mensor Corporation, 2010, website: www.wika.de
- [67] *CPC 6000 Automated Pressure Calibrator*, Mensor/WIKA Datasheet CPC 6000 09/2012, Mensor Corporation, 2012, website: www.wika.de
- [68] Vitić A., Lapčević V.: *Merenje zaustavne temperature u aerotunelu T-38*, Int.br. V3-3137-A-07, 6595812, Vojnotehnički institut, Beograd, 2012.

- [69] OMEGA Handbook: *The Temperature*, Vol. 29, page C-14
- [70] Isaković J.: *Uputstvo za održavanje mašinske tehnološke opreme aerotunela T-38*, Int.br. V3-3059-I-06, 6206095, Vojnotehnički institut, Beograd, 2010.
- [71] *Operating Manual Dew Point Indicator* – Hygromoc series 770 S, 1983.
- [72] Elfstrom G.: *Dew point – Measurement and Allowable Limits*, Design report T-38, 4001/03, May 1988.
- [73] Vitić A., Lapčević V.: *Tačka rose – merenje i dozvoljene vrednosti za aerotunel T-38*, Int.br. V3-3134-A-07, 6595811, Vojnotehnički institut, Beograd, 2012.
- [74] Vitić A., Lapčević V.: *Povezivanje uređaja za merenje tačke rose u akvizicioni sistem aerotunela T-38*, Int.br. V3-3143-A-07, 6595815, Vojnotehnički institut, 2012.
- [75] Lapčević V., Vitić A.: *Integration of Dew Point Measurement into the T-38 Wind Tunnel Data Acquisition System*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol. 63, No. 1, 2013, pp. 47-51.
- [76] Vitić A., Lapčević V.: *Modifikacija Aquanel uređaja za merenje vlažnosti vazduha u aerotunelu T-38*, Int.br.V3-3164-P-07, 6598041, Vojnotehnički institut Beograd 2013.
- [77] Damljanović D.: *Priprema za merenje uglovnosti struje u 3D radnom delu aerotunela T-38 u nadzvučnoj oblasti brzina*, Int.br. V3-3142-I-07, 6595814, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [78] Vuković Đ., Damljanović D.: *Priprema za baždarenje radnog dela aerotunela T-38 u nadzvučnoj oblasti brzina: merenje statičkog i zaustavnog pritiska*, Int.br. V3-3146-I-07, 6595817, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [79] Damljanović D., Vitić A., Vuković Đ.: *Baždarenje radnog dela aerotunela T-38 u nadzvučnoj oblasti brzina: merenje statičkog i zaustavnog pritiska*, Int.br. V3-3149-I-07, 6595820, Vojnotehnički institut Beograd, 2013.
- [80] Damljanović D.: *Baždarenje radnog dela aerotunela T-38 u nadzvučnoj oblasti brzina: merenje uglovnosti struje*, Int.br. V3-3074-I-07, 6595816, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [81] Nenadović M.: *Stabilnost i upravljivost letelica*, Mašinski fakultet Beograd, 1971.
- [82] Damljanović D., Rašuo B., Vitić A., Vuković Đ., Isaković J.: *Measurement and Analysis of Flow Angularity in the Supersonic Test Section of the T-38 Blowdown Wind Tunnel in VTI*, - Proceedings of the 4th International Congress of Serbian

- Society of Mechanics on Theoretical and Applied Mechanics, Vrnjačka Banja, 2013, B-03, pp. 237-242.
- [83] Vitić A., Vuković Đ.: *Procedura za izračunavanje konture fleksibilnog mlaznika aerotunela T-38*, Int.br.V3-3147-O-07, 6595818, Vojnotehnički institut Beograd, 2012
- [84] Damljanović D., Vuković Đ.: *Priprema za preliminarno ispitivanje modela HB 75 mm u aerotunelu T-38*, Int.br.V3-3130-I-07,6595810,Vojnotehnički institut Beograd 2012.
- [85] Damljanović D., Vuković Đ., Vitić A.: *Preliminarno ispitivanje modela HB prečnika 75 mm na Mahovim brojevima 1.5 do 4 u aerotunelu T-38*, Int.br. V3-3138-I-07, 6595813, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [86] Vuković Đ., Damljanović D.: *Priprema za ispitivanje modela HB prečnika 75 mm i 100 mm u aerotunelu T-38*, Int.br.V3-3150-I-07,6595821,Vojnotehnički institut, 2013.
- [87] Damljanović D., Vitić A.: *Interference Effects on Z-Shaped Model Support Sting Data in the T-38 Wind Tunnel*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol. LIV, No.3-4, 2004, pp. 29-37.
- [88] Damljanović D., Vuković Đ.: *Tehnička specifikacija za projektovanje i izradu modela HB-1 i HB-2 za aerotunel T-38*, Int.br. V3-3093-P-07, 6595806, Vojnotehnički institut Beograd, 2011.
- [89] Vuković Đ., Spasić I.: *Projekat standardnih modela HB-1 i HB-2 za aerotunel T-38*, Int.br. V3-3107-P-07, 6595807, Vojnotehnički institut Beograd, 2011.
- [90] Babić Lj., Marinkovski D.: *CMM izveštaj za model HB prečnika 100 mm*, Int.br. V3-3151-I-07, 6595808, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [91] Babić Lj., Marinkovski D.: *CMM izveštaj za model HB prečnika 75 mm*, Int.br. V3-3152-I-07, 6595822, Vojnotehnički institut Beograd, 2012.
- [92] Samardžić M., Vuković Đ.: *Baždarenje aerovage VTI40B u tri opsega radnog opterećenja*, Int.br. V3-3101-I-07, 6595535, Vojnotehnički institut Beograd, 2011.
- [93] Vuković Đ.: *Analiza naprezanja u telu monoblok aerovage VTI40B metodom konačnih elemenata*, Int.br. V3-3148-A-07, 6595819, Vojnotehnički institut, 2012.
- [94] Vuković Đ., Samardžić M., Vitić A.: *Prototype of a Stiff Wind Tunnel Balance with Semiconductor Strain Gauges and Thermocompensation done by Software*, - Proceedings of the 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS2008-P2.9, 14-19 September 2008, Anchorage, Alaska, USA

- [95] Vuković Đ., Samardžić M., Vitić A.: *Projekat aerovage velike krutosti BV40*, Int.br. V3-3043-P-06, 6206079, 2. izdanje, Vojnotehnički institut Beograd, 2009-2012.
- [96] Vuković Đ., Samardžić M.: *Etaloniranje monoblok aerovage BV40*, Int.br. V3-3155-I-07, 6598038, Vojnotehnički institut Beograd, 2013.
- [97] Vuković Đ., Samardžić M.: *Određivanje uticaja temperature na karakteristike poluprovodničkog mernog mosta na aerovagi BV40*, Int.br. V3-3156-I-07, 6598039, Vojnotehnički institut Beograd, 2013.
- [98] Damljanović D., Mandić S., Vuković Đ.: *Computational Fluid Dynamics and Wind Tunnel Determination of the Aerodynamic Characteristics of an Axi-Symmetric Projectile with a Conical Tail Flare*, - Scientific Technical Review, ISSN 1820-0206, Vol. 61, No. 3-4, 2011, pp. 49-55.
- [99] Stupar S., Isaković J., Komarov D., Simonović A., Damljanović D.: *Computational and Experimental Investigation into Subsonic Flow around a Finned Ogive Cylinder*, - Transactions of Famena, ISSN 1333-1124, UDC 533.6:519.6, XXXVI-4, 2012, pp. 97-110.
- [100] Damljanović D., Mandić S., Vuković Đ.: *Experimental and Numerical Evaluation of the Axial Force Coefficient of a Sub-Caliber Projectile with a Conical Tail Section*, - Proceedings of the 4th International Scientific Conference on Defensive Technologies, ISBN: 978-86-81123-50-8, October 6-7, 2011, Beograd, pp. 3-8.
- [101] Stupar S., Isaković J., Komarov D., Damljanović D., Simonović A.: *Computational and Experimental Determination of Subsonic Pressure Distribution for Missile Calibration Model*, - Proceedings of the 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, ISBN 978-86-81123-58-4, September 18-19, 2012, Beograd, pp. 61-66.
- [102] Stupar S., Isaković J., Švorcan J., Damljanović D., Komarov D.: *Experiment and Computation of Subsonic and Supersonic Flow around Missile Calibration Model*, - Proceedings of the 48th International Symposium of Applied Aerodynamics, Saint-Louis, March 25-27, 2013, FP09-2013-stupar
- [103] Vidanović N., Rašuo B., Damljanović D., Vuković Đ., Ćurčić D.: *Validation of the CFD Code used for Determination of Aerodynamic Characteristics of Nonstandard AGARD-B Calibration Model*, - Thermal Science, 2013, ISSN: 0354-9836, DOI:10.2298/TSCI130409104V

BIOGRAFIJA AUTORA

Mr Dijana Damljanović je rođena 1973. godine u Ptuj, Slovenija. Osnovnu školu je završila u Šapcu, gimnaziju u Obrenovcu. Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu je upisala 1992. i diplomirala 1999. godine na grupi za vazduhoplovstvo sa prosečnom ocenom 9.05.

Poslediplomske studije na Mašinskom fakultetu u Beogradu je upisala 1999, a magistarski rad sa temom *Istraživanje kvaliteta parametara strujanja u 3D radnom delu trisoničnog aerotunela T-38* je odbranila 03. juna 2010. godine.

Profesionalnu karijeru je počela 1999. godine kao pripravnik-talenat obdaren za naučnoistraživački rad u Institutu za vazduhoplovstvo na Mašinskom fakultetu u Beogradu. U Vojnotehničkom institutu u Beogradu se zaposlila 01. februara 2000. godine kao istraživač-saradnik u sektoru za eksperimentalnu aerodinamiku na poslovima test inženjera u aerotunelima velikih brzina, gde je 2004. godine raspoređena na mesto samostalnog istraživača i 2008. godine na mesto višeg istraživača. Od 2010. godine je na mestu vodećeg istraživača. Prema odluci Naučnog veća Vojnotehničkog instituta 2011. godine je izabrana u istraživačko zvanje istraživač-saradnik, oblast eksperimentalna aerodinamika.

U okviru svog područja rada vrši pripremu i rukovodi timom i poslovima u izvođenju složenih aerodinamičkih ispitivanja u trisoničnom aerotunelu T-38. Suština njenog delokruga rada je zasnovana na istraživanju i unapređenju svih potrebnih aspekata kvaliteta strujnog polja u 3D radnom delu aerotunela T-38, tačnosti, pouzdanosti, ponovljivosti i međulaboratorijskoj korelaciji rezultata standardnih ispitivanja, kao i efikasnosti rada savremene trisonične aerotunelske instalacije. Za određene vrste ispitivanja vrši projektovanje i rukovodi kalibracijom tenzometrijskih davača koji se ugrađuju u modele.

Autor je i koautor devedeset (90) internih stručnih izveštaja Vojnotehničkog instituta, petnaest (15) radova u domaćim i međunarodnim naučno-stručnim časopisima, petnaest (15) radova na domaćim i međunarodnim naučno-stručnim konferencijama i tri (3) tehnička razvojna rešenja.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани-а _____ Дијана Б. Дамљановић _____

број уписа _____

Изјављујем

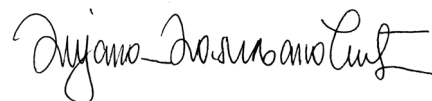
да је докторска дисертација под насловом

ТАЧНОСТ МЕРЕЊА ПАРАМЕТАРА СТРУЈНОГ ПОЉА
У СУПЕРСОНИЧНИМ АЕРОТУНЕЛИМА

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 27.12.2013.



Прилог 2.

Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора _____ Дијана Б. Дамљановић _____

Број уписа _____

Студијски програм _____

Наслов рада _____ ТАЧНОСТ МЕРЕЊА ПАРАМЕТАРА СТРУЈНОГ ПОЉА
У СУПЕРСОНИЧНИМ АЕРОТУНЕЛИМА _____

Ментор _____ Проф. др Бошко Рашуо _____

Потписани _____ Дијана Б. Дамљановић _____

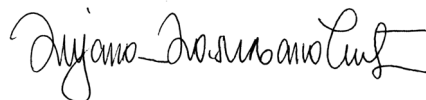
изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског звања доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

Потпис докторанда

У Београду, 27.12.2013.



Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

ТАЧНОСТ МЕРЕЊА ПАРАМЕТАРА СТРУЈНОГ ПОЉА
У СУПЕРСОНИЧНИМ АЕРОТУНЕЛИМА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

Моју докторску дисертацију похрањену у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. Ауторство

2. Ауторство - некомерцијално

3. Ауторство – некомерцијално – без прераде

4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима

5. Ауторство – без прераде

6. Ауторство – делити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци, кратак опис лиценци дат је на полеђини листа).

Потпис докторанда

У Београду, 27.12.2013.

