



UNIUNEA EUROPEANĂ



GUVERNUL ROMÂNIEI
MINISTERUL MUNCII, FAMILIEI ȘI
PROTECȚIEI SOCIALE
AMPOSDRU



Fondul Social European
POS DRU 2007-2013



Instrumente Structurale
2007-2013



MINISTERUL
EDUCAȚIEI
CERCETĂRII
TINERETULUI
ȘI SPORTULUI

OPOSDRU



UNIVERSITATEA
„DUNĂREA DE JOS”
DIN GALAȚI

**Universitatea “Dunărea de Jos” din Galați
ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE**

TEZĂ DE DOCTORAT

**CONTRIBUȚII LA STUDIUL EFECTULUI
COANDĂ PE CONFIGURAȚII GEOMETRICE
RADIALE LA VITEZE MARI**

REZUMAT

Ing. Sorin Gabriel Constantinescu

**Conducător științific:
Prof. dr. ing. Lorena Deleanu**

Seria I6 Inginerie Mecanică nr. 3

**Galați
2013**



UNIUNEA EUROPEANĂ



GUVERNUL ROMÂNIEI
MINISTERUL MUNCII, FAMILIEI ȘI
PROTECȚIEI SOCIALE
AMPOSDRU



Fondul Social European
POS DRU 2007-2013



Instrumente Structurale
2007-2013



MINISTERUL
EDUCAȚIEI
CERCETĂRII
TINERETULUI
ȘI SPORTULUI
OPOSDRU



UNIVERSITATEA
„DUNĂREA DE JOS”
DIN GALAȚI

**Universitatea “Dunărea de Jos” din Galați
ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE**

TEZĂ DE DOCTORAT

CONTRIBUȚII LA STUDIUL EFECTULUI COANDĂ PE CONFIGURAȚII GEOMETRICE RADIALE LA VITEZE MARI

REZUMAT

Ing. Sorin Gabriel Constantinescu

Conducător științific:

Prof. dr. ing. Lorena Deleanu

Referenți științifici

Prof. dr. ing. Cătălin Fetecău,

Universitatea “Dunărea de Jos” din Galați

Prof. dr. ing. Nicoale Buzbuchi,

Universitatea Maritimă Constanța

Cercetător științific II, dr. ing. Cătălin Nae,

Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială

"Elie Carafoli" - I.N.C.A.S. București.

Prof. dr. ing. Eugen Rusu

Universitatea “Dunărea de Jos” din Galați

Seria I6 Inginerie Mecanică nr. 3

Galați

2013



UNIUNEA EUROPEANĂ



GUVERNUL ROMÂNIEI
MINISTERUL MUNCII, FAMILIEI ȘI
PROTECȚIEI SOCIALE
AMPOSDRU



Fondul Social European
POS DRU 2007-2013



Instrumente Structurale
2007-2013



MINISTERUL
EDUCAȚIEI
CERCETĂRII
TINERETULUI
ȘI SPORTULUI
OPOSDRU



UNIVERSITATEA
„DUNAREA DE JOS”
DIN GALATI

Seriile tezelor de doctorat sustinute public în UDJG începând cu 1 octombrie 2013 sunt:

Domeniul ȘTIINȚE INGINEREȘTI

Seria I 1: **Biotehnologii**

Seria I 2: **Calculatoare și tehnologia informației**

Seria I 3: **Inginerie electrică**

Seria I 4: **Inginerie industrială**

Seria I 5: **Ingineria materialelor**

Seria I 6: **Inginerie mecanică**

Seria I 7: **Ingineria produselor alimentare**

Seria I 8: **Ingineria sistemelor**

Domeniul ȘTIINȚE ECONOMICE

Seria E 1: **Economie**

Seria E 2: **Management**

Domeniul ȘTIINȚE UMANISTE

Seria U 1: **Filologie-Engleză**

Seria U 2: **Filologie-Română**

Seria U 3: **Istorie**



DECIZIA

nr. 2205 / 9.10.2013

În conformitate cu prevederile Legii Educației Naționale nr. 1/05.01.2011, ale Codului studiilor universitare de doctorat și ale Regulamentului instituțional privind organizarea și desfășurarea studiilor universitare de doctorat;

în baza referatului conducătorului științific **Prof.univ.dr.ing. Lorena DELEANU**;

conform aprobării Consiliului școlii doctorale din data de **27.09.2013**;

în baza Ordinului Ministrului Educației, Cercetării, Tineretului și Sportului nr. 3288/20.02.2012 privitor la numirea rectorului;

Rectorul universității decide:

Art. 1. Se numește comisia pentru evaluarea și susținerea publică a tezei de doctorat de către doctorândul(a) **ing. CONSTANTINESCU A. SORIN-GABRIEL**, domeniul **Inginerie mecanică**, în următoarea componență :

- | | |
|----------------------------------|---|
| 1. Președinte | Prof.univ.dr.ing. Cătălin FETECĂU
Universitatea „Dunărea de Jos” din Galați |
| 2. Conducător de doctorat | Prof.univ.dr.ing. Lorena DELEANU
Universitatea „Dunărea de Jos” din Galați |
| 3. Referent oficial | Prof.univ.dr.ing. Nicolae BUZBUCHI
Universitatea Maritimă Constanța |
| 4. Referent oficial | Cercet.șt.gr.II dr.ing. Nae CĂTĂLIN
Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare
Aerospațială „Elie Carafoli” - INCAS București |
| 5. Referent oficial | Prof.univ.dr.ing. Eugen-Victor-Cristian RUSU
Universitatea „Dunărea de Jos” din Galați |

Art. 2. Școala doctorală, Secretariatul doctorat, Compartimentul salarizare și Biroul financiar vor duce la îndeplinire prevederile prezentei decizii.

Prof. univ. dr. **ing. Iulian Gabriel BIRSAN**



Mulțumiri

Lucrarea a fost realizată în cadrul proiectului POSDRU “Calitatea și continuitatea formării în cadrul ciclului de studii doctorale – TOP ACADEMIC” 107/1.5/ S76822 și cu sprijinul Institutului Național de Cercetări Aerospațiale "Elie Carafoli" (INCAS) din București.

Mulțumesc domnului profesor dr. ing. George Bălan pentru sprijinul acordat, sugestiile și recomandările importante primite, pentru susținerea morală.

Vreau să le mulțumesc colegilor de la INCAS, dr. ing. Cătălin Nae, dr. ing. Mihai Leonida Niculescu, ing. drd. Corneliu Stoica, ing. Drd. Mihai Victor Pricop, pentru sprijinul acordat în realizarea modelului teoretic și experimental.

Calde mulțumiri doamnei profesor dr. ing. Lorena Deleanu pentru îndrumările profesionale și didactice cu privire la echipamentele și programele folosite pentru realizarea tezei..

Mulțumiri domnului fizician dr. Murariu Gabriel pentru consiliere în gestiunea activităților pe parcursul doctoranturii.

Autorul

	Cuprins
Mulțumiri	i
Cuprins	1
Table of contents	2
Introducere	3
Introduction	7
Cap. 1. Rezultatele cercetărilor privind curgerea pe profilul Coandă	11
1.1. Introducere	11
1.2. Curgerea jeturilor pe extradusul profilelor aerodinamice.....	12
1.3. Turbulența în jetul parțial limitat de un perete drept sau curb	13
1.4. Curgerea jeturilor radiale	13
1.5. Modelarea curgerii fluidului pe profilul Coandă	14
1.6. Aplicații ale efectului Coandă	15
1.6.1. Aplicații ale efectului Coandă în aeronautică	15
1.6.2. Aplicații ale efectului Coandă în tehnologie, mediu, construcții și transporturi	17
1.7. Concluzii și obiective de cercetare.....	18
Cap. 2. Teoria curgerii pe profil Coandă	19
2.1. Modelul Navier-Stokes.....	19
2.2. Modelul ecuațiilor Navier -Stokes mediate Reynolds	20
2.3. Modele de turbulență	21
Cap. 3. Modelarea numerică a curgerii pe un profil Coandă	23
3.1. Modelarea curgerii turbulente a fluidelor	23
3.2. Modelul pentru profilul Coandă	23
3.3. Analiza rezultatelor modelării.....	26
3.3.1. O analiză privind modelarea domeniului de calcul	26
3.3.2. Influența presiunii totale la intrare	27
3.3.3. Influența înălțimii ajutorului radial	31
3.3.4. Influența diametrului ajutorului asupra caracteristicilor curgerii	33
3.4. Concluzii privind rezultatele modelării	33
Cap. 4. Rezultate experimentale ale efectului Coandă pe configurație geometrică radială, la viteze mari	36
4.1. Instalația experimentală, aparatura și metodologia de testare pentru profilul Coandă	36
4.2. Rezultate experimentale privind repartizarea presiunii statice pe profilul Coandă la variația parametrilor geometrici și aerodinamici	39
4.3. Sinteza rezultatelor experimentale	43
4.4. Vizualizarea curgerii pe profilul Coandă.....	49
4.5. Modelarea matematică a datelor experimentale pentru forța de tracțiune și pentru viteza de ieșire din ajutoraj	52
4.6. Concluzii	53
Cap. 5 Concluzii și contribuții personale	56
5.1. Sinteza lucrării	56
5.2. Concluzii	58
5.3. Contribuții personale	57
Bibliografie selectivă	59
Anexă. Lista lucrărilor științifice	64

Table of contents

Acknowledgment	i
Table of contents (in Romanian)	1
Table of contents (in English)	2
Introduction (in Romanian)	3
Introduction (in English)	7
Cap. 1. A state-of-the art concerning flow on Coanda profile	11
1.1. Introduction.....	11
1.2. Co-flow jets on the aerodynamic upside profiles.....	12
1.3. Turbulence in jets partially limited by a straight or curved wall.....	13
1.4. Flow of radial jets.....	13
1.5. Fluid flow modelation in the Coanda nozzle.....	14
1.6. Applications of the Coanda effect.....	15
1.6.1. Applications of the Coanda effect in aeronautics.....	15
1.6.2. Applications of the Coanda effect in technology, environment, constructions and transportation.....	17
1.7. Conclusions and research objectives.....	18
Cap. 2. Flow theory on Coanda profiles.....	19
2.1. The Navier-Stokes model.....	19
2.2. The Reynolds mediated Navier-Stokes equation model.....	20
2.3. Turbulence models.....	21
Cap. 3. Numeric modelation of the flow on a Coanda profile.....	23
3.1. The modelation of fluid turbulent flow.....	23
3.2. The Coanda profile model.....	23
3.3. Results and remarks.....	23
3.3.1. Remarks concerning the calculation domain modelation.....	26
3.3.2. The influence of total supply pressure.....	27
3.3.3. The influence of radial nozzle height.....	31
3.3.4. Influence of the nozzle diameter on the flow characteristics	33
3.4. Conclusions concerning the modelation results.....	33
Cap. 4. Experimental results concerning the Coanda effect on the radial geometric configuration at higher speeds	36
4.1. Experimental rig, equipment and aerodynamic research methodology for the flow on an axisymmetrical Coanda profile	36
4.2. Experimental results concerning the static pressure distribution on the Coanda profile when varying the geometrical and aerodynamic parameters.....	39
4.3. Experimental results concerning the lift force when varying the geometrical and aerodynamic parameters of the experimental model.....	43
4.4. Visualization of air flow on the Coanda profile	49
4.5. Mathematical modeling of the experimental data for the traction force and the air velocity at nozzle exit	52
4.6. Conclusions.....	53
Cap. 5 Conclusions and personal contributions.....	56
5.1. Synthesis	56
5.2. Personal contributions.....	57
5.3. Conclusions.....	57
References (selected).....	59
Appendix. List of scientific papers.....	64

Introducere

Scopul acestei teze este de a studia parametrii curgerii unui jet de aer expulzat printr-un ajutoraj convergent radial peste suprafața exterioară a unui profil axial simetric cu rază de curbura mică (profil Coandă axial simetric). Jetul de aer este expulzat pe la partea superioară a profilului, printr-un ajutoraj radial cu o anumită geometrie, ai cărui parametri geometrici principali (înălțimea fantei, h și lungimea ajutorajului, Da) pot fi modificați. Spre deosebire de alte studii, lucrarea de față abordează studiul jeturilor și la regimuri transonice de curgere ($M \approx 1$).

Pentru crearea jeturilor radiale s-a utilizat un ajutoraj radial axial simetric, alimentat cu aer sub presiune care are particularitatea că schimbă direcția de curgere a aerului cu 90° , transformând curgerea axială în curgere radială. Atât presiunea totală a aerului la intrarea în ajutoraj, cât și geometria ajutorajului pot fi variate pentru obținerea unor viteze cât mai mari ale jetului la ieșirea din ajutoraj.

Pentru a suplini lipsa unor date experimentale, greu de obținut din cauza dimensiunilor reduse ale modelului experimental, s-a folosit și un model de calcul. Sistemul de ecuații utilizat pentru descrierea curgerii în jurul modelului numeric a fost sistemul RANS, deoarece curgerea a fost considerată în întregime turbulentă. Modelul de turbulență folosit pentru închiderea sistemului de ecuații a fost modelul SST $k-\omega$. Prin compararea datelor numerice cu cele experimentale s-a constatat că modelul de turbulență ales este adecvat pentru aceste configurații geometrice și intervalele parametrilor de rulare.

Sistemul de ecuații a fost rezolvat numeric folosind softul comercial Ansys FLUENT.

Modelul experimental a fost plasat în camera de testare a sufleriei subsonice a INCAS - București (Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare în Domeniul Ingineriei Aero-Spațiale „Elie Carafoli”). Viteza jetului la ieșirea din ajutoraj a fost determinată cu metoda firului cald. Pentru determinarea distribuției de presiuni statice pe extradusul profilului s-au folosit prize statice, plasate echidistant pe patru meridiane pe extradusul profilului Coandă. Presiunile au fost citite succesiv, pentru fiecare priză de presiune, cu ajutorul unor comutatoare de tip scanivalvă, prin intermediul unui senzor diferențial. Datele au fost achiziționate printr-un soft specializat și stocate de un sistem de achiziție de date. Forța de tracțiune a fost măsurată prin legarea platoului inelar direct la lanțul de determinare a forței de portanță a balanței aerodinamice (profilul fiind rigid fixat). Pentru fiecare test s-au notat valorile presiunii totale de alimentare, diametrul plăcii superioare a ajutorajului și înălțimea fantei.

În capitolul 1 este prezentat un scurt istoric al principalelor realizări tehnice care au la baza proiectării lor fenomenul Coandă. Henri Coandă este primul care a conștientizat acest fenomen, în anul 1910, cu ocazia zborului primului avion cu reacție din lume, proiectat și pilotat de el, când flăcările de la eșapament s-au „lipit” de fuselajul avionului, incendindu-l. În anul 1932, el a obținut un brevet în Franța pentru invenția „Procedeu și dispozitiv pentru devierea unui fluid într-un alt fluid”. Efectul Coandă permite unui jet de fluid să curgă de-a lungul unui perete care face un unghi cu direcția lui de curgere. În anul 1935, Henri Coandă a inventat și brevetat în Franța „aerodina zburătoare” (discul zburător). Proiecte și prototipuri de aparate de zbor, care folosesc efectul Coandă, au fost realizate și de alte firme și inventatori (aparatură de zbor cu aterizare și decolare verticală): VZ-9AV realizat de firma canadiană ARO, aparatul cu sustentație (hybridcraft), brevetat de William Walter. În aviație efectul Coandă a fost valorificat pentru îmbunătățirea performanțelor aeronavelor deja existente (mărirea portanței și unghiului de stall și micșorarea rezistenței aerodinamice la înaintare) în cadrul metodelor pentru controlul circulației în jurul unui profil aerodinamic, care constau în injectarea unui jet cu energie mare la bordul de fugă sau cel de atac al aripilor sau a unui jet care curge pe extradusul profilului. Efectele

care apar la interacțiunea unui jet de aer cu un perete solid au fost studiate experimental pentru jeturile circulare și inelare proiectate pe un perete perpendicular pe direcția lor de curgere. Au fost efectuate studii cu privire la distribuția presiunii pe suprafața de contact și a transferului de căldură. Studiile experimentale au permis proiectarea unor dispozitive pentru uscarea hârtiei sau răcirea unor suprafețe. Ca urmare a dezvoltării tehnicii de calcul și a modelelor de curgere turbulentă, fenomenul Coandă poate fi studiat numeric în vederea îmbunătățirii anteproiectării.

Capitolul 2 prezintă un studiu asupra modelelor matematice care sunt folosite în soluționarea numerică a curgerii fluidelor. Cel mai simplu model matematic este modelul Navier-Stokes, utilizat pentru descrierea mișcării unui fluid newtonian aflat în echilibru termodinamic. Pentru mișcări turbulente este utilizat modelul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds (RANS). Acest sistem introduce termeni aparenti, care sunt calculați pe baza unor modele de turbulență. Evaluarea acestor modele (modelul $k-\varepsilon$, modelul Spalart și Allmaras, modelul $k-\omega$) a condus la concluzia că acestea nu funcționează satisfăcător în zonele din vecinătatea peretelui în care turbulența nu este complet dezvoltată. Având în vedere curgerea turbulentă din jurul modelului experimental, utilizat în această lucrare, autorul a ales modelul de turbulență SST $k-\omega$, dezvoltat de Menter, care combină avantajele celor două modele $k-\omega$ și $k-\varepsilon$.

Capitolul 3 descrie modalitatea de soluționare numerică a modelului matematic și prezintă rezultatele numerice obținute. Datorită simetriei axiale a modelului, pentru simularea numerică, domeniul de calcul a fost restrâns la o jumătate din modelul experimental. Curgerea în jurul acestuia s-a considerat a fi axial simetrică. Calculul s-a făcut într-un domeniu 2D, într-un plan de simetrie oarecare al modelului. Grila a fost construită cu programul GABIT și a fost formată din celule tetraedrale și blocuri. Grila a fost îndesită în vecinătatea pereților modelului. Pe parcursul efectuării calculelor, domeniul de calcul a fost extins pentru a studia dacă apare și o curgere pe extradadosul profilului. Pe domeniul extins s-a făcut o îndesire a grilei pentru a vedea dacă rezultatele se modifică semnificativ. Calculele numerice au fost realizate cu ajutorul codului Ansys Fluent 14, care se bazează pe metoda volumelor finite. Comparând rezultatele obținute, s-a observat că domeniul de calcul restrâns este suficient de precis pentru simularea curgerii deoarece pe intradosul profilului Coandă nu apar curgeri intense, cu excepția unor vârtejuri staționare cu dimensiunea de aproximativ 0,25 din diametrul profilului Coandă, D , neapărând o alterare majoră a distribuției de presiuni. Folosirea grilei îndesite a dus la obținerea unor rezultate apropiate pentru configurațiile geometrice utilizate. În concluzie, s-a stabilit că pentru studierea modelului folosit este suficientă folosirea domeniului restrâns și a unei grile nu foarte dese, ceea ce duce la mărirea vitezei de calcul. Din simulările făcute pe mai multe geometrii și presiuni de alimentare, s-a observat din graficul de distribuție al vitezelor și tensiunilor de frecare pe extradadosul profilului că nu apar desprinderi ale jetului de perete, nici pe porțiunea plată a profilului Coandă, nici pe porțiunea curbă. Distribuția de presiuni statice pe extradadosul porțiunii curbate a profilului este cel mai puternic influențată de presiunea totală de alimentare a ajutorajului, depresiunile calculate crescând proporțional cu presiunea totală de alimentare. Fantele cu înălțimi h mai mari contribuie și ele la creșterea depresiunii de pe extradadosul profilului, în timp ce descreșterea diametrului ajutorajului D_a (în condițiile menținerii constante a diametrului D al profilului Coandă) afectează negativ depresiunea de pe extradados, ducând la scăderea în modul a acesteia. Creșterea presiunii de alimentare la valori mai mari (dependentă de configurația geometrică) duce la apariția unor bule de recirculare pe porțiunea plană a profilului. De aceea este dorit ca această porțiune să fie cât mai scurtă.

Capitolul 4 prezintă modelul și instalația experimentală, planul de teste și rezultatele obținute. Modelul este alcătuit dintr-un profil Coandă, cu o porțiune plană și una curbă. La partea superioară este montat ajutorajul radial convergent. Înălțimea fantei de ieșire din ajutoraj poate fi reglată datorită unei

asamblări cu filet pe coloana centrală a modelului, care, totodată este și canalizația de alimentare. Aerul de la un compresor este trecut printr-un regulator de presiune cu filtru, care permite reglarea presiunii totale de alimentare la valorile dorite. La ieșirea din canalizația de alimentare, aerul este deviat la 90° și introdus în ajutorul convergent, unde este accelerat în funcție de presiunea de alimentare, $p_{total\ intrare}$ și parametrii geometrici (înălțimea h și diametrul D_a), până la valori transonice ale vitezei de ieșire. Vitezele de ieșire au fost măsurate direct cu ajutorul unui sistem anemometric termodinamic. La ieșirea din ajutor jetul de aer este proiectat tangențial peste profilul Coandă. Ca urmare a efectului Coandă, jetul urmează extradusul profilului, părăsind profilul pe direcție axială. Pentru determinarea influenței geometriei ajutorului radial și a presiunii de alimentare asupra performanțelor ajutorului, s-a folosit un plan de încercări prin combinarea parametrilor geometrice și aerodinamici ai curgerii. Distribuția de presiuni statice pe extradusul profilului Coandă a fost măsurată în puncte echidistante, pe patru meridiane, cu ajutorul a două scanivalve și a doi senzori diferențiali. Datele măsurate au fost înregistrate și stocate automat de un sistem de achiziție de date. Distribuția de presiuni obținută pe extradusul profilului Coandă are aceeași alură ca și cea obținută prin calcul, depresiunile cele mai mari atingându-se imediat după punctul de începere a zonei curbate, după care descresc liniar până la marginea profilului. Concluziile obținute prin calcul cu privire la influența configurației geometrice și a presiunii de alimentare asupra vitezei de ieșire din ajutor și distribuției de presiuni statice sunt confirmate și pentru rezultatele experimentale. Diferențele între valorile presiunilor măsurate și a celor calculate pe extradusul profilului se datorează, în principal, imperfecțiunilor modelului experimental (imperfecțiuni de prelucrare, jocuri în îmbinări, rugozități și ondulații pe suprafața modelului) dar, posibil, și imperfecțiunilor modelului de turbulență ales. Experimental s-a măsurat și forța cu care jetul, după părăsirea profilului, apasă pe un disc inelar plasat la o anumită distanță sub ajutor producând o anumită forță de tracțiune care se însumează cu forța produsă de portanță. S-a stabilit că această forță este dependentă de geometria ajutorului și presiunea de alimentare în același mod ca și distribuția de presiuni statice de pe profil. Pentru confirmarea faptului că jetul rămâne atașat de profil s-a făcut vizualizarea curgerii jetului în jurul profilului. Pentru aceasta s-a folosit un laser cu diodă luminiscentă, cu lungimea de undă în domeniul radiației verzi și un aparat de fotografiat cu rezoluție HD. Pentru vizualizare s-a introdus apă în canalizația de alimentare. În contact cu jetul de aer de viteză mare și cu pereții ajutorului radial, apa s-a pulverizat sub forma unei „perdele de picături” fine. În jurul profilului, a fost fotografiată, în planul axial creat de laser, o „aură de picături fine”, al cărui contur exterior avea forma profilului, cu diametrul bazei mai mare decât diametrul profilului la bază, ca urmare a îngroșării jetului după ieșirea din ajutor.

În capitolul 5 sunt prezentate concluziile studiului efectuat asupra jeturilor de aer, produse în configurații radiale axial simetrice, contribuțiile personale ale autorului și posibile direcții viitoare de cercetare. Lucrarea de față a urmărit studiul performanțelor unui profil Coandă axial-simetric, peste care sunt proiectate jeturi de aer la viteze transonice. Realizarea dispozitivului experimental cu geometrie variabilă a permis obținerea vitezelor dorite la ieșirea din ajutor. Realizarea ajutorului radial superior a fost o soluție constructivă corectă pentru obținerea unei curgeri axial simetrice pe profilul Coandă. Totuși, rezultatele experimentale arată că proiectarea și realizarea ajutorului ar putea fi îmbunătățite pentru asigurarea unei mai bune precizii a configurației axial simetrice a fantei ajutorului. Rezultatele numerice arată pierderi mari de presiune totală în canalizația interioară, a ajutorului radial. Pentru diminuarea acestora este necesară o optimizare a canalizației interioare astfel încât să se evite sau să diminueze la minimum zonele de recirculare care apar în partea inferioară a acesteia. Devierea jetului pe extradusul profilului ca urmare a efectului Coandă are ca rezultat producerea unei depresiuni pe partea curbată, care creează o forță de portanță verticală. Această forță nu apare pe un ajutor axial clasic. Ca

urmare, modelul experimental ar putea constitui un nou tip de sistem de propulsie, cu performanțe îmbunătățite, pentru vehicule aeriene sau terestre cu sustentație. Studiul a testat un model numeric de calcul, util în predimensionarea geometriei ajutorajului radial pentru obținerea unor performanțe-obiectiv. Stabilirea unor relații matematice de interdependență între geometria ajutorajului, pe de o parte, și performanțele aerodinamice ale modelului experimental, pe de altă parte, ar putea sta la baza formulării unor legi de reglaj mai complexe (pentru mai mulți parametri simultan) pentru principalii parametri geometrici ai ajutorajului. Efectul Coandă se produce în mod natural, fiind o proprietate a curgerii jetului în apropierea oricărei suprafețe solide. Producerea jetului este însă o operație care necesită cheltuirea unei energii mari din exterior. Din acest motiv este indicată folosirea jeturilor deja existente și numai valorificarea efectului Coandă pentru transformarea unei părți din energia lor în energie utilă (curentul produs de o elice, jetul de un ajutoraj axial etc.).

Introduction

The purpose of this thesis is to study the flow parameters of an air jet blown through a radial convergent nozzle over the outer surface of an axi-symmetric profile, with a small curvature radius (axi-symmetric Coanda profile). The air jet is blown on the superior side of the profile through a radial nozzle with a particular geometry, its main geometric parameters being the slit height h and the nozzle length D_a). Unlike other studies, the present paper approaches the study of jets also from the transonic flow regime perspective ($M \approx 1$).

For generating the radial jets, an axi-symmetric radial nozzle was used, which was supplied with pressurized air and has the design characteristic of changing the air flow direction with 90° , therefore turning the axial flow into a radial flow. Both the total air pressure at the nozzle entrance and the slot geometry can be varied in order to obtain greater air speeds at the nozzle exit. The total static pressure may be varied during the test, the radial nozzle geometry being pre-set before every test.

In order to compensate for the lack of certain experimental data, impossible to obtain because of the small size of the experimental model (being impossible to insert sensors inside certain areas of the model), a calculation model was also analyzed. The equation system used to describe the flow around the model was based on the RANS system, because the flow was considered fully turbulent and stationary. The turbulence model used for closing the equation system is the SST $k-\omega$ model. By comparing the numerical data with the experimental data, it has been established that the chosen turbulence model is appropriate for these geometric configurations. The equation system was numerically solved using the commercial software Ansys FLUENT.

The experimental model was placed inside the test chamber of the subsonic blowing facility, at INCAS in Bucharest (National Institute for Aerospace Research "Elie Carafoli"). The jet speed at the nozzle exit was determined through the "hot wire" method. In order to determine the static pressure distribution on the backside of the profile, static taps were used, which were equidistantly placed along four meridians, perpendicular to the upside of the Coanda profile. The pressures were successively read for each pressure taps using scanivalve type switches, which employ a differential sensor. The data was acquired by a specialized software and stored into a data acquisition system. The traction force was measured by linking the annular plate directly to the lift force determination chain of the aerodynamic scale. For each test, the total supply pressure, the nozzle upper plate diameter and the slit height were taken into account.

The first chapter presents a brief history of the main technical achievements, which are based on the Coanda effect. Henri Coanda is the first man to observe this effect, in 1910, on the occasion of the first jet airplane flight, designed and piloted by himself, when the exhaust flames adhered to the airplane fuselage and burned it. In 1932, he obtained a patent in France for the invention "Procedure and device for the deflection of a fluid inside another fluid". This discovery is based on the phenomenon "deflection of a plane jet which enters another fluid in the vicinity of a convex wall", later known as the "Coanda effect". This effect allows a fluid jet to flow along a wall, which angles away from its previous flow direction. In 1935, Henri Coanda invented and patented in France the "Flying Aerodyne" (the flying disk). Designs and prototypes of flying machines, which use the Coanda effect, have been built also by other companies or inventors (the vertical landing and take-off flight machine VZ-9AV, built by the Canadian company ARO, the sustentation device, called

hybricraft, patented by William Walter, etc.). The Coanda effect was employed by the air force in order to improve the performance of already built aircrafts (an increase in lift and stall angle and decrease of forward aerodynamic drag) based on methods for flow control around an aerodynamic profile, which consist in the injection of a high energy jet on the trailing or leading edge of the wings or a jet that flows on the upside of the profile. The effects, which occur from the interaction of an air jet with a solid wall, have been experimentally researched for circular and annular jets, projected onto a wall perpendicular to the flow direction. Studies concerning the pressure distribution on the contact surface and the heat transfer have been conducted. Experimental studies have allowed the design of various devices for paper drying, surface cooling, etc. Following the developments of calculation techniques and turbulent flow models, the Coanda effect is currently undergoing numerical studies in order to improve pre-designing.

The second chapter comprises a study of mathematical models, which are used for numerical solving of a fluid flow. The simplest mathematical model is the Navier-Stokes model, used for describing the movement of a Newtonian fluid, which is in a thermodynamic equilibrium. For turbulent flows, the Reynolds mediated Navier-Stokes equations model is employed. This system brings about apparent terms, which are calculated on the basis of turbulence models. The evaluation of these models ($k-\varepsilon$ model, Spalart and Allmaras model, $k-\omega$ model) has led to the conclusion that they do not function properly in the areas of the wall vicinity, in which the turbulence is not completely formed. Considering the turbulent flow around the experimental model used in this paper, the SST $k-\omega$ turbulence model developed by Menter has been chosen for the calculations because it combines the advantages of the $k-\omega$ and $k-\varepsilon$ models.

The third chapter describes the actual process of numeric solving of the mathematical model chosen in the previous chapter and presents the numeric results that were obtained. Due to the symmetry of the model, the calculation domain for the numeric simulation has been restricted to only a half of the experimental model. The flow around the model was considered to be axi-symmetric. The calculation was carried out in a 2-D domain, for a random symmetry plan of the model. The grid was built with the GABIT software and consists of tetrahedral cells. In order to obtain a higher quality grid, the calculation domain was split into blocks. The grid was thickened in the vicinity of the model walls. The calculation domain was extended in order to study the appearance of a flow on the profile upside. On the extended domain, a grid thickening was done for the purpose of checking if the results vary significantly. The numeric calculations were done using the Ansys Fluent 14 code, which is based on the finite volumes method. By comparing the results, it was concluded that the restricted domain is sufficiently precise for the flow simulation due to the fact that, on the backside of the Coanda profile, there are no strong eddies, except few stationary eddies, with the size of approximately 0.25 of the Coanda profile diameter D_a , therefore, not causing any major alteration of the pressure distribution. The use of the thickened grid has led to the acquisition of relatively similar results for the used geometric configurations. In conclusion, based on the simulation results, it was established that the model proves to be sufficiently adequate when using the restricted domain and a moderately thick grid, which leads to an increase in the calculation speed. From the simulations ran on various geometries and supply pressures, based on the diagrams of speed distribution and radial wall shear stresses on the profile upside, it was found that there is no jet separation from the wall on the flat surface of the Coanda profile or on the curved portion for the range of total supply pressure of 1.1...2.5 bar. The static pressure distribution on the upside of the curved portion of the profile is most strongly influenced by the total supply pressure of the nozzle, the calculated depressions growing proportionally to the total air supply pressure. The slots with greater heights h also contribute to

increase the profile backside depression, while the decrease of the nozzle diameter D_a negatively affects the upside pressure, leading to its decrease. The increase of the air supply pressure to higher values (which are dependent on the chosen geometric configuration) leads to the occurrence of recirculation bubbles on the flat portion of the profile. Therefore, it is desirable this portion to be as short as possible.

The fourth chapter presents the experimental model and the test equipment along with the test plan and the acquired results. The model consists of a Coanda profile with a flat portion and a curved portion. On its upper side, the radial convergent nozzle is mounted. The nozzle exit height can be adjusted due to a screw assembly on the central column of the model, which is, at the same time, the air supply canal. The air from a compressor is passed through a filtered pressure regulator, which allows for the adjustment of the total supply pressure to the desired value. After leaving the supply canal, the air is diverted at 90° and inserted in the convergent nozzle, where it is accelerated according to the supply pressure and the geometric parameters (the slot height h and nozzle diameter D_a) up to transonic exit speeds. The exit speeds were measured directly with the help of a thermodynamic anemometric system. At the nozzle exit, the air jet is tangentially projected over the Coanda profile. As a result of the Coanda effect, the jet follows the profile upside, leaving the profile on an axial direction. In order to determine the effects of the radial nozzle geometry and supply pressure over the nozzle performance, a test plan was used, which established the geometrical and aerodynamical parameter combinations for various tests. The static pressure distribution on the Coanda profile upside was measured at equally spaced points, on 4 perpendicular meridians, with the help of two scanivalves and two differential sensors. The measured data was recorded and stored automatically by a data acquisition system. The pressure distribution obtained on the Coanda profile upside has a similar allure as that obtained from calculations, the highest depressions being achieved right after the starting point of the curved portion, after which they linearly decrease down to the profile edge. Generally, the conclusions, which were obtained through calculations, concerning the influence of geometric configuration and the air supply pressure over the nozzle exit speed and static pressure distribution, are close to the experimental results. The differences between the values of the measured pressures and the calculated pressures on the profile upside are mostly due to the experimental model imperfections (manufacturing imperfections, joint imperfections, surface asperities and waviness), but they might also be due to the chosen turbulence model imperfections. Experimental measurements were also conducted for the force generated by the jet leaving the profile, which presses on an annular disc placed at a certain distance under the profile, exerting a traction force, which is added to the force produced by the lift. It was established that this force is also dependent on the nozzle geometry and air supply pressure in the same way as the static pressure distribution on the profile. For confirming the fact that the jet remains attached to the profile, an optical visualization of the jet flow around the profile was done. To that end, a luminescent diode laser, with the wave length in the green radiation domain, was used, along with a HD photo camera. For the visualization, water was inserted into the air supply canal. In contact with the high speed air jet and the radial nozzle wall, the water was pulverized as a curtain of small droplets. An aura of fine droplets was photographed in the axial plan formed by the laser around the profile, having the outline shaped like the profile, with the base diameter larger than the profile base diameter, due to the jet thickening after exiting the nozzle.

Chapter 5 outlines the conclusions of this study conducted on air jets generated in axi-symmetric radial configurations, the author's contributions and the future research possibilities. The present paper aimed to study the performances of a Coanda axi-symmetric profile, over which air jets at transonic speed are projected. The execution of the experimental device with variable geometry has allowed for achieving desired speeds at the nozzle exit. The upper radial nozzle design was an proper

constructive solution in order to obtain an axi-symmetric flow on the Coanda profile. Nonetheless, the experimental results show that the design and execution of the nozzle could be improved in order to ensure an even more axi-symmetric configuration of the radial nozzle. The numeric results reveal greater losses of total pressure in the interior canal of the radial nozzle. An optimization of the interior canal is necessary for the reduction of these losses, by avoiding or minimizing the recirculation areas, which occur on the inferior part of the canal. The jet deflection on the profile upside as a result of the Coanda effect has the outcome of creating a depression on the curved part, which creates a vertical lift force. This force does not appear on a classical axial nozzle. Therefore, the chosen experimental model may turn out to be a new propulsion system, with increased performances, for aerial or terrestrial sustentation vehicles. The study has also developed and tested a numeric calculation model, which is useful in the pre-dimensioning of the radial nozzle for achieving a set of target performances. The establishment of mathematical interdependence relation between the nozzle geometry, on one hand, and the experimental model aerodynamic performance, on the other hand, could be the basis of formulating more complex adjustment laws (for several parameters, simultaneously) for the main geometric parameters of the nozzle. The Coanda effect is naturally produced, being a property of jet flow in the vicinity of any solid surface. The jet generation is, however, an operation that requires the spending of a high outside energy. Because of this reason, the utilization of the already existent jets is indicated, making use of the Coanda effect by transforming a part of their energy in useful energy (the air flow produced by a propeller, the jet of an axial nozzle, etc.).

1.1. Introducere

În anul 1910, Henri Coandă a conștientizat pentru prima dată acest fenomen, la cel de al doilea Salon Internațional de Aeronautică, desfășurat în Franța, la Issy les Moulineaux, cu ocazia zborului primului avion cu reacție din lume, realizat și pilotat de el însuși, când a constatat că jetul de gaze de eșapament fierbinți s-a “lipit” de fuselajul avionului, incendiindu-l. Experimentele efectuate în tunelul aerodinamic și vizualizarea cu fum a spectrului de curgere a condus la confirmarea fenomenului de atașare a jetului de gaz la un perete solid [9, 10, 67]. În anul 1932, Henri Coandă a primit brevetul pentru un dispozitiv de propulsie cu un jet de fluid, iar în anul 1934, a obținut, în Franța, brevetul pentru invenția “procedeu și dispozitiv pentru devierea unui fluid într-un alt fluid”. Această descoperire are la bază fenomenul fizic “devierea unui jet plan ce pătrunde în alt fluid, în vecinătatea unui perete convex”, numit ulterior “efectul Coandă”.

Efectul Coandă permite unui jet de fluid să curgă de-a lungul unui perete care face un unghi cu direcția lui de curgere. Când un perete este plasat în apropierea unui jet de fluid, apare o zonă de depresiune între perete și jet, care atașează jetul la perete. Diferența de presiune dintre mediul ambiant și această zonă determină jetul să se îndrepte spre perete [39, 40].

În anul 1950, firma AVRO (Canada) a proiectat și a experimentat un avion de vânătoare-bombardament cu aripă circulară (Fig. 1.2). În anul 1959, un prototip al aparatului cu decolare și aterizarea verticală (VTOL), construit cu finanțarea Forțelor Aeriene și Armatei Statelor Unite, denumit VZ-9AV, a făcut primul zbor. Cercetările efectuate la baza NASA din Ames au scos în evidență că aparatul este instabil aerodinamic și deci (imposibil de pilotat de un pilot uman) și proiectul a fost abandonat [135].

În anul 1958, von Glahn a redactat un studiu privind utilizarea efectului Coandă pentru devierea jetului și portanță cu volecți multipli, plăți și curbi [113, 114]. A măsurat și distribuțiile de presiune pe suprafețele de deflecție. Ajutajele prin care s-a făcut suflarea jetului pe volecți au fost de formă rectangulară, cu înălțimi în intervalul 12,7 mm ...50,8 mm, iar raportul dintre presiunea de alimentare și presiunea atmosferică a fost cuprins între 1,5 și 3,0. În general, raportul dintre portanță și tracțiunea fără volecți a ajutorului Coandă studiat a fost mai mică, decât cea teoretică calculată pentru flapsuri multiple cu volecți plani și curbați, depinzând de configurație.

În anul 1998, William Walter [115, 116] a primit un brevet pentru un aparat cu sustentație, numit „hybricraft”, care utilizează ajutoraje concentrice pentru a crea o pernă de aer inelară de presiune ridicată, înconjurată de o perdea de aer interioară și una exterioară. Jetul pentru sustentație este produs

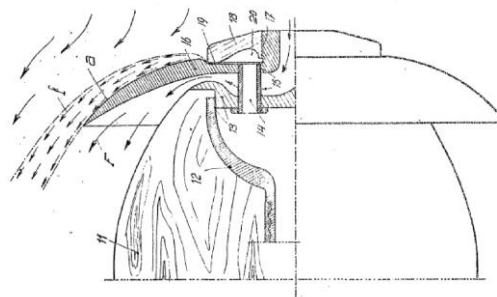


Fig. 1.1. Propulsorul Coandă [34, 35]



Fig. 1.2. Aparatul firmei AVRO (Canada) – VZ-9AV la scara reală [135]

de o sursă poziționată în afara corpului principal, alcătuită dintr-un rotor cu pale, situat deasupra aparatului. Nu mai este necesară fusta care înconjoară corpul principal, la partea inferioară, aceasta fiind înlocuită cu o perdea de aer. Proiectul propus poate traversa obstacole, cum ar fi râuri, canioane și alte bariere naturale. Walter [116] dezvoltă hybridcraft-ul numit „Primer”, utilizând ajutoare Coandă pentru a produce perdele de aer, și o aripă Coandă pentru a crea forța de portanță aerodinamică suplimentară pe suprafața exterioară curbată a acesteia.

În anul 2004, Jean-Louis Naudin [89] realizează un experiment prin care reușește să ridice de la sol o farfurie ușoară din aluminiu, așezată în poziție răsturnată, suflând perpendicular peste porțiunea plată un jet de aer axial.

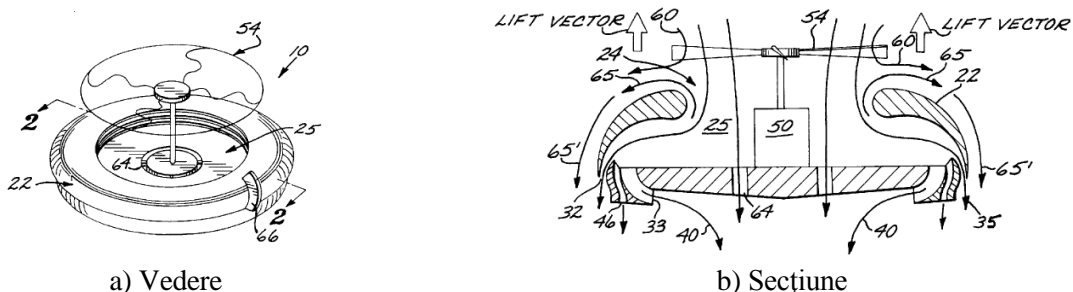


Fig. 1.3 Platforma cu efect de portanță (The lift augmented ground effect platform) [116]

1.2. Curgerea jeturilor pe extradusul profilelelor aerodinamice

Pentru îmbunătățirea performanțelor de zbor ale aeronavelor, una din metodele folosite este controlul curgerii în jurul aripilor (CC - Circulation Control) [8, 65, 74, 90, 101, 102], care are ca efect deplasarea punctului de desprindere a stratului limită de pe extradusul aripii cât mai aproape de bordul de fugă al aripii.

Zha și colaboratorii săi [124-128] au propus o tehnică nouă pentru a controla curgerea în jurul profilelor aerodinamice, care constă în utilizarea unui așa numit jet suprapus (CFJ-Co FlowJet) al cărui efect este mărirea semnificativă a forței de portanță, a unghiului critic de incidență al profilului și micșorarea forței de rezistență la înaintare [57, 120, 121, 123].

Mecanismul de lucru al profilelor CFJ este diferit de cel clasic CC la care, pentru a crea efectul Coandă și a mări astfel circulația în jurul profilului, bordul de atac sau bordul de fugă se face îngroșat și se suflă un jet de aer printr-o fantă situată [49, 57, 59]. Noul mecanism constă în suflarea unui jet de aer printr-o fantă situată în avalul bordului de atac, urmată de o sucțiune a acestuia printr-o fantă situată în amonte bordului de fugă. În acest mod jetul de aer este recirculat și se economisește energia cheltuită pentru producerea continuă a lui, care diminuează performanțele sistemului de propulsie. Metoda CFJ duce la creșterea efectului Coandă, astfel încât pierderea de viteză la bordul de atac este mai mică, implicând și creșterea forței de portanță [11]. În comparație cu profilele CC clasice, creșterea performanțelor aerodinamice a profilului CFJ este mai bună deoarece curgerea compusă interacționează slab cu curgerea de bază [40, 57, 85, 120, 121].

Așa cum s-a demonstrat experimental [57, 58, 84, 128, 63, 130], profilul CFJ funcționează foarte bine pentru profile aerodinamice subțiri. Profilele CC clasice au performanțe mărite doar la decolare și aterizare, în timp ce profilele CFJ își păstrează performanțele și la croazieră. În tunelul aerodinamic au fost făcute teste pentru a studia efectul suflării unui jet suprapus pe profilul aerodinamic [129, 134, 63, 130]. Se poate trage concluzia că profilul aerodinamic CFJ cu fantă de injecție mai îngustă este mai eficient pentru creșterea forței de portanță și a unghiului de incidență critic al profilului, în timp ce profilul cu fantă mai largă este mai eficient pentru reducerea forței de rezistență la înaintare.

1.3. Turbulența în jetul parțial limitat de un perete drept sau curb

Cercetările experimentale efectuate de Rodman, Wood și Roberts [98] au avut două obiective. Primul a fost de a face măsurători detaliate ale turbulenței în jeturi parțial limitate de un perete solid rectiliniu, pentru a studia efectele curburii peretelui asupra structurii curgerii [96]. Cel de-al doilea obiectiv a fost elaborarea și validarea unui model experimental, care să minimalizeze efectele tridimensionale [81, 97]. Modelul jetului inelar a fost ales pentru a obține un jet uniform și lipsit de turbulențe. Principalul avantaj al jetului inelar este că elimină efectul de capăt și oferă posibilitatea construirii unui ajutor uniform, fără structura de suport internă [98].

Experiment cu jet inelar au fost realizat pentru pereti drepți, sau ușor curbați (cu rază mare de curbură) [1, 2, 3, 59, 86]. Au fost demonstrate efectele curburii curgerii, cum ar fi mărirea vitezei de îngroșare a curenului și apariția vârfulor tensiunii de forfecare la perete. Metoda de analiză a impulsul total a putut prezice efectele curburii curgerii, atât pentru jeturi bidimensionale plane, cât și pentru cele axial-simetrice [14, 16, 119, 122]. Utilizând profile de viteză, s-a demonstrat apariția tensiunii de forfecare, datorită frecării de suprafață, la curgerea jetului limitat de un perete drept [32, 96, 77, 78].

În cazul limitării parțiale a unui jet cu un perete rigid (înclinat sau de formă rectilinie) apare o asimetrie în distribuția vitezei din cauza fenomenului de atragere a jetului la suprafața peretelui, datorită, deci, *efectului Coandă*. Acest efect se manifestă prin creșterea vitezei medii și schimbarea direcției de curgere. Atragerea jetului la perete se datorează apariției zonelor locale de depresiune de pe suprafața peretelui din cauza evacuării periodice a masei gazului cuprins între perete și frontiera jetului [15].

1.4. Curgerea jeturilor radiale

Jeturile de aer, proiectate sub un anumit unghi pe o suprafață solidă (impinging jets), au numeroase aplicații industriale legate de încălzirea sau răcirea suprafețelor de contact. Acestea sunt folosite pentru răcirea componentelor electronice, sau a cărnii ca și pentru uscarea hârtiei sau a textilelor. Studii privind transferul de căldură au fost realizate atât pentru jeturile de aer create la ieșirea din ajutoarele liniare (ILJ - In-line Jet) cât și pentru jeturile de aer create la ieșirea din ajutoarele radiale cu jet reatașat (RJR - Radial Jet Reattachment). Jeturile radiale au fost definte pentru prima dată de Page, la începutul anilor '70, ca fiind acele jeturi create prin expulzarea aerului dintr-un orificiu sau o fantă care se întinde de-a lungul unei linii circulare [92]. Jeturile liniare crează în zona de impact (impingement zone) o regiune îngustă cu presiune mare și transfer de căldură intens, în timp ce jeturile radiale crează în jurul axei zone cu presiune scăzută și transfer de căldură redus, iar în regiunea de reatașare, zone întinse cu transfer intens de căldură.

Ostowari și Page [91] au cercetat dispozitivele cu jet radial pentru transferul de căldură cu gradient de presiune controlat pe suprafața de uscare. Schwarz [100] a rezolvat ecuația de mișcare în stratul limită pentru un jet liber radial, laminar și incompresibil și a dedus expresiile analitice pentru obținerea distribuțiilor de viteză și temperatură. Carbone [273] a studiat efectele produse de un jet radial pe o suprafață circular plană, efectuând vizualizarea fluxului, măsurători de presiune pe suprafață și măsurători ale transferului de căldură. Experimentele au fost efectuate pentru un număr mare de viteze de ieșire și de diametre de ieșire ale jetului.

Ahmed și Habetz [1] au realizat teste de vizualizare a fluxului, au măsurat presiunea pe suprafață și transferul de căldură, pentru 4 ajutoare cu diferite unghiuri de ieșire. Pentru urmărirea traseelor au fost introduse bule de aer în jetul de apă. Seyed-Yagoobi și Page [103] au realizat o analiză teoretică a procesului de uscare a hârtiei cu ajutoare **jeturilor radiale**. Rezultatele au arătat o creștere de până la 25% a vitezei de uscare în funcție de condițiile de funcționare și de configurația dispozitivelor folosite pentru uscare.

Cosley și Marongui [41] au studiat utilizarea jeturilor radiale, singure sau dispuse în serie, pentru intensificarea răcirii. Page [92] a comparat forța de atașare a jetului radial, calculată prin ecuații teoretice, cu cea rezultată experimental obținând rezultate similare.

În lucrarea lui Potdar [92, 93] este dată analiza amănunțită a caracteristicilor de presiune pe suprafață pentru ajutaje DRJR (Dynamic Radial Jet Reattachment), care reprezintă o varianta a ajutatelor RJR clasice. Această lucrare arată influența geometriei ajutajului, debitului de curgere și unghiurilor de rotație asupra presiunii pe suprafața normală la axa ajutajului (Fig. 1.4). Există patru zone distincte de curgere. Prima zonă se află direct sub ajutaj și prezintă presiuni mici, fiind numită de autor *zona de curgere activă*, localizată exact sub ajutaj, extinzându-se aproximativ până la marginea acestuia. A doua zonă este numită regiunea moartă sau regiunea fără activitate și are formă de inel, înconjurând zona activă. În această zonă amestecul de pudră lipsește. Această regiune este urmată de o a treia zonă de atașare a curgerii, în care are loc și o creștere bruscă a coeficientului de presiune C_p . Aceasta se numește și inel de reatașare [92, 93] și este foarte mică. Ultima zonă, cea de a patra, se extinde în exteriorul zonei de reatașare. În această zonă condițiile atmosferice sunt predominante.

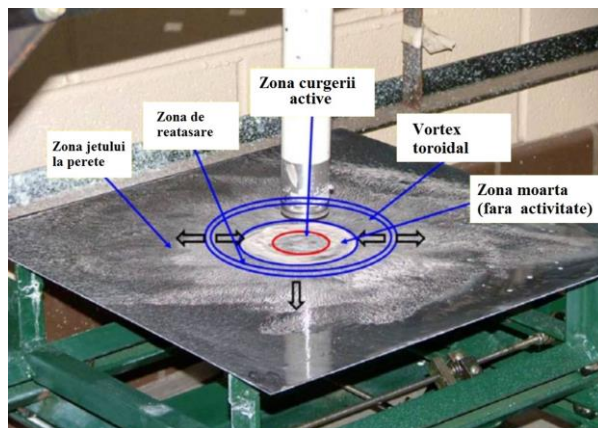


Fig. 1.4. Vizualizarea fluxului cu amestec din dioxid de titaniu și kerosen [92, 93]

1.5. Modelarea curgerii fluidului pe profilul Coandă

Efectul Coandă pe profile axial simetrice este studiat și cu ajutorul metodelor numerice. Până la dezvoltarea tehnicii de calcul, studiul acestui efect a fost făcut prin metode semi-empirice sau prin modele matematice relativ mai simple, așa cum este studiul propus de Metral în anul 1939 [88].

Studiul prezentat în [75, 76] conține analiza numerică a curgerii în interiorul și în afara unui hovercraft fără fustă.

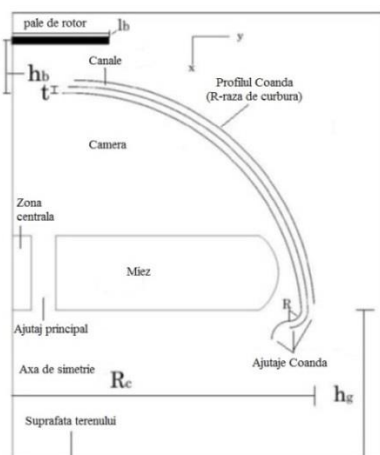


Fig. 1.5. Schema hovercraft-ului cu ajutaje Coandă [75, 76]

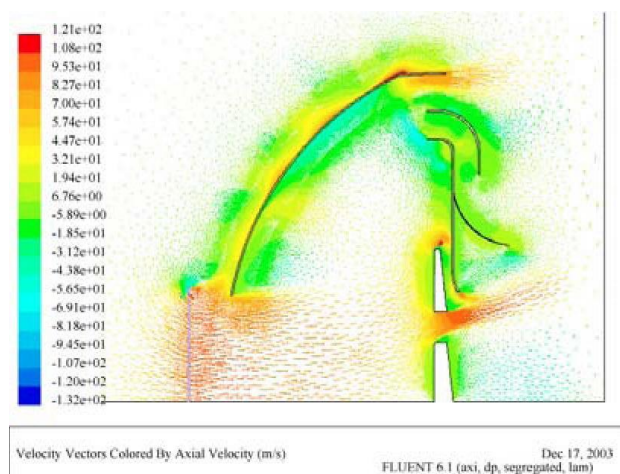


Fig. 1.6. Câmpul vectorilor de viteză, viteza de admisie 100 m/s [75, 76]

Principiul aparatului constă în folosirea paletelor pentru a genera un curent de aer descendent (foarte asemănător cu cel de la un elicopter) în interiorul și în afara unui corp. Corpul este special profilat pentru a genera o curgere cu ajutorul ajutatelor care folosesc efectul Coandă, pentru a direcționa

aerul către centrul și partea de jos a navei, cu scopul de a crea o perdea de aer. Curentul de aer pătrunde în camera de aer a navei înainte de a ajunge la ajutajele de la baza navei, care generează vârtejuri. S-au analizat mai multe scheme, diferite prin înălțimea rotorului, canalele prin care aerul pătrunde în camera de aer, raportul t/r pentru ajutajele Coandă de la bază, acest raport fiind important pentru menținerea pernei de aer sub aparat (Fig. 1.5). Principalele aspecte pe care s-a pus accentul au fost stratul limită laminar, construcția ajutajului și posibilele modificări pentru a permite efectului Coandă să genereze o pernă de aer corespunzătoare (Fig.1.5-1.6) [75, 76].

1.6. Aplicații ale efectului Coanda

1.6.1. Aplicații ale efectului Coandă în aeronautică

Drăgan [49, 50] încearcă definirea într-un mod matematic a noțiunii de supercirculație. Aceasta este descrisă în general în funcție de variația coeficientului de portanță cu coeficientul de impuls al jetului utilizat. Supercirculația reprezintă creșterea prin mijloace fluidice a circulației în jurul profilului aripii, fapt care conduce la creșterea portanței conform teoremei Kutta - Jukovski. Primele aplicații tehnice bazate pe acest principiu au fost realizate de Henri Coandă, majoritatea tehnicilor de supercirculație având la bază efectul descoperit de acesta.

În anul 1972, Alperin, într-un studiu de la Flight Dynamics Research Corporation [6], propune condiții la limită bazate pe date experimentale și o combinație a unui ajutaj Coandă cu difuzia jetului pe flapsuri pentru mărirea performanței, volum mic, creșterea tracțiunii, studiu fiind realizat în 2D.

Ejectorul Coandă/JFD a demonstrat performanțe superioare, echivalent cu cel puțin 10% în împingere, cu un volum aproximativ 25% din cel al ejectorului cu difuzor solid, cu admisie convențională. Utilizarea difuziei jetului pe flapsuri realizează și forțe de control mai mari, prin utilizarea unghiurilor variabile ale flapsurilor sau prin aplicarea incrementală a puterii pe flapsuri. Controlul și direcționarea forței totale de împingere este realizabilă prin utilizarea efectului fluidului pentru detașarea curgerii de pe o parte a flapsului, prin descreșterea presiunii totale a acelei părți relativ la partea opusă sau prin operarea diferențiată a flapsurilor.

Măsurarea unor parametri ai efectului Coandă și vizualizarea acestuia necesită aparatură și instrumente de măsură performante, de aceea metode mai elaborate de vizualizare se întâlnesc în literatura de specialitate după anii '80. Ameri [7] a făcut măsurători ale vitezei cu un anemometru cu laser, în interiorul ejectoarelor. A evidențiat că jetul principal este un strat de forfecare, care persistă pe toată lungimea ejectorului; amestecarea turbulentă a acestui jet cu aerul ambiental, lângă intrarea ejectorului, induce o curgere secundară, care este antrenată de forțele turbulente de frecare înspre ieșirea ejectorului, în timp ce este amestecat cu jetul principal de persistența unei intensități turbulente în ejector.

În România, modelări numerice ale efectului Coandă sunt analizate de Dumitrache [52, 53, 54], Drăgan [49, 50], Dănăilă [45], Dumitrescu [55], Frunzuliță [64]. Baltărețu [16] a studiat modelul unui jet portant orizontal pe un perete plan, raportând condițiile critice, pentru care efectul de portanță dispăre, introducând un factor adimensional K .

Bevilaqua [20] a pregătit un raport care să rezolve cerințe legate de avioane care operau de pe aerodromuri deteriorate sau nepregătite, în care s-au studiat diverse mijloace pentru forța ascensională la viteze mici, necesară pentru avioane destinate unor decolări și aterizări scurte (STOL) (Fig. 1.7).

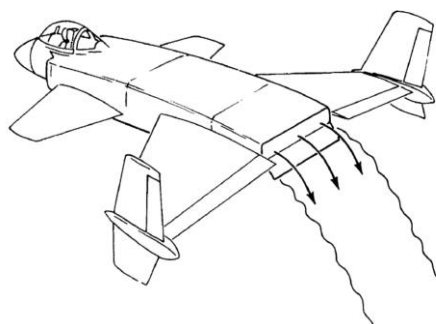


Fig. 1.7. Soluție propusă de Bevilaqua pentru decolare/aterizare scurta [20]

În deceniul al 7-lea, Bradshaw [24, 25] propune câteva studii interesante, printre care “Effects of Streamline Curvature on Turbulent Flow” în care curbura liniilor de curent în planul forfecării principale produce modificări substanțiale în structura turbulenței straturilor cu forfecare.

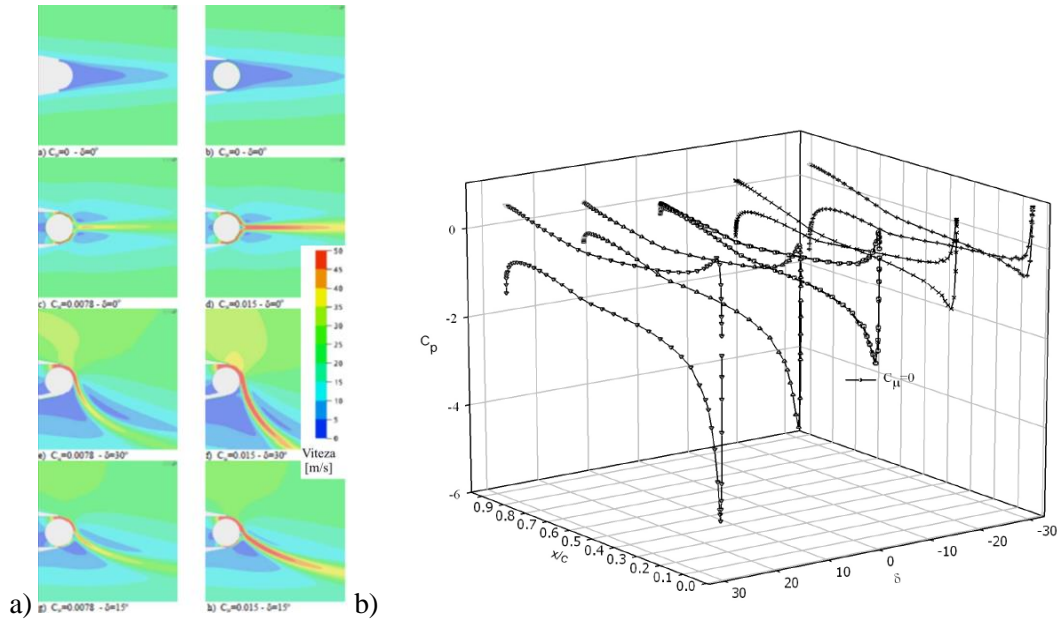


Fig. 1.8. a) Diminuarea siajului aripii cu supercirculație prin antrenare folosind suflajul continuu prin ambele fante; b) Coeficientul de presiune în funcție de unghiul de incidență [28]

În Fig. 1.8 sunt date rezultatele obținute de Buonanno [28] pentru o presiune a jetului de 1724 N/m², corespunzătoare unei viteze a jetului la ieșire de 50 m/s, cu un curent de aer caracterizat prin viteza de 25 m/s. Efectul Coandă este corect previzionat și se observă devierea jetului atașat de suprafața curbă, inclusiv zona de separare pe suprafața de jos a cilindrului. Distribuția presiunii statice obținută prin simulare este prezentată în Fig. 1.8b și reflectă încărcarea aerodinamică a profilului. Alura în formă de șa este tipică pentru profilele CC. Creșterea circulației, datorată suflării jetului, produce o creștere a încărcării aerodinamice pe întregul profil. Apar depresiuni importante, atât la bordul de atac, cât și la bordul de fugă. La unghiuri de incidență pozitive, maximum depresiunii la bordul de atac este mai mare în timp ce la incidență zero, maximum se deplasează către bordul de fugă și are valori mai ridicate. Asimetriile pronunțate ale distribuției de presiuni produc deplasarea către înapoi a centrului de presiune al profilului, explicând momentul negativ de ruluu, observat experimental.

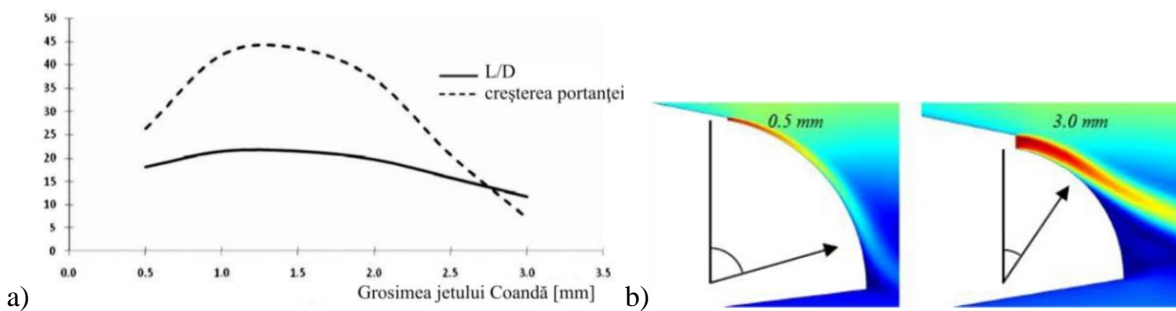


Fig. 1.9. (a) Efectul grosimii jetului asupra raportului L/D și creșterea de portanță; (b) Desprinderea jetului pentru diferite grosimi ale jetului Coandă ($Re=1 \times 10^6$, $R=10$ mm, $C_\mu=0.005$) [47]

Recent, Djojodihardjo și Hamid [47] au propus simulări CFD pentru îmbunătățirea și generarea portanței prin efect Coandă și pentru reducerea rezistenței la înaintare pe configurații 2D, printr-un jet

Coandă, localizat la bordul de fugă. A fost studiată influența geometriei și a parametrilor jetului, alegându-se adecvat modelul de turbulență și scara, în vederea aplicării efectului Coandă la turbine eoliene și aparate de zbor miniaturale. S-a modelat un profil tip S809, cu și fără jet Coandă. Simularea numerică a fost făcută pentru două viteze, 5,77 m/s și 14,6 m/sec, reprezentând cazurile extreme pentru curenți, lungimea de coarda fiind menținută la $c=1$ m, și pentru configurații diferite ale jetului (Fig. 1.9).

Modelarea efectului Coandă are ca scop și determinarea punctului de separare a stratului limită, dovedindu-se că depinde de curbura suprafeței la care trebuie să adere jetul. Drăgan a folosit modelul Rodman-Wood-Roberts (RWR) deoarece folosește un interval rezonabil pentru grosimea jetului de până la 3...4% și este relativ simplu [29, 30, 54, 105]. Teza lui Liu [80], supervizată de Englar [57-59], a fost dedicată tehnologiei de control a circulației pentru a obține coeficienți de portanță (lift) mari la avioane, la decolare și aterizare.

1.6.2. Aplicații în tehnologie, mediu, construcții, energetică și transporturi terestre

Retroactiv, termenul de supercirculație a început să fie utilizat și în descrierea aripii cu suflaj pe extradados (USB), acolo unde coeficienții de impuls sunt cu mult mai mari, supraunitari. În acest caz, aripa obține portanță, atât prin efectul Coandă - dat fiind că extradadosul aripii are o ușoară curbură, cât și prin influența pe care jetul deviat o are asupra aerului ambiant, asupra căruia acționează ca un flaps fluidic [50].

Allen și Smith [4, 5] au raportat o metodă de împrăștiere a unui fluid sau a unui amestec tehnologic de două fluide, bazată pe efectul Coandă, pentru geometrii axiale închise și interacțiune a două jeturi de fluid. Primul jet are volum mai mare, dar un moment mai mic decât jetul de control. Primul trece printr-o centrul unui guler rotunjit iar jetul de control este paralel cu primul și adiacent gulerului convex. Jetul de aer primar și cel de control intră separat în dispozitiv. Jetul de control se atașează la peretele convex și se comportă după principiile enunțate ale efectului Coandă, în prima ediție a lui Anderson [11], deși în a doua ediție descrie același fenomen, fără a menționa numele inginerului român [10]. Rezultatul este o pulverizare controlată a jetului de interes.

Efectul Coandă este util și pentru înțelegerea unor probleme de mediu privind circulația atmosferică, la nivel macro-geografic, cum ar fi circulația curenților fluviali și maritimi. S-a studiat procesul de deviere a circulației atmosferice în ecosistemul Câmpia germano-polonă - Curbura Carpaților. Apostol [12] a concluzionat, în anul 2011, că una din caracteristicile principale ale coridorului Siretului este dirijarea vântului, acest proces fiind atât de puternic, încât se ridică până la 800-1000 m, mult deasupra reliefului din zonă [22].

Daichin [44] a modelat și a făcut experimente privind modificarea suprafeței libere a unui lichid la trecerea unui corp cilindric cu baza elipsoidală, la diverse adâncimi și pentru diverse forme ale bazei cilindrului (păstrând aria elipsei constantă). A făcut și experimente cu filmare rapidă (350 de cadre/s) și a obținut distribuția de viteze în modul. Rezultatele au arătat ca liniile de curent pot fi clasificate în trei tipare: curgere cu efect Coandă, generarea unei curgeri similare unui jet și atașarea acestuia la suprafețele libere.

În anul 2011, Cosoiu [42] prezintă o optimizare a formei pentru o carcasă a unei turbine eoliene, cu scopul de a crește circulația aerului pe secțiunea transversală activă în care se montează rotorul turbinei. Pentru a crește curgerea volumică prin carcasă, s-au montat dispozitive de control pasiv (fante circulare de diferite forme, Fig. 1.10), care funcționează prin suprapunerea mai multor efecte aerodinamice. Modelarea numerică a folosit la investigarea soluțiilor mai promițătoare și apoi s-au realizat experimente în tunelul aerodinamic.

Dabek [43] a proiectat un separator pentru agricultură, bazat pe efectul Coandă. Efectul Coandă este luat în considerare pentru reducerea rezistenței la înaintare a camioanelor [27]. Aplicațiile în acustică au fost evidențiate de Lubert [82] iar Wang [117] a evidențiat fenomenul la debitmetre.

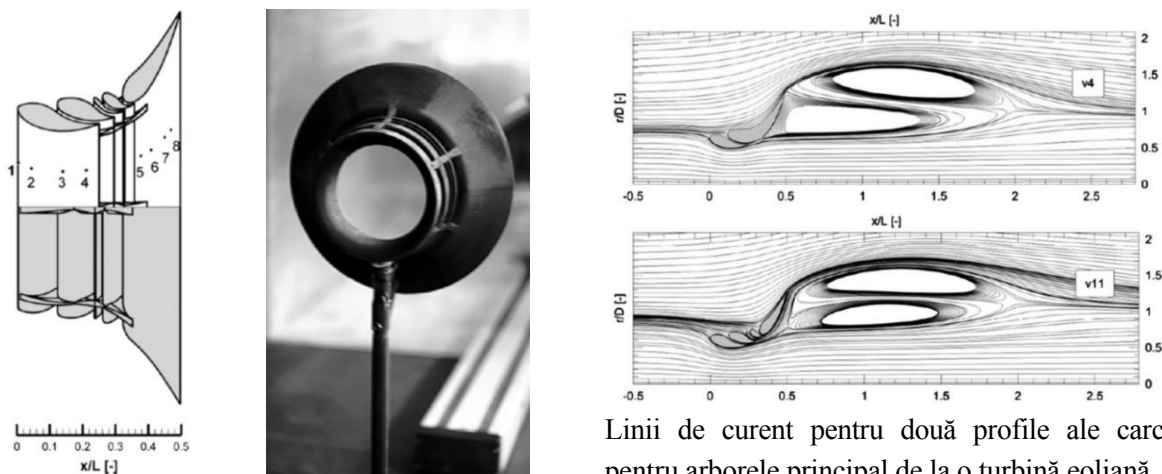


Fig. 1.10. Una din formele optimizate de carcasă pentru arborele principal de la o turbină eoliană [42]

Iată concluzii referitoare la efectul Coandă, așa cum au fost formulate de Day [46]:

- forța ascensională nu este cauzată de efectul Bernoulli, ci este rezultatul turbulenței;
- efectul Coandă nu apare pe aripile unui avion decât dacă este aplicat (prin forma și parametrii jetului);
- dacă este aplicat, efectul Coandă poate crește forța ascensională cu un factor 3 (nedemonstrat de autor);
- efectul Coandă poate fi aplicat pentru creșterea randamentului turbinelor eoliene.

1.7. Concluzii și obiective de cercetare

Lucrările existente [11, 45, 54, 69] privind curgerea jeturilor de gaze, parțial limitate de o suprafață cu profil curb sau curgerea aerului în ajutăjele Coandă, se referă la curgeri plane. Nu este pe deplin clarificat mecanismul atașării jetului radial la o suprafață curbată și nici nu este aprofundat modul în care parametrii geometrici ai ajutăjului și dinamica curgerii influențează mărimea forțelor și caracteristicilor aerodinamice create de profilul Coandă. Din literatura de specialitate se evidențiază clar că influența vitezei de curgere a jetului radial asupra distribuției de presiuni statice pe profil. Experimentele realizate până în prezent [137, 136, 113, 114, 110, 75, 76] s-au efectuat la viteze mici ale jetului radial, de ordinul 100-150 m/s, în care jetul a fost produs de o elice. Pentru jeturile radiale, efectul Coandă pe profile curbe axial simetrice, în regim transonic și supersonic a fost mai puțin studiat.

Această lucrare își propune să realizeze o investigație experimentală și numerică a unui jet compresibil turbulent, atașat, care iese dintr-un ajutaj radial și curge pe o suprafață axial simetrică, cu o curbura mică (profil Coandă).

Analizând documentația de specialitate, s-au elaborat obiectivele de cercetare ale tezei:

- cercetări aerodinamice pe un profil Coandă axial simetric și cu ajutaj radial, pe un stand care să permită caracterizarea parametrilor jetului de aer și măsurarea unor mărimi aerodinamice importante (viteza la ieșirea din ajutaj, presiunea pe extrados);
- modelarea numerică a curgerii jeturilor radiale produse pe profilul Coandă axial simetric și cu ajutaj radial;
- studiul influenței unor parametri geometrici ai ajutăjului analizat pentru viteze mari, utilizând un model de turbulență, simulat în CFD, cât și pe un model experimental,
- obținerea unor modele matematice de dependență a unor parametri aerodinamici ai curgerii pe profilul Coandă, în funcție de variabilele geometrice și de presiunea totală de la intrare și de viteza de ieșire din ajutaj.

Cap. 2. Teoria curgerii pe profilul Coandă

2.1. Modelul Navier-Stokes

Cel mai folosit model matematic pentru descrierea mișcării unui fluid newtonian aflat în echilibru termodinamic, este modelul Navier-Stokes, format din ecuația de continuitate, ecuațiile de impuls și ecuația energiei. Pentru închiderea sistemului se adaugă ecuațiile de stare și legi empirice (pentru exprimarea variației vâscozității și conductivității termice, în funcție de parametrii curgerii) [45]. Din punct de vedere matematic, sistemul de ecuații Navier-Stokes are câteva formulări echivalente care, din punct de vedere numeric conduc la discretizări distincte [7, 13, 26, 31, 33, 60, 61, 68, 70, 72, 95, 108, 111, 119-121].

Setul de ecuații diferențiale al modelului Navier-Stokes este format din [45]:

1) ecuația de continuitate (la fel ca pentru modelul Euler):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.1)$$

2) ecuațiile de impuls:

$$\frac{D\vec{V}}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \vec{f}_e + \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (2.2)$$

unde tensorul tensiunilor vâscoase $\vec{\tau}$ este exprimat în funcție de tensorul vitezelor de deformație \vec{d} , conform expresiei matematice a postulatelor și ipotezei lui Stokes pentru un fluid newtonian:

$$\vec{\tau} = 2\mu \vec{d} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} \vec{I} \quad (2.3)$$

unde \vec{I} este tensorul unitar.

3) ecuația energiei:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho H \vec{V}) = \rho \vec{f}_e \cdot \vec{V} + q_v + \nabla \cdot (k \nabla T) + \nabla \cdot (\vec{\tau} \vec{V}) \quad (2.4)$$

Sistemul Navier-Stokes [70, 45, 39] are următoarele caracteristici:

- este un sistem de ecuații cu derivate parțiale neliniare de ordinul 2, a cărui neliniaritate este introdusă de termenul de inerție $(\vec{V} \nabla) \vec{V}$. Acest termen este considerat sursa principală de turbulență deoarece introduce interacțiuni complexe între structurile de diferite scări, care coexistă în mișcarea unui fluid;

- atât timp cât forțele de inerție (destabilizatoare) sunt mici în raport cu cele de frecare (difuzia vâscoasă are rol stabilizator), neliniaritatea este slabă și acest caz corespunde regimului laminar de curgere pentru care ecuațiile Navier-Stokes pot fi integrate numeric, fără alte ipoteze suplimentare;

- în practică însă, majoritatea curgerilor sunt turbulente; acest gen de curgere generează instabilități permanente, care se amplifică, creând noi structuri sau modificând aspectul celor existente astfel încât, predicția deterministă a curgerii pe o perioadă relativ mare de timp este imposibilă;

- deoarece în mecanica fluidelor prezintă interes doar câteva caracteristici ale curgerii (coeficientul de frecare, fluxul de căldură, vitezele medii, presiunile medii etc.) și care sunt expresia unor proprietăți statistice ale fluidului, este posibilă medierea statistică a ecuațiilor Navier-Stokes,

rezultând astfel modelul ecuațiilor Reynolds care, prin utilizarea unor ipoteze suplimentare (formulate prin modele de turbulență) poate fi integrat numeric [45].

2.2. Modelul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds

Pentru curgerile turbulente, ecuațiilor mediate Reynolds sunt cele mai des folosite în simularea numerică. Prin medierea ecuațiilor Navier-Stokes apar termeni suplimentari (tensiunile Reynolds și fluxul termic turbulent) care, pentru închiderea sistemului de ecuații mediate Reynolds, sunt exprimați în funcție de parametrii medii prin intermediul modelelor de turbulență. Dar modelele de turbulență introduc ipoteze suplimentare care, de regulă, nu mai constituie o reflectare strictă a principiilor generale de conservare.

Deoarece experimental s-a dovedit că parametrii fluidului într-o mișcare turbulentă prezintă caracteristicile unor variabile aleatoare, este posibilă medierea statistică a acestora.

O altă mediere, folosită în dinamica fluidelor compresibile este medierea ponderată masic. În acest caz, doar densitatea și presiunea se mediează statistic, iar pentru toți ceilalți parametri (viteza, temperatura, entalpia etc.), valoarea medie se definește prin următoarea relație:

$$a = \frac{\langle \rho a \rangle}{\langle \rho \rangle} \quad (2.5)$$

unde a reprezintă una dintre mărimile menționate mai sus. Și în acest caz, fluctuația a'' se exprimă prin diferența dintre valoarea instantanee și valoarea medie:

$$a'' = a - a \quad (2.6)$$

Pentru obținerea ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds, pentru fluidul compresibil, se va utiliza medierea ponderată masic, iar pentru fluidul incompresibil, se va utiliza medierea statistică.

În concluzie, ecuațiile Navier-Stokes mediate Reynolds se pot scrie în următoarea formă:

$$\text{- ecuația de continuitate: } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.7)$$

$$\text{- ecuațiile de impuls: } \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} - \langle \rho u'_i u'_j \rangle), \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (2.8)$$

$$\text{- ecuația energiei: } \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\tau_{ij} u_i + \langle u'_i \tau_{ij} \rangle - \langle \rho u'_j H' \rangle + k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (2.9)$$

în care ρ , u_i , p , E , H , T , τ_{ij} reprezintă valorile medii ale acestor mărimi iar notația cu prim, fluctuațiile acestora. Pentru curgerile compresibile, se vor subînțelege mediile ponderate masic (cu excepția densității și presiunii care se mediază statistic), iar pentru curgerile incompresibile, mediile statistice. Fluctuațiile vor fi calculate de fiecare dată în raport cu media adoptată. Prezentarea sub această formă pune în evidență asemănarea cu ecuațiile Navier-Stokes pentru valori instantanee, precum și termenii suplimentari care apar în ecuațiile de impuls și ale energiei și care se calculează folosind un model de turbulență. Corelațiile $\langle u'_i \tau_{ij} \rangle$ participă la schimbul de energie dintre câmpul fluctuant și câmpul mediat dar au o pondere mai mică în modelul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds comparativ cu tensiunile Reynolds $-\langle \rho u'_i u'_j \rangle$ sau fluxul termic turbulent $-\langle \rho u'_j H' \rangle$ și din această cauză sunt neglijate de unele modele de turbulență. Informații suplimentare despre modelul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds se pot găsi în lucrările [40, 45, 70, 90, 99].

2.3. Modele de turbulență

Închiderea sistemului de ecuații Navier-Stokes mediate Reynolds necesită modelarea tensiunilor Reynolds $-\langle \rho u'_i u'_j \rangle$ care apar în ecuațiile de impuls și ale fluxurilor turbulente de căldură $-\langle \rho u' H \rangle$, care apar în ecuația energiei, printr-un model de turbulență. În prezent, nu există un model de turbulență acceptabil pentru orice curgere turbulentă deoarece toate modelele cunoscute prezintă limite care restrâng gama domeniului lor de aplicabilitate [13, 45, 71, 106, 107, 112].

O clasificare a modelelor de turbulență se poate face după numărul de ecuații diferențiale cu derivate parțiale (sau ecuații de transport) care se atașează sistemului de ecuații Navier-Stokes mediate Reynolds pentru închiderea acestuia. Astfel, există modele de turbulență cu zero ecuații diferențiale (numite și modele algebrice care nu se prea mai utilizează în prezent), modele cu o ecuație diferențială, modele cu două ecuații diferențiale (care sunt cele mai utilizate, în prezent) etc. La ora actuală, modelul cel mai complex cuprinde 12 ecuații diferențiale cu derivate parțiale [93].

Într-un strat limită turbulent, există minim două zone distincte:

- o zonă departe de perete (zona externă) care este controlată de turbulență și
- o zonă în vecinătatea peretelui (zona internă), controlată de vâscozitate.

Această zonare a rezultat din analiza datelor experimentale referitoare la tensiunea totală din fluid. S-a constatat că tensiunea totală τ^{eff} este dată practic de componenta turbulentă $-\langle \rho u'_i u'_j \rangle$ pe aproape toată grosimea stratului limită (aproximativ 90%) cu excepția unei mici zone din vecinătatea peretelui, unde vâscozitatea moleculară devine predominantă.

În zona internă (Fig. 2.1), se pot pune în evidență, trei subzone:

- 1) substratul vâscos în care legea de variație a vitezelor se constituie într-o lege universală:

$$u^+ = y^+ \quad (2.10)$$

unde: $u^+ = \frac{u}{u_\tau}$, $y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$.. (2.11)

iar viteza de frecare u_τ este definită de următoarea relație: $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_p}{\rho}}$ (2.12)

unde τ_p reprezintă tensiunea de frecare la perete.

Substratul vâscos, denumit uneori incorect și substrat laminar (deoarece fluctuațiile vitezei sunt prezente), acoperă zona de la perete până la $y^+ \approx 4(5)$.

- 2) substratul inerțial (sau logaritmic) se caracterizează de asemenea printr-o lege universală de distribuție a vitezelor (numită legea logaritmică sau legea la perete): $u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln y^+ + C$ (2.13)

unde $\kappa \approx 0,41$ este constanta lui von Kármán iar C este o constantă universală a cărei valoare este aproximativ 5,25 [5]. Experiențele arată că legea logaritmică există în condiții foarte diverse, cum ar fi

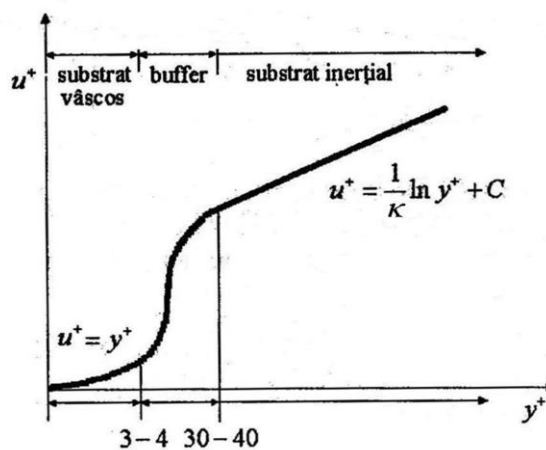


Fig. 2.1. Legea la perete [45]

curgerile cu gradient puternic de presiune (în cazul gradientului advers de presiune, până în vecinătatea punctului de separare) sau curgeri turbulente la numere Reynolds mici. Experiențele arată că legea la perete este verificată pentru $y^+ \geq 40$ [45].

3) substratul tampon (sau de buffer), dezvoltat între substratul vâscos și cel inerțial, corespunzător, deci, intervalului $5 < y^+ < 40$.

Boussinesq [23] a propus ca tensiunile aparente (turbulente) să fie exprimate în funcție de vitezele medii de deformare prin intermediul unei vâscozități aparente (turbulente):

$$-\rho \langle u'_i u'_j \rangle + \frac{2}{3} k \delta_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (2.14)$$

Pentru stratul limită, ipoteza lui Boussinesq devine: $-\rho \langle u' v' \rangle = \mu_t \frac{\partial u}{\partial y}$ (2.15)

Ipoteza lui Boussinesq se bazează pe analogia dintre transportul de impuls prin agitația turbulentă și agitația moleculară cu toate că această analogie nu este justificată deoarece agitația moleculară este independentă de mișcare și există și în fluidele aflate în repaus, pe când fluctuațiile turbulente sunt intrinsec legate de mișcare. Dezavantajul major al ipotezei lui Boussinesq constă în faptul că presupune că vâscozitatea turbulentă este o mărime scalară izotropică ceea ce nu este prea corect, mai ales pentru curgerile cu vârtejuri puternice, curgeri secundare etc.

Luând drept criteriu ipoteza lui Boussinesq [23], se pun în evidență două categorii de modele de turbulență:

1. modele de vâscozitate aparentă (care utilizează ipoteza lui Boussinesq),
2. modele cu ecuații de transport a tensiunilor Reynolds, care nu introduc conceptul de vâscozitate aparentă.

Modelul $k-\varepsilon$, a fost cel mai popular model de turbulență cu 2 ecuații. Însă, așa cum a fost elaborat de Jones și Launder [73], are două dezavantaje majore:

- este prea disipativ (supraevaluează vâscozitatea turbulentă μ_t),
- este valabil doar pentru numere Reynolds mari (substratul vâscos și cel de tranziție, situat între substratul vâscos și cel inerțial (logaritmic) nu pot fi calculate). Prin urmare, se impune utilizarea funcțiilor la perete care, datorită ipotezelor simplificatoare pe care le folosesc, surprind cu erori considerabile desprinderea și reatașarea stratului limită la perete.

Modelul de turbulență SST $k-\omega$ [111, 119] se bazează pe modelele de turbulență standard $k-\omega$ și standard $k-\varepsilon$. Pentru a combina cele două modele de turbulență, modelul standard $k-\varepsilon$ a fost transformat în ecuații având ca necunoscute k și ω , conducând la introducerea termenului de difuzie transversală D_ω în ecuația de transport pentru $\rho\omega$. Din punct de vedere al condițiilor la limită, la intrare, trebuie impuse produsele ρk și $\rho\omega$, iar la ieșire, nu trebuie impusă nici o condiție atât timp cât curgerea nu este inversată. Pentru a utiliza în mod eficient acest model de turbulență [62], mărimea adimensională y^+ , care semnifică distanța nodurilor grilei spațiale față de cel mai apropiat perete solid ar trebui să aibă valoarea în jurul unității pentru celulele de calcul având cel puțin o frontieră solidă. În acest caz, Menter [87] a recomandat următoarele condiții la limită:

$$k_p = 0; \omega_p = 10 \frac{6\nu}{\beta_{i,1} y_p^2} \quad (2.16)$$

unde y_p este distanța până la cel mai apropiat perete. Wilcox [119], ținând seama de rugozitatea pereților a recomandat alte relații pentru ω_p .

MODELAREA NUMERICĂ A CURGERII PE UN PROFIL COANDĂ**3.1. Modelarea curgerii turbulente a fluidelor**

Modelarea matematică a curgerii cu efect Coandă reprezintă o problemă importantă în aerodinamică atât din perspectiva utilității acestui efect în diversele aplicații tehnice, cât și datorită complexității ei [50].

Cercetarea pentru înțelegerea și controlul turbulenței este intensificată în acest început de mileniu [31, 56, 66, 67, 105, 133] și multe modele par să fie satisfăcătoare pentru unele grupe de aplicații. Alegerea modelului de turbulență și fenomenele fizice asociate sunt relevante pentru succesul simulării unei anumite probleme de curgere a fluidelor, în special pentru cele legate de curgerea pe lângă aripa de avion. Deși implementarea modelului de turbulență, în special pentru zona de lângă perete, este încă “o artă” nu pe deplin stăpânită, are o influență decisivă asupra calității rezultatelor simulării.

Vâscozitatea turbulentă a fost introdusă pentru prima oară de Boussinesq [23] pentru a face o analogie convenabilă cu vâscozitatea din curgerile laminare ale fluidelor.

Mărimea adimensională a stratului limită, un substrat riglat, reprezintă scara de lungime a substratului vâscos și joacă un rol semnificativ în captarea fenomenelor fizice relevante ale turbulenței lângă suprafața aripii, coroborat cu rețeaua utilizată în model. Curgerea în vecinătatea suprafeței aripii este caracterizată prin legea la perete [59, 56, 45, 79], care încearcă să indentifice relațiile complexe dintre diferitele scări ale turbulenței din substraturi diferite. Funcțiile (legile) la perete se aplică de la primul nod de la perete. Supusă influenței numărului Reynolds local, mărimea la perete y^+ este deseori folosită în CFD pentru a alege finețea rețelei în simularea numerică a unei curgeri particulare.

Legile la perete pot fi utilizate mai degrabă pentru a da condiții la limită lângă perete pentru ecuațiile de transport pentru moment și turbulență, și nu condiții la perete, deci substratul vâscos nu trebuie să fie rezolvat și necesitatea pentru o rețea fină este “amăgitoare” [17, 18, 19, 21].

Aplicând legea la perete pe nodurile primului strat discretizat al rețelei la o distanță y față de suprafața peretelui (aripii), practic, stratul discretizat de lățime y este scos din domeniul de calcul, reducându-se astfel numărul total de elemente implicate și, implicit, timpul de calcul. Kuzmin [79] a introdus o lege la perete capabilă să controleze valoarea y^+ , astfel încât distanța y să nu cadă în substratul vâscos, ceea ce ar periclita ipoteza făcută prin legea la perete.

În concluzie, alegerea fineții rețelei de discretizare în apropierea aripii/peretelui este un exercitiu al utilizatorului pentru a obține o anumită eroare acceptabilă (dar care poate fi atribuită și erorilor numerice și incertitudinilor).

3.2. Modelul pentru profilul Coandă

Pentru a simula numeric substratul vâscos, mărimea adimensională $y^+ \leq 1$, ceea ce înseamnă că înălțimea primului strat de celule de la peretele solid trebuie să fie de ordinul micronilor pentru curgerile transonice.

Pe parcursul dezvoltării acestui studiu au fost realizate mai multe modele (în regim staționar):

- a) un model cu domeniu restrâns de calcul (14 blocuri, Fig. 3.1a);
- b) un model cu domeniu extins de calcul, dar cu aceleași condiții limită (27 blocuri, Fig. 3.1b);
- c) un model cu același domeniu de calcul, dar cu o grilă modificată, considerată de autor mai adecvată pentru obținerea unor rezultate robuste; geometria pereților este cea a modelului experimental (20 blocuri, Fig. 3.2 și Fig. 3.3).

S-a obținut o grile structurată, multibloc, având 12 270, 20 655 și, respectiv, 72 250 de celule patrulatere (Fig. 3.7). Domeniile extins și redus (modelele a și b) au fost analizate comparativ pentru a studia influența condițiilor la limită asupra rezultatelor simulărilor numerice. Se observă îndesirea grilei lângă pereți pentru a simula, cu precizie, stratul limită.

Curgerea a fost presupusă în întregime turbulentă, iar pentru calculul tensiunilor Reynolds (turbulente) s-a utilizat modelul de turbulență SST $k-\omega$ a lui Menter [87]. Simulările numerice au fost realizate cu ajutorul codului Ansys Fluent 14 [132] care se bazează pe metoda volumelor finite [415, 84, 162]. Parametrii rețelei de discretizare pentru modelul c) sunt dați în Tabelul 3.3 iar în Tabelul 3.4 sunt date proprietăți ale stratului discretizat, pentru același model.

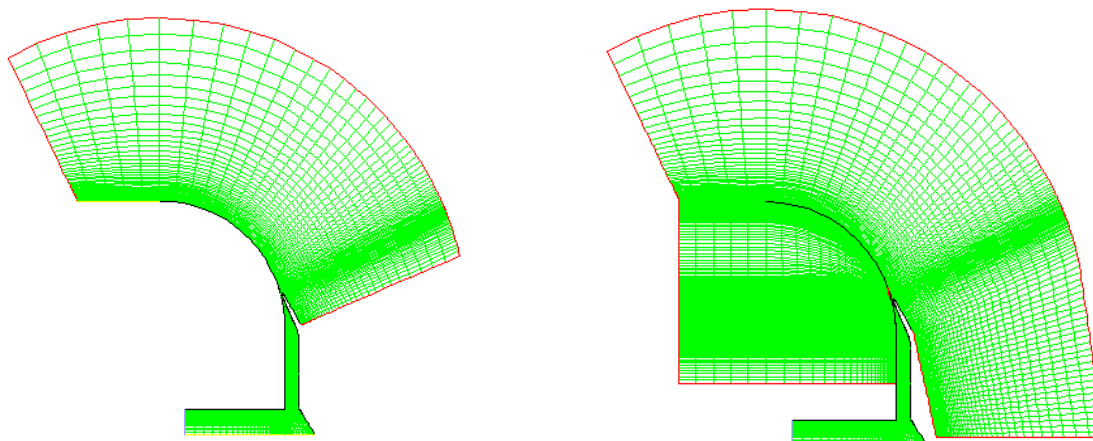
Tabelul 3.1. Parametrii rețelei de discretizare

Parametrul	Interval
Dimensiunea maximă a celulei	10^{-3} m
Dimensiunea minimă a celulei	$10^{-5} \dots 10^{-6}$ m
Gradul de creștere a dimensiunilor celulelor	1,05...1,2
Numărul de noduri pe extradosul profilului	200

Tabelul 3.2. Proprietăți ale celulelor din vecinătatea pereților solizi

Parametrul	Interval
Numarul straturilor de celule	30
Factorul de creștere a înălțimii straturilor de celule	1.05
Înălțimea celulelor din primul strat	$10^{-5} \dots 10^{-6}$ m

La intrarea în domeniul de calcul s-a impus: presiunea absolută totală de 1,1–7 bar, temperatura totală de 291 K, curgerea este perpendiculară pe intrare, gradul de turbulență este 5%, raportul dintre vâscozitatea turbulentă și cea moleculară este 10. La ieșirea din domeniul de calcul s-a impus doar presiunea statică, care este egală cu cea atmosferică; celelalte mărimi (condiții la limită numerice) au fost extrapolate din interiorul domeniului de calcul. Pereții (frontierele solide) au fost presupuse fără alunecare ($V_{\text{perete}}=0$), fără rugozitate, iar gradientul presiunii în lungul normalei la perete este nul ($\hat{c}p/\hat{c}n = 0$).



a) Domeniul de calcul redus

b) Domeniul de calcul extins

Fig. 3.1. Grila de calcul structurată, multibloc

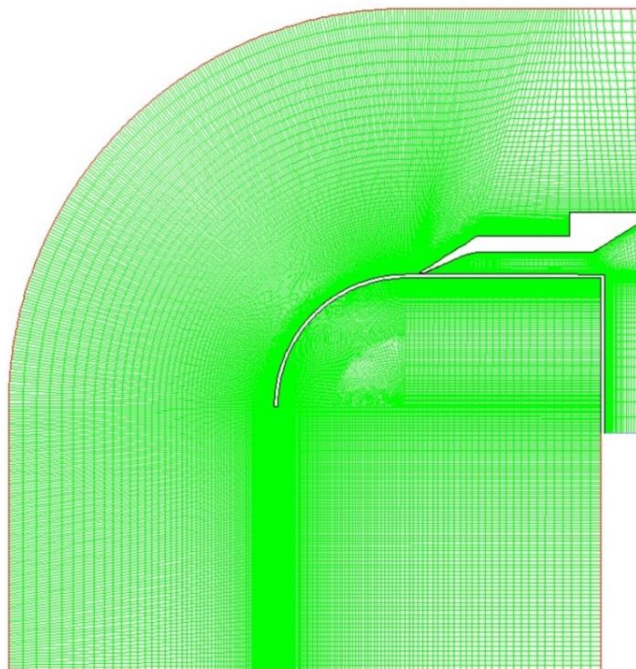
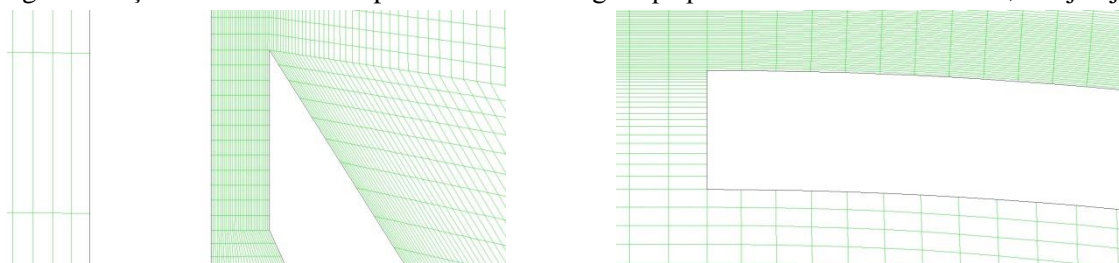


Fig. 3.2. Rețeaua de discretizare pentru modelul curgerii pe profil Coandă axial simetric, cu ajutor radial



b) detaliu al zonei ajutorului radial (nu există racordare nici în modelul experimental)

b) zona de la marginea profilului (nu există racordare nici în modelul experimental)

Fig. 3.3. Detalii ale rețelei de discretizare pentru modelul c) (Fig. 3.2)

Convergența soluției a fost analizată prin prisma evoluției reziduurilor pentru ecuațiile de conservare a masei, a impulsului pe direcțiile axială și radială, a energiei, a energiei cinetice turbulente și a disipației turbulente specifice. De regulă, când valorile tuturor reziduurilor sunt mai mici decât 10^{-5} , soluția se consideră converșă. Atunci când soluția este foarte bine converșă, pentru o curgere staționară, curbele reziduurilor devin paralele cu abscisa. Rulările au fost făcute în simplă precizie (6-7 cifre semnificative), prin urmare, este normal ca valorile tuturor reziduurilor să scadă sub valoarea 10^{-5} (Fig. 3.4).

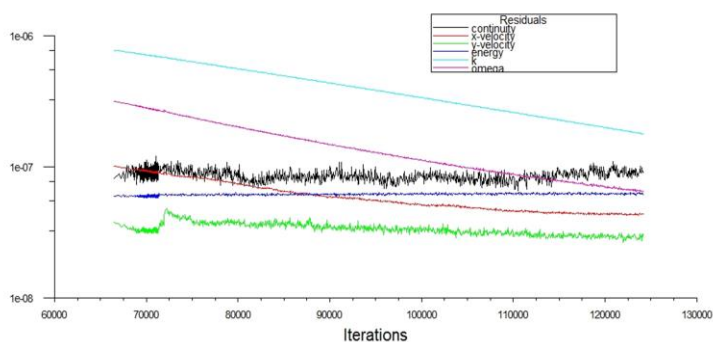


Fig. 3.4. Evoluția reziduurilor pentru rularea cu $p_{total\ de\ intrare} = 1.3$ bar, $h=0.65$ mm, $D_a=170$ mm

3.3. Analiza rezultatelor modelării

3.3.1. O analiză privind modelarea domeniului de calcul

Pentru ambele domenii de calcul, se observă o curgere fără desprinderi, care determină o scădere a presiunii statice de pe extradrosul profilului Coandă (Fig. 3.6 și Fig. 3.7), ceea ce generează portanță. Prin integrarea distribuției de presiune statică de pe profilul Coandă se obține o forță de portanță. Din nefericire, la trecerea curentului de la direcția axială la direcția radială apar pierderi importante de presiune totală, care micșorează portanța obținută pe profilul Coandă (vezi Fig. 3.1). Se observă că stratul limită rămâne atașat la extradrosul profilului Coandă, și apariția unui vârtej puternic în canalizație (Fig. 3.5).

Domeniile extinse și reduse au fost analizate comparativ pentru a studia influența condițiilor la limită asupra rezultatelor simulărilor numerice.

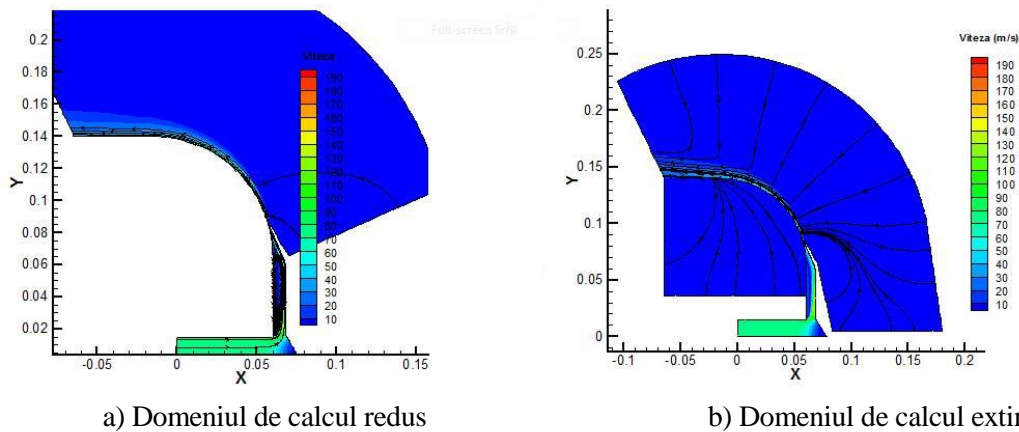


Fig. 3.5. Linii de curent în vecinătatea extradrosului profilului Coandă și în canalizație;

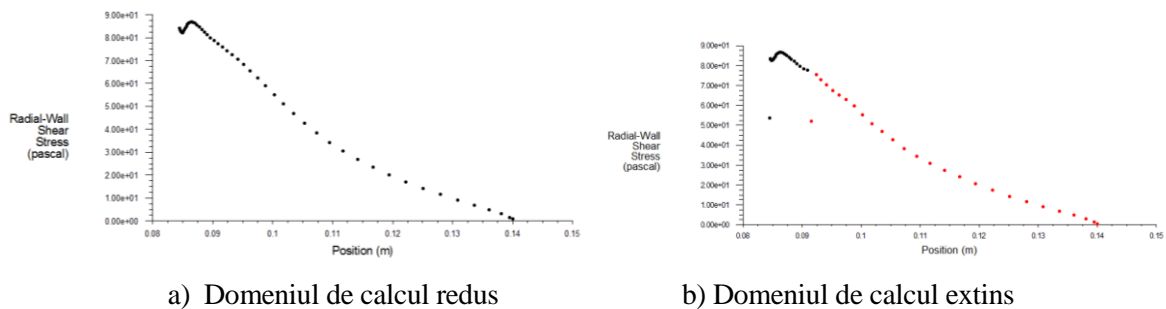


Fig. 3.6. Tensiunea de frecare la perete, pe direcția radială, pentru extradrosul profilul Coandă, în lungul razei

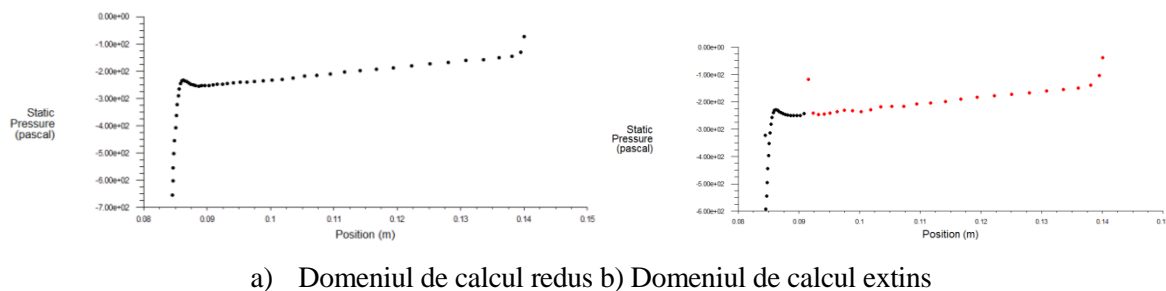


Fig. 3.7. Distribuția presiunii statice relative pe extradrosul profilului Coandă, în lungul razei

Se observă că jetul rămâne atașat la profil, dovadă fiind valorile pozitive ale tensiunilor de forfecare la perete (Fig. 3.6). Conform teoriei [50, 54, 11], desprinderea apare când tensiunea de

forfecare la perete este zero. Dacă tensiunea de forfecare la perete devine negativă, această valoare reflectă curgerea inversă a fluidului. Analizând valorile presiunilor statice pe profil, se observă că acestea sunt foarte apropiate, ceea ce ar justifica utilizarea domeniului de calcul redus. Totuși, în această modelare, s-a preferat domeniul extins pentru a putea analiza și spectrul curgerii pe intradosul profilului Coandă.

Din Figurile 3.5-3.8 se constată că, cel puțin pentru configurația geometrică aleasă, rezultatele sunt foarte apropiate și, deci, pentru simulări rapide, se poate folosi un domeniu restrâns. **Specific** acestui model este faptul că schimbarea direcției de curgere a fluidului, de la conducta principală (de alimentare) la ajutorul radial se face cu pierderi mari de presiune, aceste pierderi ajung la aproximativ 50%. Pentru acest studiu, nu s-a avut în vedere optimizarea canalizației interioare de curgere a aerului.

Rulările s-au realizat pentru următorii parametri (Tabelul 3.3), la Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială (INCAS).

Tabelul 3.3. Valorile parametrilor geometrice și aerodinamici pentru care s-a rulat modelul

Presiunea totală de intrare [bar]	$D_a/D=0,61$		$D_a/D=0,25$
	$h=0,65$ mm	$h=2,00$ mm	$h=0,65$ mm
1,1	X	X	X
1,2	X	X	X
1,3	X	X	X
1,9			X
2,5		X	X
7	X		

3.3.2. Influența presiunii totale de intrare

Figurile 3.8-3.17 prezintă influența presiunii totale de intrare asupra unor caracteristici ale profilului Coandă axial simetric, cu ajutorul radial. Sunt prezentate rezultatele simulării pentru configurația geometrică $D_a/D=170/280$ și înălțimea fantei $h=0,65$ mm.

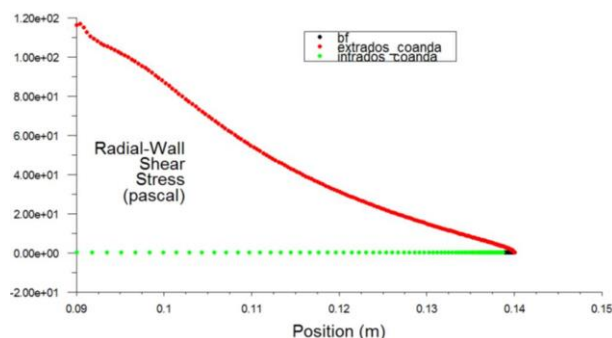


Fig. 3.8. Influența presiunii totale de intrare asupra efortului de frezare la perete ($h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm, $p_{total\ intrare}=1.3$ bar)

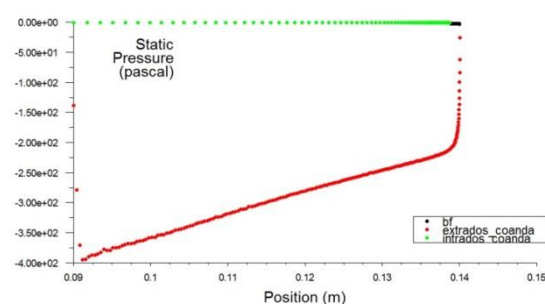


Fig. 3.9. Influența presiunii totale de intrare asupra presiunii statice pe extradosul profilului Coandă, ($h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm, $p_{total\ intrare}=1.3$ bar)

Pentru a pune în evidență influența presiunii totale de alimentare, s-au trasat suprapuse, grafice ale presiunii statice pe extradosul profilului coandă pentru diferite valori ale presiunii totale. Datele au fost obținute din simulări și prelucrate cu Excel (Fig. 3.10 și Fig. 3.11).

Studiul distribuției de presiuni și tensiunilor de frezare pe extradosul profilului Coandă este important pentru a determina dacă există zone de recirculare și de reatașare a jetului la profil. Urmărind profilul distribuției de presiuni statice pe extradosul modelului CFD, se observă că acesta cuprinde două regiuni distincte. Prima regiune cuprinde suprafața plană a modelului, cuprinsă între ieșirea din ajutorul radial, după care are variații de amplitudine până la începutul porțiunii curbe a profilului Coandă, unde presiunea statică are un maxim la ieșirea din ajutorul radial, după care are variații de amplitudine până la începutul porțiunii curbe. Presiunea statică la perete rămâne sub valoarea presiunii ambiante pe această zonă. A doua regiune cuprinde suprafața curbă a profilului, în care gradientul de presiune este negativ, scăzând liniar din zona de curbare a profilului până la marginea acestuia, unde devine zero (la margine, presiunea statică devine egală cu cea

ambientă). În această regiune presiunile sunt mai mici decât presiunea ambiantă (presiunea din camera de testare), ceea ce determină devierea jetului spre perete pe toată suprafața curbată a profilului Coandă. Valoarea presiunii scade liniar pe lungimea curbată a profilului, panta curbei fiind cu atât mai accentuată, cu cât presiunea maximă statică pe profil este mai mare (Fig 3.11).

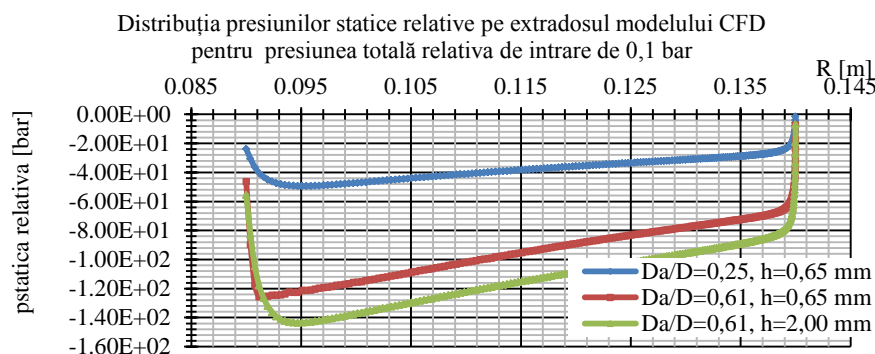


Fig. 3.10. Influența geometriei ajutorului radial (D_a/D și h) asupra gradientului de presiune statică relativă la peretele profilului Coandă pe porțiunea curbată

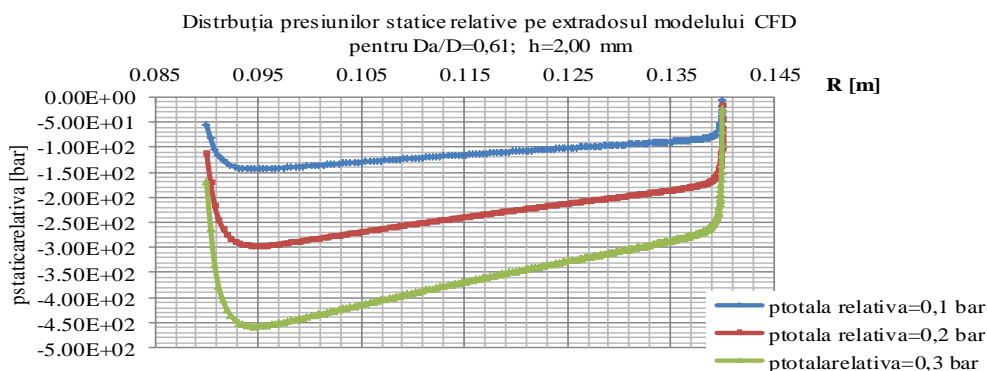


Fig. 3.11. Influența presiunii totale relative de alimentare asupra gradientului de presiune statică relativă pe profilul Coandă

Valoarea maximă a depresiunii pe porțiunea curbată a profilului se atinge chiar la începutul zonei curbate după care scade lent spre marginea profilului. Analizând curbele pentru o configurație geometrică dată și mai multe presiuni de alimentare diferite (Fig. 3.11), se observă că maximul se înregistrează mereu în același loc și anume în imediat în avalul zonei unde începe curbarea profilului Coandă. În concluzie, zona de presiune maximă depinde numai de forma profilului utilizat, fiind independentă de viteza de ieșire din ajutor și presiunea de alimentare. Pentru o configurație geometrică dată, presiunea minimă crește liniar cu presiunea totală de alimentare. Înălțimea fantei influențează relativ puțin presiunea statică relativă minimă pe extradadosul profilului. La valori mici ale presiunii totale relative de intrare, influența înălțimii fantei este practic neglijabilă. La presiune totală de alimentare mai mare este indicat să se folosească înălțimi ale fantei de intrare mai mici pentru a obține presiuni statice relative negative mai mari.

Creșterea presiunii totale de alimentare (presiune totală pe secțiunea de intrare a conductei principale) a dus la creșterea numărului Mach, la creșterea tensiunii de frecare la perete (Fig. 3.11, Fig. 3.12 și Fig. 3.15).

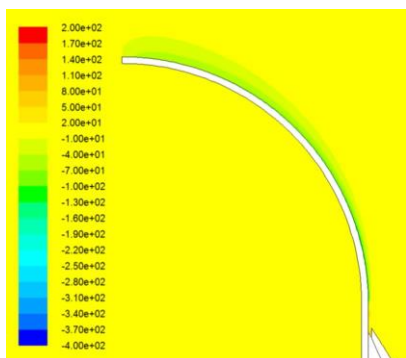


Fig. 3.12. Influența presiunii totale de intrare asupra presiunii dinamice relative ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, pentru $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

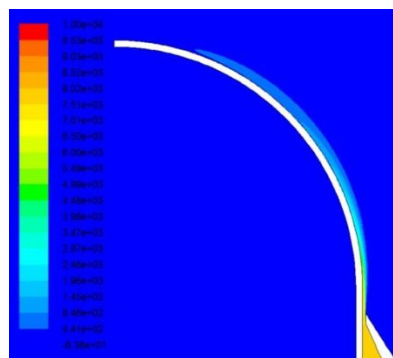


Fig. 3.13. Influența presiunii totale de intrare asupra presiunii totale pe extradadosul profilului Coanda ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, pentru $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

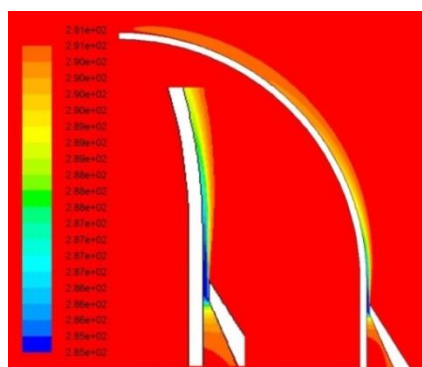


Fig. 3.14. Influența presiunii totale la intrare pentru $h=0,65$ mm, $D=170$ mm asupra temperaturii jetului ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, pentru $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

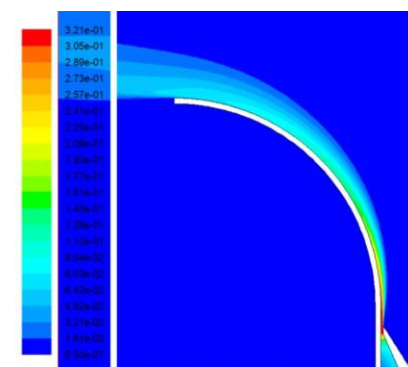


Fig. 3.15. Influența presiunii totale la intrare asupra vitezei aerului (exprimată în Mach) ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

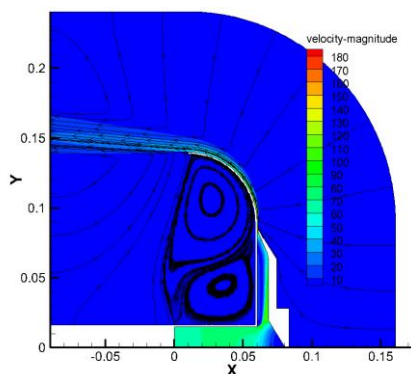


Fig. 3.16. Influența presiunii totale de intrare asupra vitezei și a liniilor de curent ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

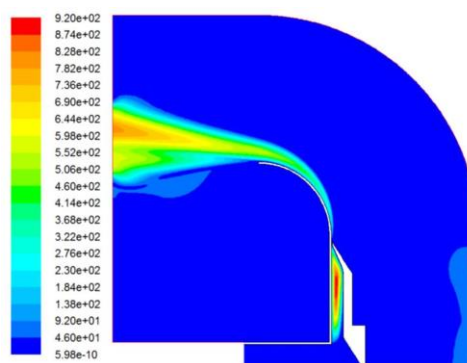


Fig. 3.17. Influența presiunii totale la intrare asupra raportului dintre vâscozitatea turbulentă și vâscozitatea moleculară ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

Modelul a fost rulat și pentru $p_{total\ de\ intrare} = 7$ bar ($p_{total\ rel\ de\ intrare} = 6$ bar). Pentru o presiune atât de mare, s-au obținut la modelare viteze ale aerului la ieșirea din ajutoraj de $2,56 M$ (Fig. 3.19). Un detaliu al distribuției de viteze din zona ieșirii din ajutoraj arată că există o curgere inversă locală, care apare ca urmare a desprinderii jetului, dar care după această zonă, se atașează din nou (Fig. 3.19). Aceiași concluzie se poate trage din Fig. 3.20a, în care tensiunea de forfecare la perete are valoare negativă, pe o zonă foarte mică. Urmează variații ale tensiunii de forfecare la perete și a presiunii statice (Fig. 3.20b,

3.21), fără a se obține valori negative ale tensiunii de forfecare (deci fără desprinderi ale jetului de perete). Pe intradosul profilului apare o curgere care împreună cu fluctuațiile de presiune de pe extradadosul profilului conduc la micșorarea forței de portanță obținută pe acest profil Coandă, aceasta fiind proporțională cu aria delimitată de curba de distribuție a presiunilor statice (Fig. 3.20b).

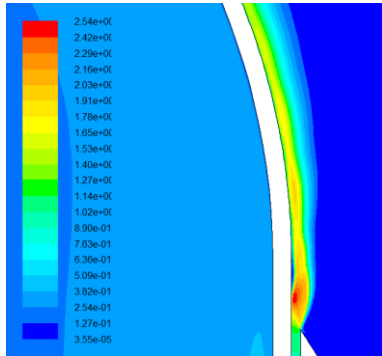


Fig. 3.18. Distribuția presiunii relative pe extradadosul profilului Coandă ($p_{total\ intrare}=7$ bar, $D_a/D=0,61$, $h=0,65$ mm)

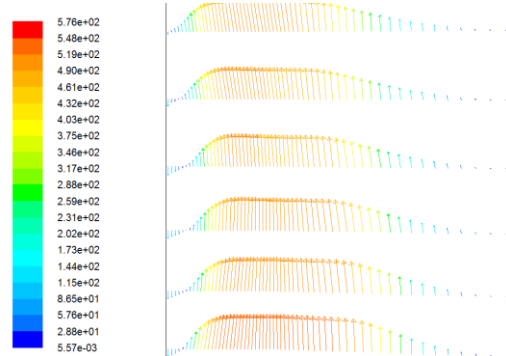


Fig. 3.19. Distribuția vitezelor pe extradadosul profilului Coandă ($p_{total\ intrare}=7$ bar, $D_a/D=0,61$, $h=0,65$ mm) – detaliu cu bulă de desprindere în zona liniară a profilului

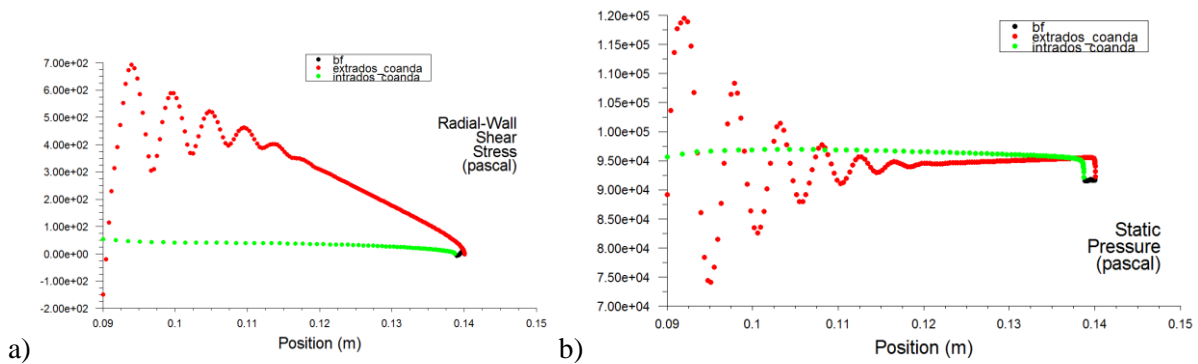


Fig. 3.20. a) Distribuția tensiunilor de forfecare pe profilul Coandă, b) Distribuția presiunii statice relative pe profilul Coandă, ($p_{total\ intrare}=7$ bar, $D_a/D=0,61$, $h=0,65$ mm)

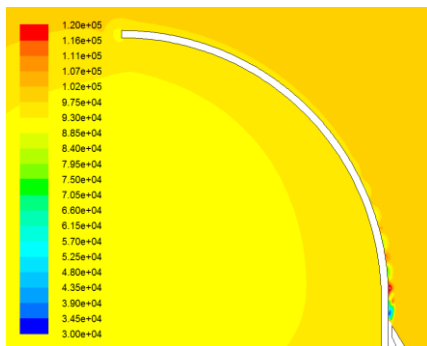


Fig. 3.21. Distribuția presiunii statice, reprezentată prin izobare de presiune, pe extradadosul profilului Coandă ($p_{total\ intrare}=7$ bar, $D_a/D=0,61$, $h=0,65$ mm)

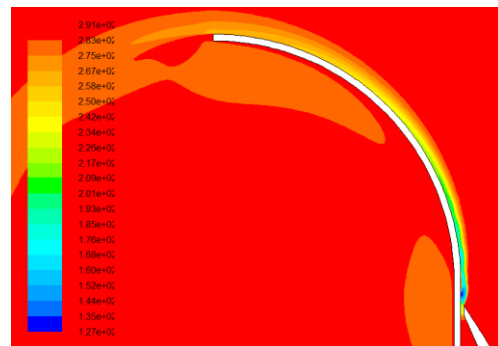


Fig. 3.22. Distribuția temperaturii în jurul profilului Coandă ($p_{total\ intrare}=7$ bar, $D_a/D=0,61$, $h=0,65$ mm)

Din aceste simulări pe un interval relativ mare al presiunii totale de intrare, rezultă că atingerea regimului de curgere supersonică duce la scăderi semnificative de portanță, la alterarea distribuției statice pe profil. Din Fig. 3.20b, se observă că aria cuprinsă între curbele de presiuni statice pe intrados

și extradados este relativ mică, comparativ cu ariile obținute pentru regimuri subsonice ale aerului la ieșirea din ajutorajul radial. Din acest motiv, testele experimentale s-au realizat în domeniul subsonic.

La viteze mari, răcirea jetului este foarte pronunțată într-o zonă apropiată de ieșirea din ajutoraj (Fig. 3.22). Distribuția campului de temperatură nu are aceeași formă ca la simulările cu viteze subsonice de ieșire din ajutoraj (vezi Fig. 3.25). Diferența de temperatură obținută pentru simulări subsonice este de 5...20°C, pe când la simularea pentru care s-a obținut $M=2,56$ la ieșirea aerului din ajutoraj, diferența de temperatură a fost de aproximativ 160°C (Fig. 3.22).

3.3.3. Influența înălțimii ajutorajului radial

S-a rulat modelul pentru $D_a/D=0,61$ ($D_a=170$ mm), $h=0,65$ mm și, respectiv, $h=2,00$ mm. Pentru fiecare înălțime a ajutorajului, s-a rulat modelul pentru trei presiuni totale de intrare (1,1 bar, 1,2 bar și 1,3 bar). Cea mai mare valoare a vitezei de ieșire din ajutoraj s-a obținut pentru fanta $h=0,65$ mm ($M=0,57$) (atenție, scara cuprinde valori mari, care nu se regăsesc pe detaliu).

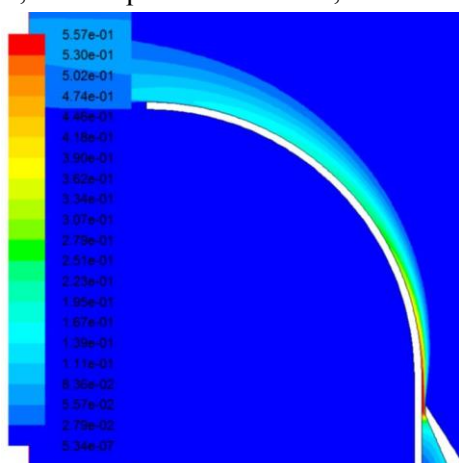


Fig. 3.23. Influența presiunii totale de intrare asupra numărului Mach ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

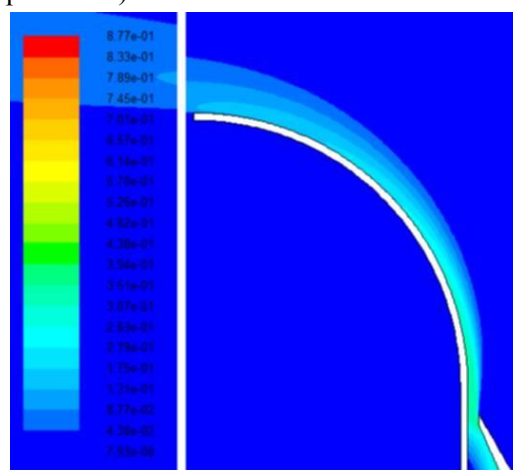


Fig. 3.24. Influența presiunii totale de intrare asupra numărului Mach ($p_{total\ intrare}=1,3$ bar, $h=2,00$ mm, $D_a=170$ mm)

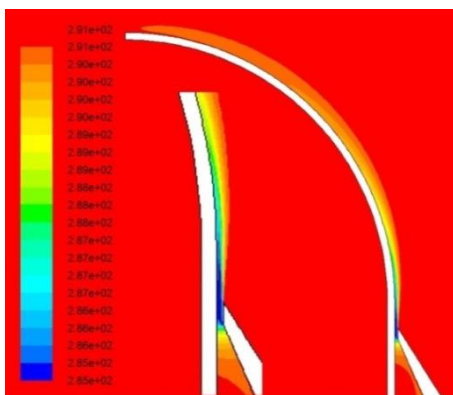


Fig. 3.25. Influența presiunii totale de intrare asupra temperaturii ($p_{total\ intrare}=1,1$ bar, $h=0,65$ mm, $D_a=170$ mm)

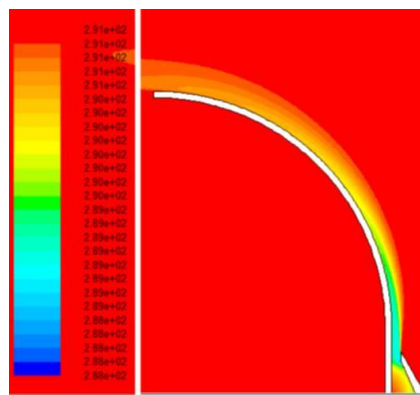


Fig. 3.26. Influența presiunii totale de intrare asupra presiunii statice ($p_{total\ intrare}=1,1$ bar, $h=2,00$ mm, $D_a=170$ mm)

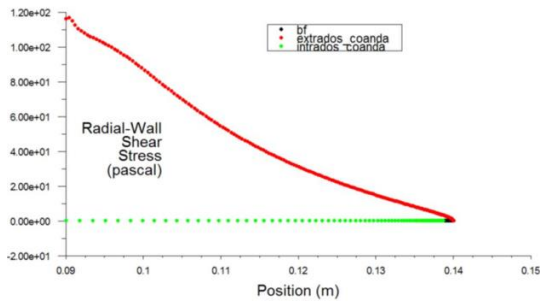


Fig. 3.27. Influența presiunii totale la intrare asupra tensiunii de frecare la perete [Pa] ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=0,65\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$)

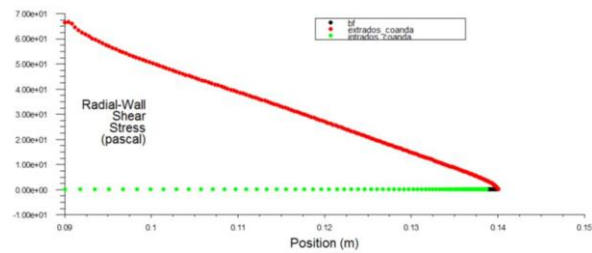


Fig. 3.28. Influența presiunii totale la intrare asupra tensiunii de frecare la perete [Pa] ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=2,00\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$)

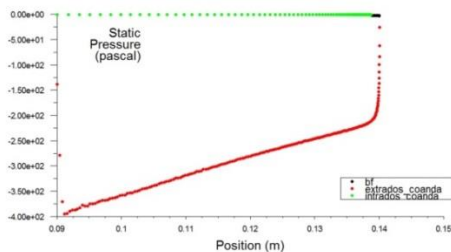


Fig. 3.29. Influența presiunii totale la intrare asupra presiunii statice pe profil [Pa] ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=0,65\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$)

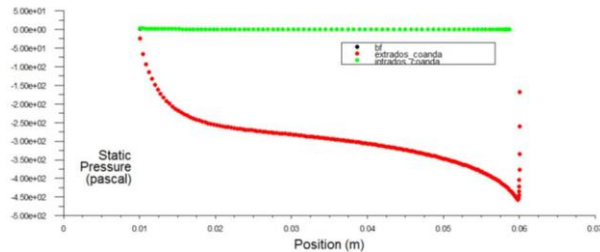


Fig. 3.30. Influența presiunii totale la intrare asupra presiunii statice pe profil [Pa] ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=2,00\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$) (proiectată pe direcția axială)

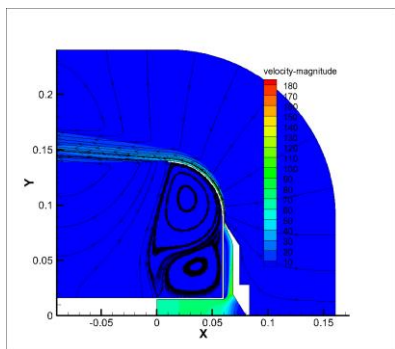


Fig. 3.31. Influența presiunii totale de intrare asupra liniilor de curent și a modului vitezei ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=0,65\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$)

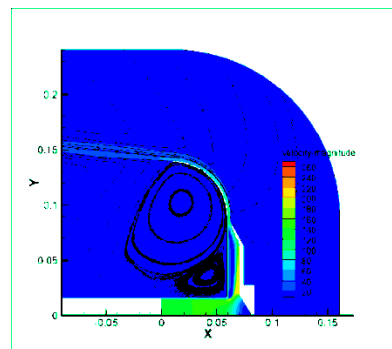


Fig. 3.32. Influența presiunii totale de intrare asupra liniilor de curent și a modului vitezei ($p_{total\ intrare}=1.3\text{ bar}$, $h=2,00\text{ mm}$, $D_a=170\text{ mm}$)

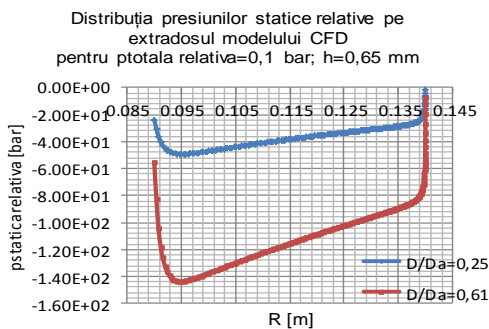
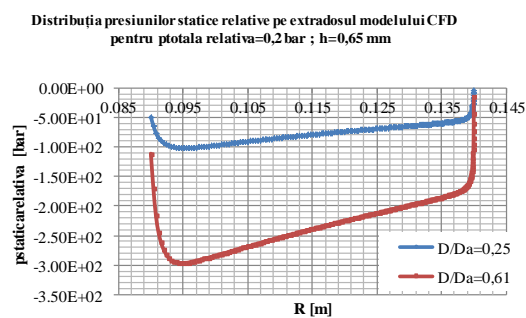


Fig. 3.33. Influența diametrului ajutorajului radial (D_a) asupra gradientului de presiune statică relativă la peretele profilului Coandă pe porțiunea curbată



3.3.4. Influența diametrului ajutorajului asupra caracteristicilor curgerii

Pe același interval de presiuni totale de între (1,1... 1,3 bar), s-a rulat modelul pentru două valori diferite ale diametrului ajutorajului, $D_a=70$ mm, și $D_a=170$ mm. Diametrele mai mari sunt mai favorabile pentru distribuția de presiuni statice pe profil, când jetul de aer se suflă cu o viteză mai mică.

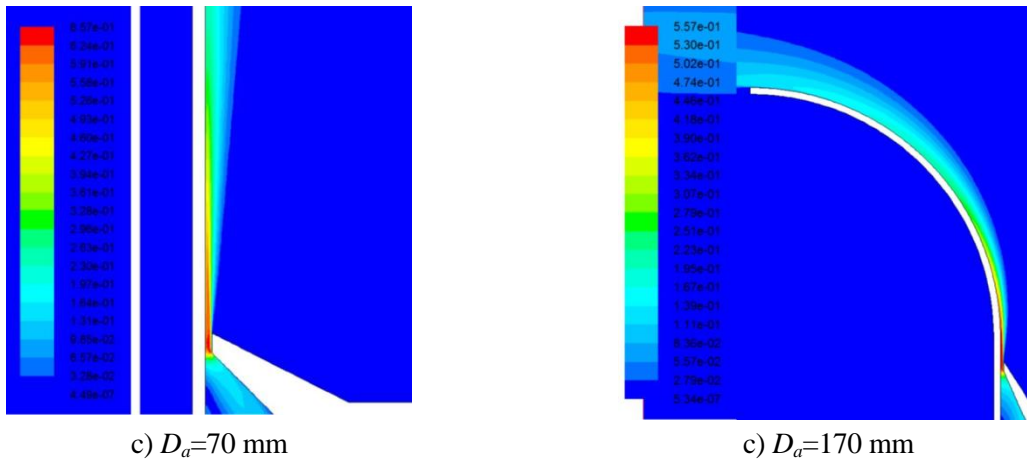


Fig. 3.34. Influența diametrului ajutorajului asupra numărului Mach ($p_{rel\ de\ intrare}=0,3$ bar, $h=0,65$ mm)

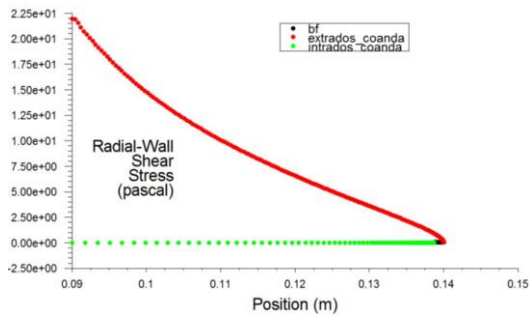


Fig. 3.35. Influența diametrului fantei ajutorajului asupra tensiunii de frecare pe profilul Coandă, ($D_a=70$ mm, $p_{rel\ de\ intrare}=0,3$ bar, $h=0,65$ mm)

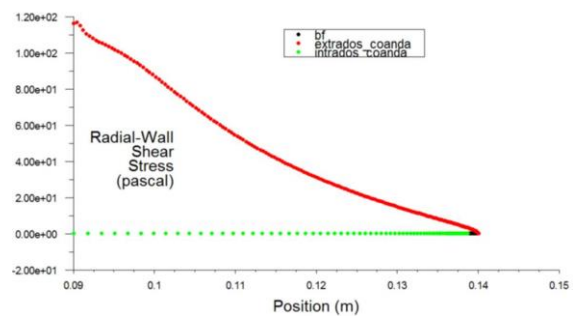


Fig. 3.36. Influența diametrului fantei ajutorajului asupra tensiunii de frecare pe profilul Coandă, ($D_a=170$ mm, $p_{rel\ de\ intrare}=0,3$ bar, $h=0,65$ mm)

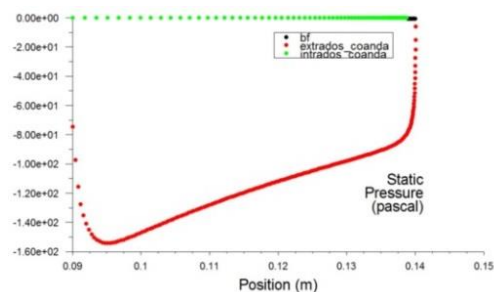


Fig. 3.37. Influența diametrului fantei ajutorajului asupra tensiunii de frecare pe profilul Coandă ($D_a=70$ mm, $p_{rel\ de\ intrare}=0,3$ bar, $h=0,65$ mm)

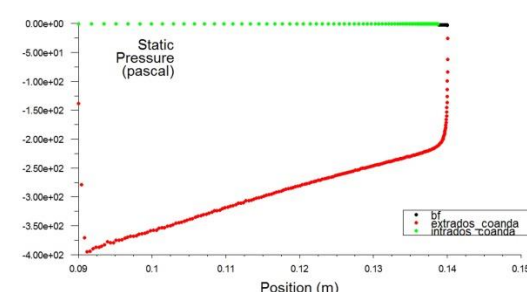


Fig. 3.38. Influența diametrului ajutorajului asupra distribuției de presiuni statice pe profilul Coandă ($D_a=170$ mm, $p_{rel\ de\ intrare}=0,3$ bar, $h=0,65$ mm)

3.4. Concluzii privind rezultatele modelării

La creșterea presiunii totale de alimentare cu 18%, de la 1,1 bar la 1,3 bar, viteza la ieșire din ajutoraj crește cu 73%, de la $M=0,321$ la $M=0,557$, pentru geometria caracterizată de $D_a/D=0,61$ și $h=0,65$ mm. Pentru geometria caracterizată prin $D_a/D=0,61$ și $h=2,00$ mm, la creșterea presiunii tot cu 18%, viteza aerului la ieșire din ajutoraj a crescut cu 66%.

Tabelul 3.4. Influența presiunii totale de intrare asupra vitezei de ieșire din ajutoraj

Presiunea totală de intrare [bar]	$D_a/D=0,61$	$D_a/D=0,25$
	$h=0,65$ mm	$h=0,65$ mm
1,1	0,321 / 0,233	0,385 / 0,368
1,2	0,455 / 0,331	0,538 / 0,550
1,3	0,557 / 0,395	0,657 / 0,689

*Albastru – date obținute din simulare; roșu / date obținute experimental

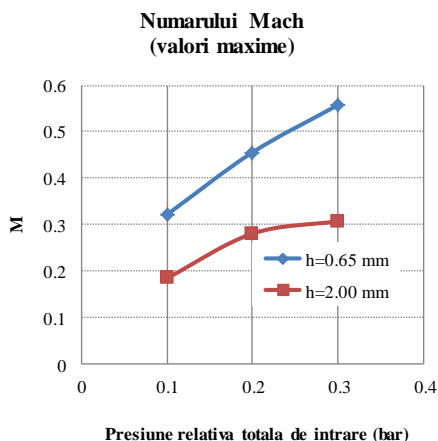


Fig. 3.39. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial asupra vitezei la ieșirea din ajutoraj ($D_a/D=0,61$)

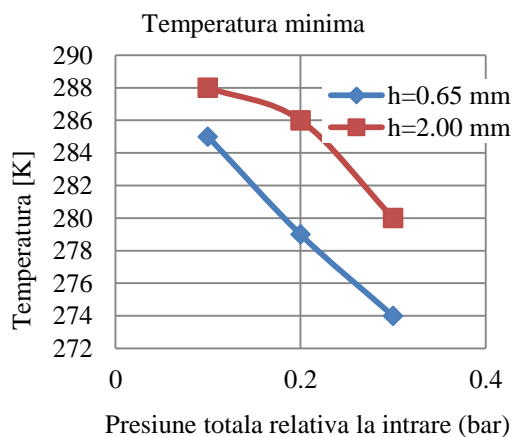


Fig. 3.40. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial asupra temperaturii minime a jetului ($D_a/D=0,61$)

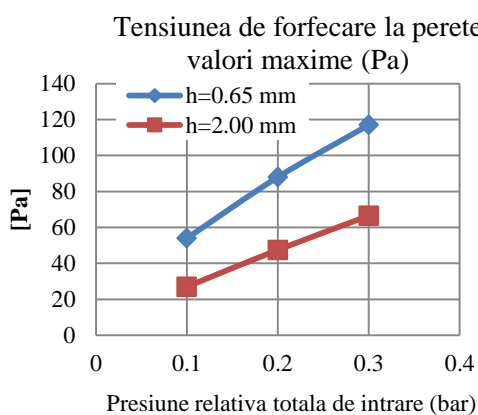


Fig. 3.41. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial asupra eforturilor de forfecare pe extradossul profilului Coandă ($D_a/D=0,61$)

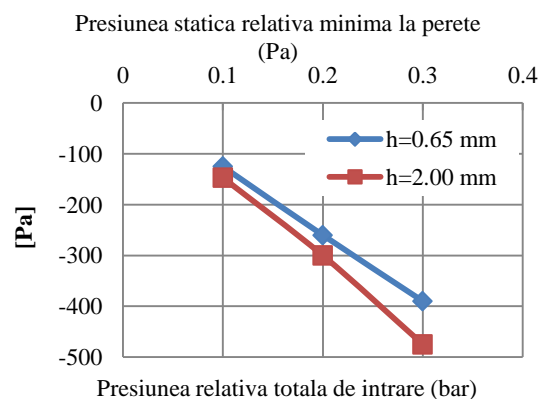


Fig. 3.42. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial asupra presiunii relative maxime pe extradossul părții curbate a profilului Coandă ($D_a/D=0,61$)

Influențele modificării diametrului ajutorajului asupra numărului Mach, a temperaturii minime a jetului de aer, a tensiunii de forfecare la perete și a valorii minime a presiunii relative statice sunt date în Figurile 3.43...3.46. Numărul Mach la ieșirea din ajutoraj crește proporțional cu presiunea totală de intrare și este invers proporțional cu diamterul ajutorajului (Fig. 3.43).

Răcirea jetului este mai accentuată la diametre mici ale ajutorajului (Fig. 3.44). Creșterea presiunii totale de intrare determină creșterea diferenței de temperatură a jetului față de temperatura mediului ambiant. Scăderea înălțimii ajutorajului determină o răcire mai accentuată a jetului de aer (Fig. 3.46). Creșterea înălțimii fantei, de la 0,65 mm la 2,00 mm, a determinat o scădere mai puțin accentuată a temperaturii aerului la ieșirea din ajutoraj. Pentru $h=0,65$ mm și $p_{total\ relativ}=0,3$ bar, există o zonă în care

jetul de aer are cu 27 K mai puțin față de temperatura mediului ambiant (considerată 291 K). Pentru $h=2,00$ mm, diferența maximă de temperatură a jetului de aer a fost doar de 11 K.

La aceeași valoare a fantei ajutorajului, $h=0,65$ mm, creșterea presiunii totale de intrare determină o creștere a vitezei la ieșire din ajutoraj mai mare pentru $D_a/D=0,25$. Pentru $D_a/D=0,25$, creșterea vitezei de ieșire este de 70%. Înălțimea ajutorajului influențează invers proporțional viteza de ieșire din ajutoraj (Fig. 3.43). Pentru $D_a/D=0,61$, o creștere a fantei de 207%, de la 0,65 mm la 2,00 mm, a determinat o scădere a vitezei de ieșire cu 42%, de la $M=0,321$ la $M=0,184$.

La aceeași presiune de $p_{total\ relativ}=1,1$ bar, o creștere a diametrului D_a de 142%, de la 70 mm la 170 mm, a determinat o scădere a vitezei cu 19%, de la $M=0,385$ la $M=0,321$. În aceeași configurații, la presiunea $p_{total\ relativ}=1,3$ bar, scăderea vitezei a fost de 15%. Deci, diametrul ajutorajului influențează invers proporțional viteza de ieșire din ajutoraj (Fig. 3.43).

Valorile maxime ale tensiunii de forfecare cresc cu creșterea presiunii totale de intrare și cu scăderea înălțimii ajutorajului (Fig. 3.45) [37].

Modelarea numerică confirmă nedesprinderea jetului de aer de pe extradadosul profilului Coanda, pentru intervalele de variabile studiate: $D_a=70\dots170$ mm, $h=0.65\dots2.00$ mm și $p_{total\ rel}=0.1\dots0.3$ bar.

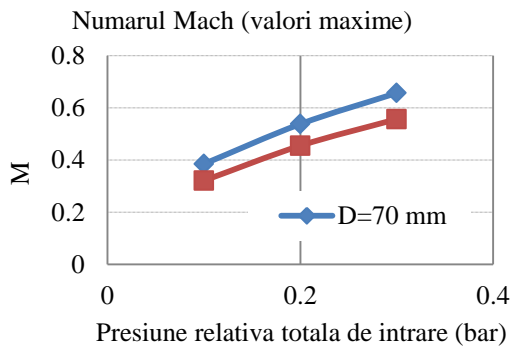


Fig. 3.43. Influința diametrului fantei ajutorajului radial asupra vitezei la ieșirea din ajutoraj, pentru $h=0,65$ mm

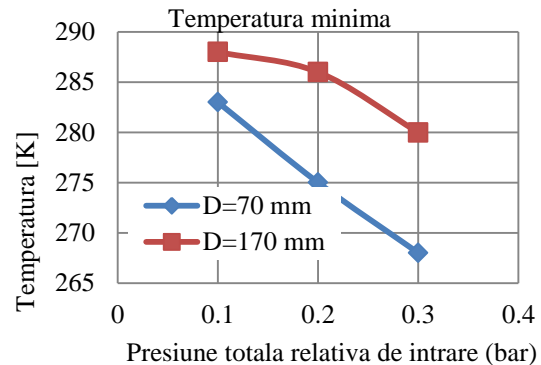


Fig. 3.44. Influința diametrului fantei ajutorajului radial asupra temperaturii jetului la ieșirea din ajutoraj, pentru $h=0,65$ mm

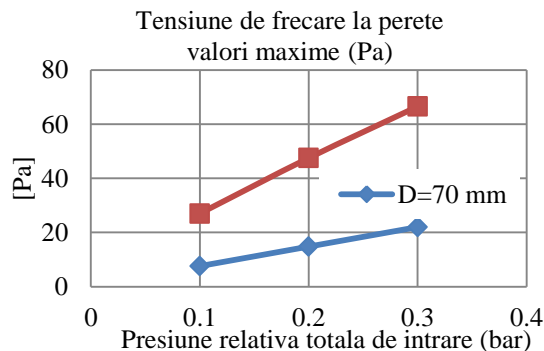


Fig. 3.45. Influința diametrului fantei ajutorajului radial asupra tensiunii de forfecare pe extradadosul profilului Coandă, pentru $h=0,65$ mm

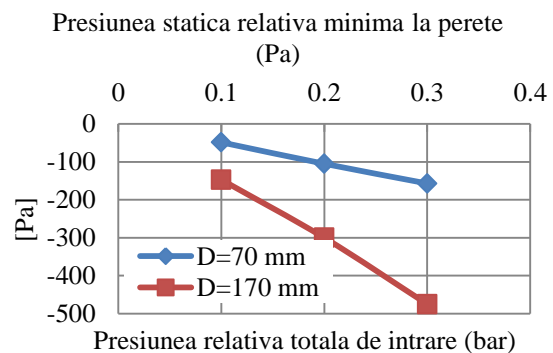


Fig. 3.46. Influința înălțimii ajutorajului radial asupra presiunii relative maxime pe extradadosul profilului Coandă, pentru $h=0,65$ mm.

Rezultate experimentale ale efectului Coandă pe configurație geometrică radială, la viteze mari

4.1. Instalația experimentală, aparatură și metodologia de testare pentru profilul Coandă

Modelul experimental realizat de autor [36, 38] permite studierea profilului Coandă cu ajutorul radial convergent. Canalizația 1 (Fig. 4.1) este o piesă centrală la care se fixează profilul Coandă 2, cu ajutorul piuliței de fixare 4. Ajutajul 3 se înfiletează pe partea superioară a canalizației, ceea ce permite variația dimensiunii fantei ajutorului ($h= 0,5- 2,0$ mm). Fixarea poziției ajutorului 3 se face cu ajutorul a două șuruburi situate diametral opus. Construcția prevede cinci variante dimensionale ale ajutorilor convergenți cu diametrele $D_a= 70$ mm; 90 mm; 130 mm; 150 mm și 170 mm, care, la diametrul profilului Coandă $D = 280$ mm, asigură un raport $D_a/D = 0,25; 0,32; 0,46; 0,54; 0,61$.

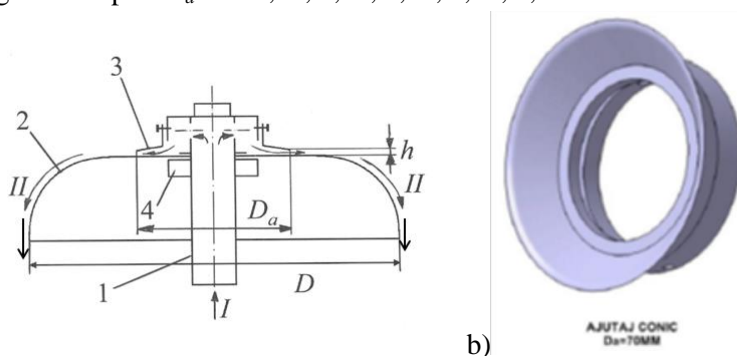


Fig. 4.1. Schema modelului experimental: 1 – canalizația ; 2 – profilul Coandă; 3 – ajutoraj convergent; 4 – piuliță de fixare; I – admisie de aer comprimat; II – jet atașat; D – diametrul profilului Coandă; D_a – diametrul ajutorului radial; h – fanta ajutorului radial; b) Placa superioară a ajutorului radial - vedere tridimensională

Aerul comprimat, cu presiunea relativă $p_{total\ rel}=0,05-3,0$ bar, se refulează prin partea centrală a canalizației 1 și este direcționat prin orificiile transversale ale canalizației în ajutorajul radial convergent 3, în care se accelerează și curge mai departe, rămânând atașat de extradusul profilului Coandă 2, creând forța de portanță verticală în direcția axială. Viteza de ieșire a gazului din ajutorajul convergent variază în funcție de presiunea de alimentare, iar debitul – în funcție de fanta h, diametrul ajutorului D_a și presiunea totală relativă de alimentare ($p_{total\ rel}$).

Dimensionarea modelului experimental s-a efectuat după următoarele formule:

1. Pentru regimul subsonic, viteza de curgere a gazului v într-o secțiune din ajutoraj se determină aplicând formula Saint-Venant [45]:

$$v = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{p^*}{\rho^*} \left[1 - \left(\frac{p}{p^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \text{ m/s} \quad (4.1)$$

unde p^* [Pa] - presiunea totală din rezervor, p [Pa] - presiunea statică din secțiunea ajutorului, $\rho^*=p^*/R/T^*$ [kg/m³]- densitatea gazului din rezervor, $R=287$ [J/ (kg·K)] - constantă de gaz pentru aer, $T^*=273,16+ t$ [K] - temperatura aerului din rezervor, t [°C] - temperatura aerului din rezervor;

2. Debitul masic de aer, \dot{m} , utilizând ecuația de conservare a masei, este dat de:

$$\dot{m} = \rho \cdot v \cdot S, \text{ kg/s} \quad (4.2)$$

la care $S = \pi D_a h [m^2]$ este aria secțiunii de ieșire, $D_a [m]$ – diametrul ajutorajului radial; $h [m]$ – fanta ajutorajului radial (Fig. 4.1).

3. Dacă presiunea totală p^* a aerului este mai mare decât presiunea mediului patm în care are loc curgerea, de $(2/(k+1))^{1/k} = 1,72$, în secțiunea de ieșire a ajutorajului convergent se instalează regimul critic de curgere cu numărul Mach $M = 1$, cu parametrii termodinamici critici, deci debitul masic de aer se determină după formula

$$\dot{m} = \rho \cdot a \cdot S \quad (4.3)$$

unde ρ_{cr} și a_{cr} sunt parametrii critici determinați de parametrii totali (p^*, ρ^*, T^*) și de exponentul adiabatic k al gazului [1].

Viteza critică v_{cr} se determină cu formula:

$$v_{cr} = a_{cr} = \sqrt{\frac{p^*}{\rho^*} \cdot \frac{2k}{k+1}}, \text{ m/s} \quad (4.4)$$

5. Densitatea critică a aerului este:

$$\rho_{cr} = \rho^* \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}, \text{ kg/m}^3 \quad (4.5)$$

Parametrii geometrici de bază ai ajutorajului radial convergent (Fig. 4.2) sunt $D_a = 70 \text{ mm}; 90 \text{ mm}; 130 \text{ mm}; 150 \text{ mm}$ și 170 mm și $h = 0,65\text{-}2,00 \text{ mm}$.

Profilul Coandă este realizat dintr-un aliaj de aluminiu 2024-T3.

Figura 4.3 prezentată schematic standul experimental iar în Fig. 4.4 este o imagine a standului realizat. Standul este compus din cadrul suport al modelului de dronă, sistemul de alimentare cu aer comprimat, sistemul inelar de măsurare a forței de portanță și balanța cu picioare profilate aerodinamic, fabricată de TEM Engineering Limited (UK), precizia acestei balanțe fiind de $\pm 0,001\%$.

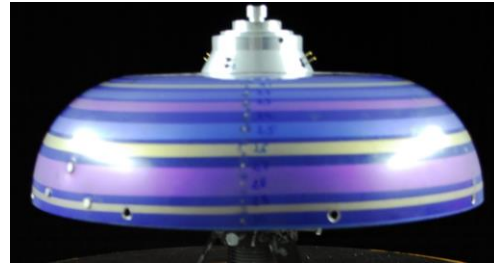
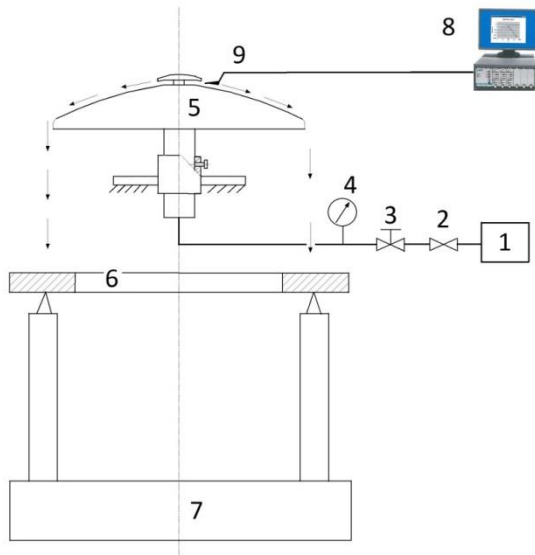


Fig. 4.2. Vederea frontală a modelului experimental

Fig. 4.3. Standul pentru monitorizarea curgerii aerului pe profilul Coandă: 1 – compresor; 2 – valvă; 3 – valvă de destindere; 4 – manometru; 5 – machetă (profil Coandă); 6 – inel; 7 – balanță; 8 – sistemul Streamline Pro Anemometer; 9 – senzorul anemometric 55R42

Modelul profilului Coandă 5 este conectat la sistemul de alimentare cu aer comprimat. Presiunea maximă la ieșirea din compresor este de 10 bar, debitul volumic este $2,3 \text{ m}^3/\text{min}$ iar puterea nominală de 15 kW. Pentru a măsura viteza jetului, la ieșirea din ajutorajul radial, s-a folosit sistemul Streamline Pro Anemometer (Dantec Dynamics) cu senzorul anemometric 55R42 (Fig. 4.5). Domeniul de viteze pe care îl poate măsura este de la $0,05 \text{ m/s}$ până la 400 m/s , cu o precizie de $\pm 0,02 \text{ m/s}$.

Modelul experimental Coandă a fost plasat în sufleria subsonică INCAS pentru măsurarea parametrilor (Fig. 4.4). Sufleria subsonică INCAS este un tunel aerodinamic cu circuit închis, cu dimensiunile camerei de testare de 2,5 m x 2,0 m x 4,0 m, viteza maximă a aerului de 110 m/s. Balanța sufleriei INCAS poate măsura forțe și momente pe cele 3 direcții carteziane Ox (axa de ruliu), Oy (axa de tangaj) și Oz (axa de girație), cu precizia de $\pm 0,02\%$.

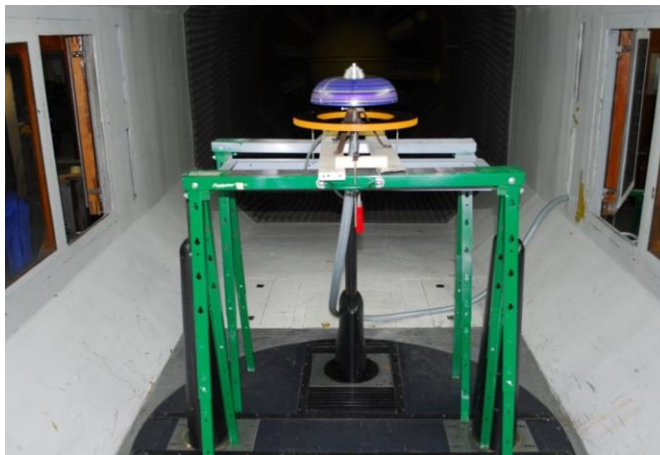


Fig. 4.4. Modelul experimental Coandă montat pe balanța sufleriei subsonice INCAS

Principalul scop al acestor experimente a fost determinarea diametrului de ieșire al ajutorajului radial și a înălțimii fantei pentru care forța de tracțiune este maximă (fenomenele de curgere sunt considerate în regim staționar). Prin variația presiunii aerului comprimat, pe fiecare din configurațiile testate (D_e/D , h), s-au obținut jeturi subsonice și transonice.

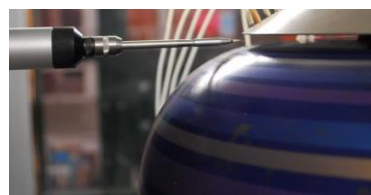


Fig. 4.5. Senzorul anemometric 55R42 în timpul măsurării vitezei

Se consideră forța de tracțiune, T , forța cu care jetul produs de modelul experimental împinge inelul legat de balanța aerodinamică. Diametrul exterior al acestui inel este de 400 mm, lățimea lui este 75 mm iar grosimea lui de 18 mm. Distanța dintre modelul experimental și inel este $48 \text{ mm} \pm 0,5 \text{ mm}$.



Fig. 4.6. Detaliu de montaj al filtrului-regulator de presiune pentru controlul presiunii totale de intrare

Experimentele au urmărit variația parametrilor studiați (distribuția de presiuni statice pe extradadosul profilului și forța de tracțiune), în funcție de viteza jetului la ieșirea din ajutoraj radial al modelului experimental.

Controlul presiunii totale de intrare se face cu un regulator tip AW K8-10-40. Manometrul încorporat are o eroare de $\pm 2,5\%$ pentru aer, fără mecanism de curgere inversă (Fig. 4.6). Presiunea relativă reglată se poate seta între 0,05 MPa și 0,85 MPa. Regulatorul funcționează în intervalul de temperatură $-5^\circ\text{C} \dots 60^\circ\text{C}$ (fără îngheț) și $-5^\circ\text{C} \dots 50^\circ\text{C}$ pentru produse cu comutator digital de presiune. Presiunea de încercare este de 1,5 MPa iar presiunea maximă de lucru este de 1,0 MPa.



Fig. 4.7. Scanivalva

Scanivalvele tip DS3 48 (Fig. 4.7) fac o citire completă în 40 de secunde. Pentru măsurarea presiunilor, modelul este instrumentat cu trei scanivalve, având 48 de prize, fiecare poziționate în interiorul machetei. În total există 60 orificii pe suprafața machetei, grupate echidistant câte 15, pe 4 meridiane. Orificiile (prizele de presiune) au diametrul de $1 \text{ mm} \pm 0,05 \text{ mm}$. Scanivalvele

Tabelul. 4.1. Poziționarea prizelor de presiune static pe profilul Coandă

Meridian	Număr priză presiune statică	Număr prize /meridian
N	45 ÷ 60	15
W	1 ÷ 15	15
S	16 ÷ 30	15
E	31 ÷ 45	15

au fost echipate cu doi senzori diferențiali de ± 5 psi și unul de ± 50 psi. Prizele corespunzătoare zonelor unde se presupune obținerea de presiuni mai mari au fost conectate la senzorul de ± 50 psi. După instalarea senzorilor, s-au verificat prizele de presiune. Aceasta a constat în verificarea etanșetății, a corespondenței conexiunilor și a timpului de răspuns al fiecărei prize. Semnalul de la fiecare senzor este amplificat de un amplificator de instrumentație. De aici este apoi citit de un sistem de achiziție a datelor. Procesul de citire al presiunilor este realizat folosind un program software. Acesta comandă deplasarea pe porțile corespunzătoare și citirea semnalelor de la senzorul de presiune.

Sarcinile au fost măsurate folosind balanța externă a tunelului subsonic de tip piramidal, cu șase componente. Semnalele electrice sunt stocate folosind un sistem de achiziție a datelor.

Distribuția de presiuni a fost măsurată pe patru meridiane (codificate N, W, S și E). Așa cum se arată în Tabelul 4.1, prizele de presiune au primit un număr unic, de la 1 la 60, astfel încât să poată fi localizate precis în spațiu, atât ca apartenență la un meridian, cât și ca poziție relativă față de un reper exterior modelului.

4.2. Rezultate experimentale privind repartizarea presiunii statice pe profilul Coandă la variația parametrilor geometrici și aerodinamici

Testarea modelului (Fig. 4.8) constă în determinarea distribuției de presiuni pe extradadosul profilului Coandă și a forței de tracțiune a jetului după părăsirea profilului, ca funcții de viteza medie de ieșire a aerului din ajutoraj și de presiunea totală de intrare. În Fig. 4.9 sunt date determinările presiunii statice relative, efectuate în trei experimente succesive, fără a modifica geometria modelului și orientarea lui spațială față de camera de testare ($D_a/D=0,54$, $h=0,75$ mm), cât și presiunea totală de alimentare ($p_{total\ intrare}=1,8$ bar), pentru două meridiane.

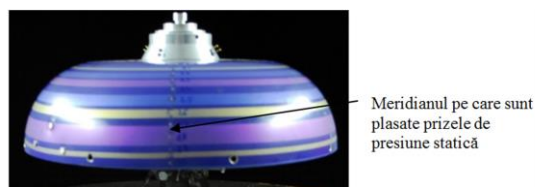
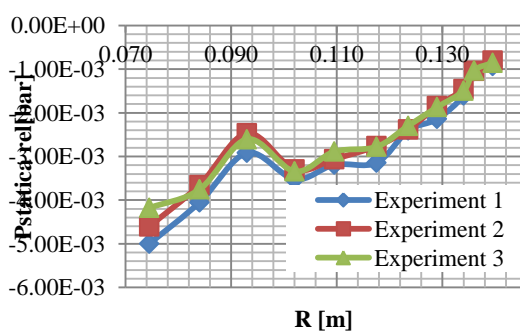


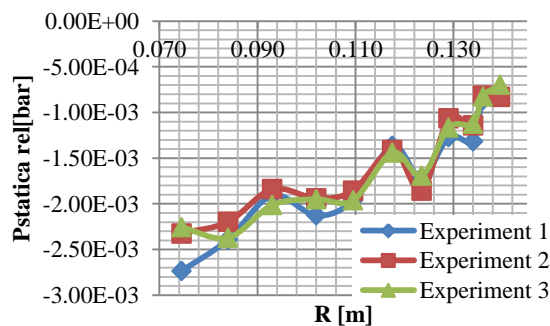
Fig. 4.8. Distribuția prizelor de presiune statică de-a lungul unui meridian al profilului Coandă

Distribuția presiunilor statice relative pe meridianul W al modelului experimental



a) Meridianul W

Distribuția presiunilor statice relative pe meridianul S al modelului experimental



b) Meridianul S

Fig. 4.9. Evoluția presiunii măsurate pe meridiane pentru trei teste cu aceiași parametri ($D_a/D=0,54$, $h=0,75$ mm, $p_{total\ intrare}=1,8$ bar)

La reprezentarea grafică a presiunilor de-a lungul unui meridian se observă o suprapunere destul de bună a curbelor, ceea ce arată că sistemul de măsurare a presiunii statice este stabil (nu își modifică caracteristicile metrice) și modelul experimental. Datele prezentate în Fig. 4.9 demonstrează o repetabilitate bună. Se observă vârfuri locale ale curbelor de depresiune, care sunt plasate mereu în

dreptul aceleași prize de presiune, ceea ce au drept cauză, cel mai probabil, mici praguri în jurul prizelor de presiune corespunzătoare, care frânează sau accelerează local curentul de aer care spală extradadosul profilului Coandă.

Diferența de valoare între presiunile statice, citite în punctele cu aceeași cotă de pe meridianele diferite este cauzată de o abatere de la axial-simetria modelului experimental ca urmare a plasării axului ajutorajului radial, excentric față de axa profilului Coandă și/sau a variației înălțimii fantei pe circumferința ajutorajului (ca urmare a lipsei de planeitate a porțiunii plane a modelului sau a piesei superioare sau a pmontării înclinate a piesei superioare din cauza imperfecțiunilor de execuție din îmbinarea filetată pentru reglajul înălțimii fantei).

În studiile din această lucrare s-a utilizat meridianul pentru care aria cuprinsă între curba presiunilor statice măsurate și axa Ox este cea mai mare (pentru care se obține forța de portanță maximă pe profil).

Tabelul 4.2. Codificarea geometriilor modelului experimental

	Da	Da/D
F1	170	0.61
F2	150	0.54
F3	130	0.46
F4	90	0.32
F5	70	0.25
D	280	

În cadrul experimentului s-a variat presiunea de alimentare (de intrare) $p_{total\ intrare}$ și înălțimea fantei ajutorajului, h . Planul experimentelor este dat în Tabelul 4.3.

Figurile 4.10 și 4.11 prezintă variația presiunii statice relative pe extradadosul profilului Coandă, de la ieșirea din ajutorajul radial și până la marginea profilului, pentru câteva teste. Pe ordonată s-a înscris distanța R [m], care reprezintă distanța de la axa de simetrie a modelului experimental până la o priză oarecare de presiune statică de pe extradados, măsurată într-un plan perpendicular pe axă. Pe abscisă sunt înscris presiunile statice relative, citite de la scanivalvă. Ca și curbele obținute din simularea pe modelul CFD, în care s-a aplicat modelul de turbulență SST k- ω (vezi Cap. 3), curbele obținute pe modelul experimental prezintă două zone, una caracteristică zonei plane a profilului și cealaltă caracteristică zonei curbe. Presiunea are variații mari pe prima zonă, în

Tabelul 4.3. Planul de experimente realizate

p_{rel} [bar]	h [mm]				
		0.65	1.45	2	2.5
0,05	F2		X	X	
	F3	X	X	X	
	F4		X	X	
	F5				X
	F1	X	X		
0,10	F2	X	X	X	
	F3	X	X	X	
	F4	X	X	X	
	F5	X	X	X	X
	F2	X	X	X	
0,15	F3		X	X	
	F4		X	X	
	F5			X	X
	F1	X	X		
	F2	X	X	X	
0,25	F3	X	X	X	
	F4	X	X	X	
	F5	X	X	X	X
	F2	X	X	X	
	F3		X	X	
0,30	F5				X
	F1	X	X		
	F2	X	X		
	F3	X	X	X	
	F4	X			
0,35	F5	X	X	X	
	F3		X	X	
	F1	X			
	F2	X			
	F3	X	X		
0,40	F4	X			
	F5	X	X		
	F3	X			
	F5	X	X		
	F3	X			
0,50	F5	X	X		
	F3	X			
0,60	F3	X			
	F5	X	X		
0,70	F5	X	X		
0,80	F5	X			
0,90	F5	X			
1,00	F5	X			
1,10	F5	X			

valoare absolută maximul fiind atins la ieșirea din ajutoraj. În cea de a doua zonă, presiunea are un minim chiar la începutul zonei, după care are o tendință de scădere cvasiliniară spre marginea profilului.

Pentru configurația geometrică $D_d/D=0,61$, diferențe mari de presiune apar la ieșirea din ajutoraj între meridianele W și N, foarte posibil din cauza unei abateri a înălțimii fantei h în dreptul celor două meridiane. Diferențele între presiunile între meridiane, măsurate de-a lungul profilului, sunt cauzate de asimetria modelului, excentricitatea dintre axa ajutorajului și axa profilului Coandă. Presiunile pe cele patru meridiane rămân tot timpul sub presiunea ambiantă ceea ce indică o tendință de deviere a jetului către extradadosul profilului Coandă. Câteva rezultate experimentale sunt date în Fig. 4.12 și 4.13.

Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică $D_d/D=0,61$; $h=0,65$ mm; $prel=0,3$ bar (Test 4)

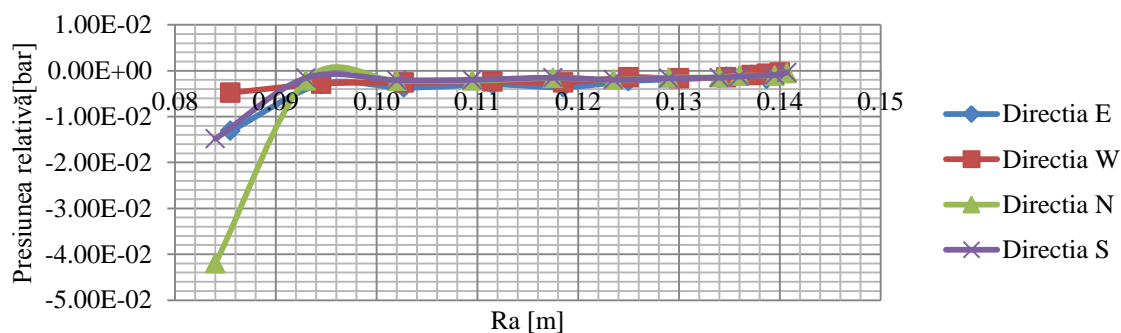


Fig.. 4.10. Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică F1 ($D_d/D=0,61$)

Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică $D_d/D=0,54$; $h=1,45$ mm; $prel=0,2$ bar (Test 98)

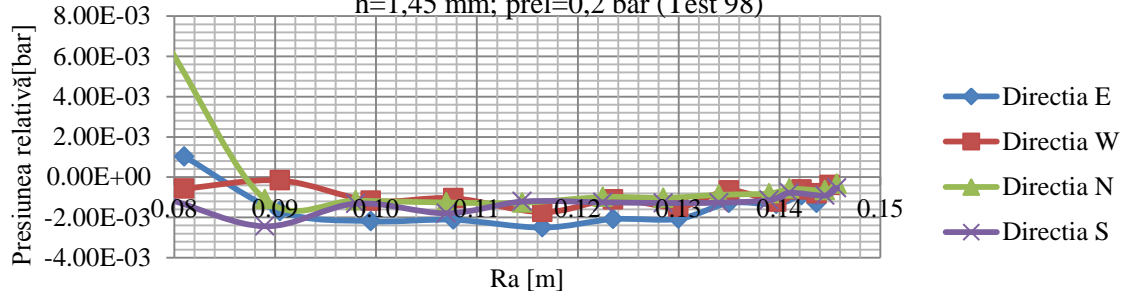
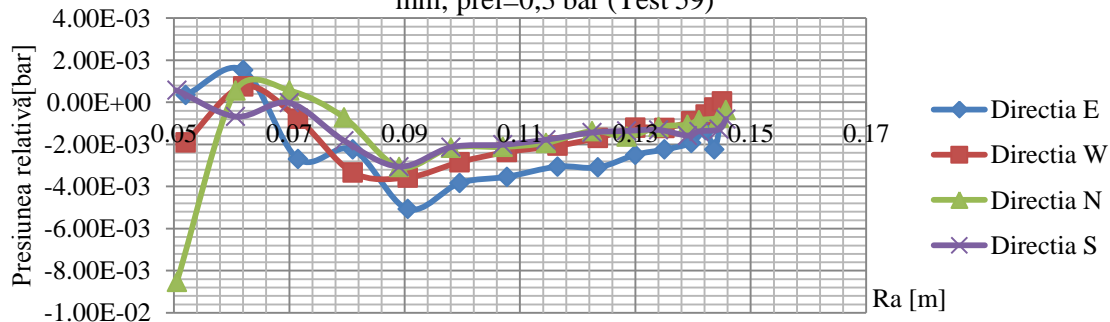


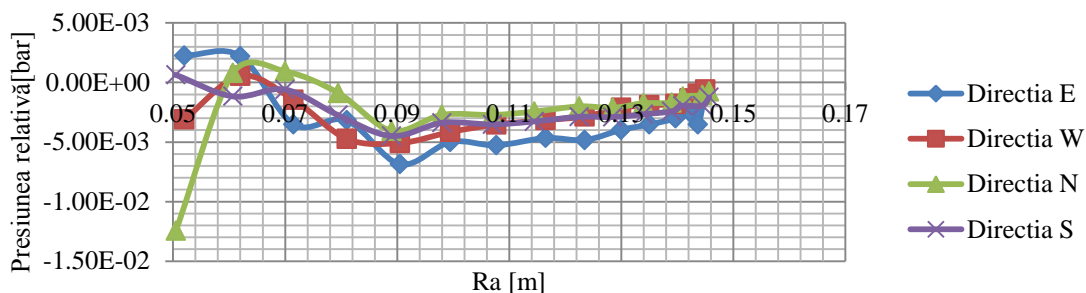
Fig.. 4.11. Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică F2 ($D_d/D=0,54$)

Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică $D_d/D=0,32$; $h=0,65$ mm; $prel=0,3$ bar (Test 59)



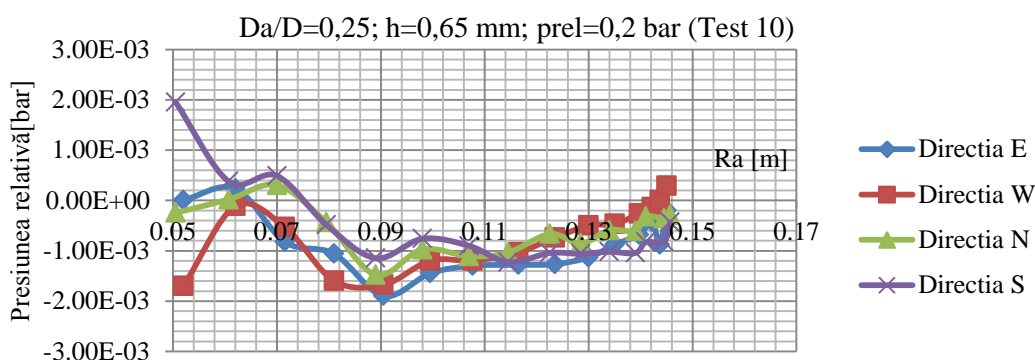
a)

Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică $Da/D=0,32$; $h=0,65$ mm; $prel=0,4$ bar (Test 60)

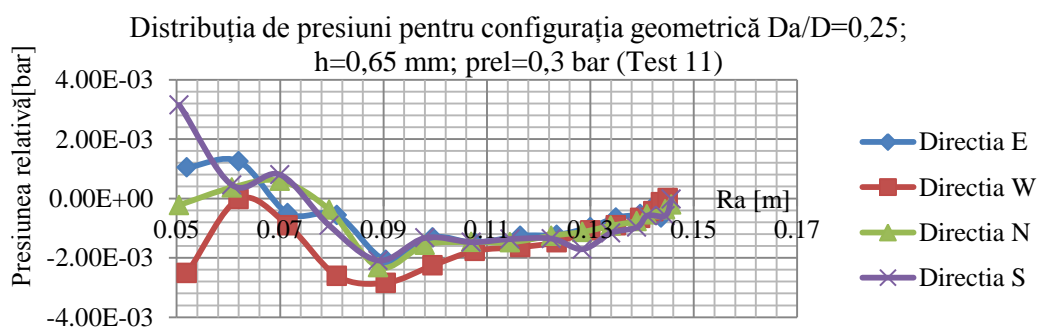


b)

Fig. 4.12. Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică F4 ($D_a/D=0,32$)



a)



b)

Fig. 4.13. Distribuția de presiuni pentru configurația geometrică F5 ($D_a/D=0,25$)

Diferențele între valorile presiunii statice citite pe meridiane sunt cele mai ridicate la presiuni totale de intrare mici ($p_{total\ rel} \leq 0,2$ bar, la fanta $h=0,65$ mm, $p_{total\ rel} \leq 0,2$ bar pentru fante cu $h > 0,65$ mm). Cele mai mari diferențe între presiunile statice citite pe cele patru meridiane se mențin la presiuni de alimentare mici, ca și la celelalte configurații geometrice F1 ÷ F3. La ieșirea din ajutoraj, presiunile statice pentru toate înălțimile fantelor sunt și pozitive și negative. Pe porțiunea plană a profilului Coandă fluidul este puternic frânat până la 25% din lungimea zonei plane, după care începe accelerarea lui, care atinge un maxim imediat după începerea zonei curbate a profilului. Ca și la configurațiile anterioare, abaterea de citire dintre meridiane este cu atât mai mică, cu cât presiunea totală de intrare este mai mare.

Pentru toate testele, curbele păstrează aceeași tendință: o zonă de frânare a jetului, urmată de o zonă de accelerare până la începutul zonei curbate a profilului, după care urmează o zonă de frânare până la marginea profilului.

4.3. Sinteza rezultatelor experimentale

Figura 4.14 prezintă variația presiunilor statice relative pe suprafața exterioară a profilului Coandă pentru configurația F5 ($D_a/D=0,25$), în funcție de presiunea totală de alimentare, pentru diferite înălțimi ale fantei ajutorului radial, h .

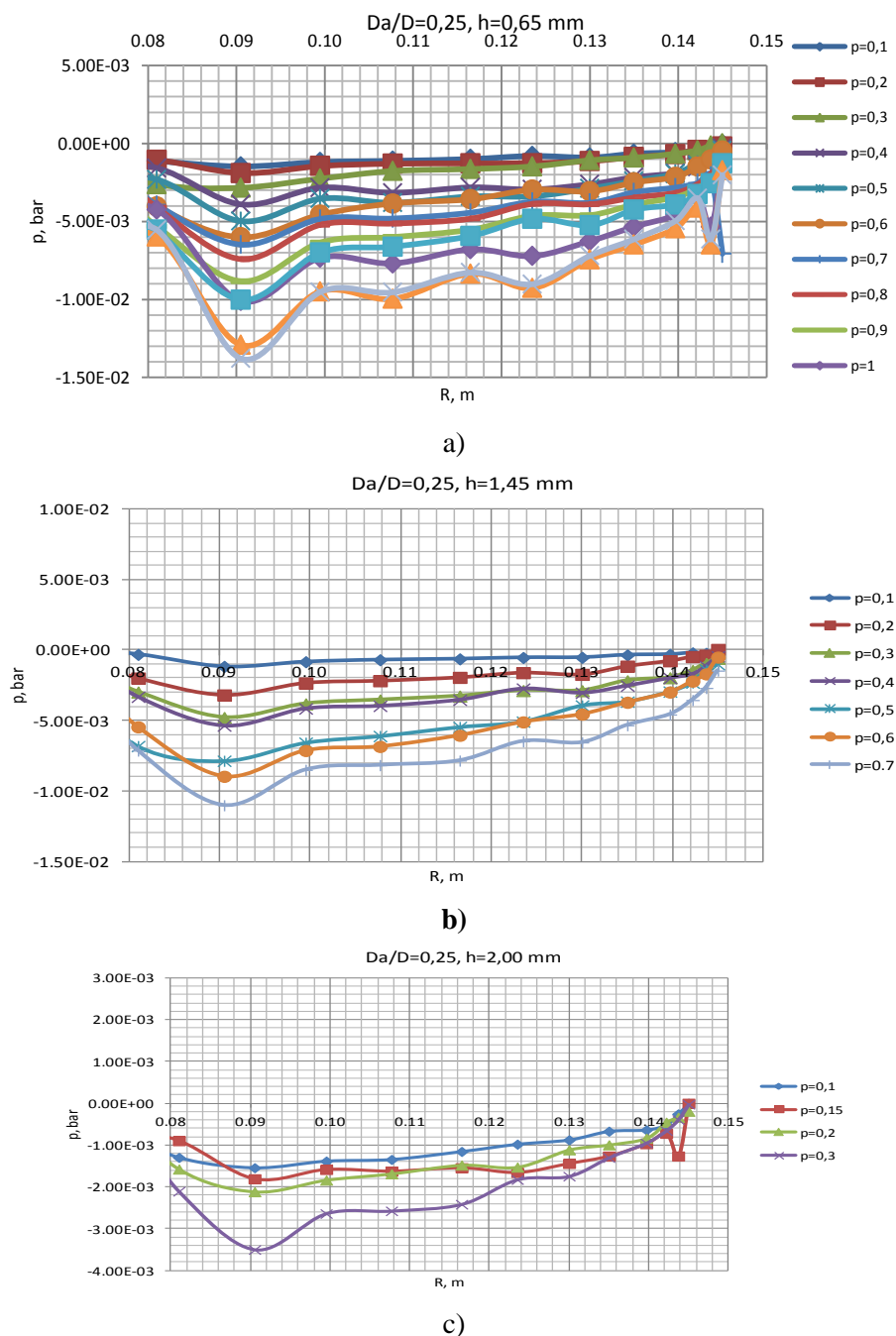


Fig. 4.14. Influența presiunii totale de alimentare asupra distribuției de presiuni statice relative de-pe extradrosul profilului Coandă, pentru configurația F5 ($D_a/D=0,25$)

Pentru configurația F5, în jurul valorii $R=0,09$ m (începutul zonei curbate a profilului Coandă) se observă o dependență directă între presiunea totală de alimentare și valoarea presiunii statice relative minime (a depresiunii maxime) pe extradusul profilului Coandă. La presiuni de alimentare mari ($p_{total\ rel} = 1,3...1,5$ bar) influența presiunii totale de alimentare asupra valorilor presiunii statice pe extradusul profilului Coandă este slabă.

În Fig. 4.14c, pentru valori mari ale înălțimii fantei ajutorului $h=2,00$ mm, apar inversiuni între valorile presiunii statice relative pe extradusul profilului și spre marginea acestuia unde presiunile statice relative obținute la presiuni totale de alimentare mai mici sunt mai mare de cât cele obținute la presiuni mi mici. Acest lucru este posibil probabil datorită unor imperfecțiuni ale suprafeței modelului care introduc pierderi de energie prin frecare, dar și unor configurații nefavorabile ale canalizației interne a ajutorului care duc la pierderi mari de presiune statică.

Figura 4.15 prezintă variația presiunilor statice relative pe suprafața exterioră a profilului Coandă pentru configurația F4 ($D_a/D=0,32$), funcție de presiunea totală de alimentare, pentru diferite înălțimi ale fantei ajutorului radial, h .

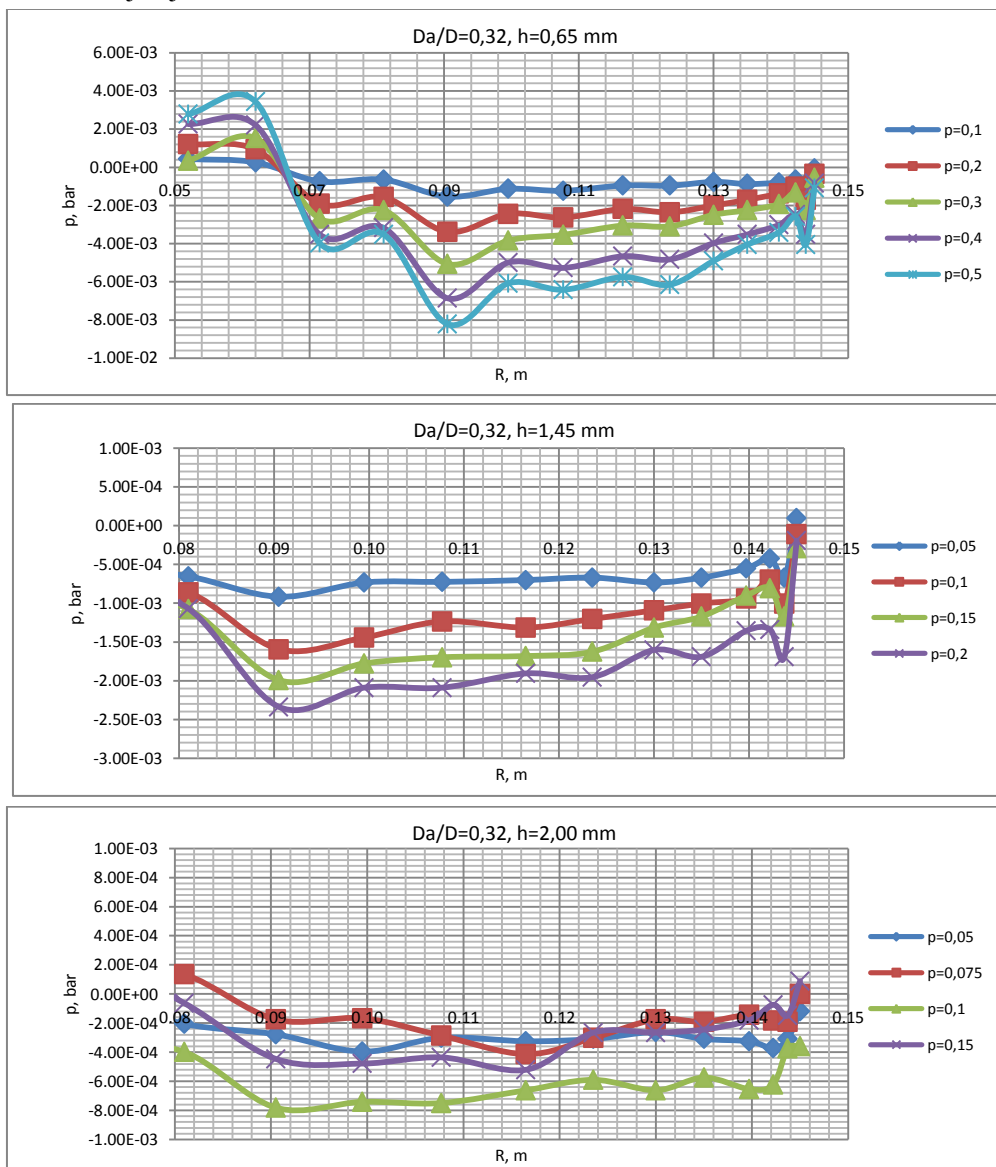


Fig. 4.15. Influența presiunii totale de alimentare asupra distribuției de presiuni statice relative pe extradusul profilului Coandă, pentru configurația geometrică F4 ($D_a/D=0,32$)

Pentru F4, la presiuni de alimentare mici ($p_{total\ rel}=0,05...0,15$ bar) și fante mari $h=2,00$ mm, apar inversiuni ale presiunii minime maxime în zona de început a curburii profilului Coandă, minimele presiunii statice relative nefiind proporționale cu mărimea presiunii totale de alimentare (Fig. 4.16). Cel mai probabil aceste fenomene se datorează instabilității geometriei modelului fizic folosit la aceste presiuni (probabil piesa superioară a ajutorajului radial nu se blochează în poziții apropiate de o poziție de referință la reluarea testelor la diferite presiuni totale de alimentare, rezultând înălțimi ale fantei foarte diferite pe direcțiile celor 4 meridiane pe care se fac măsurătorile).

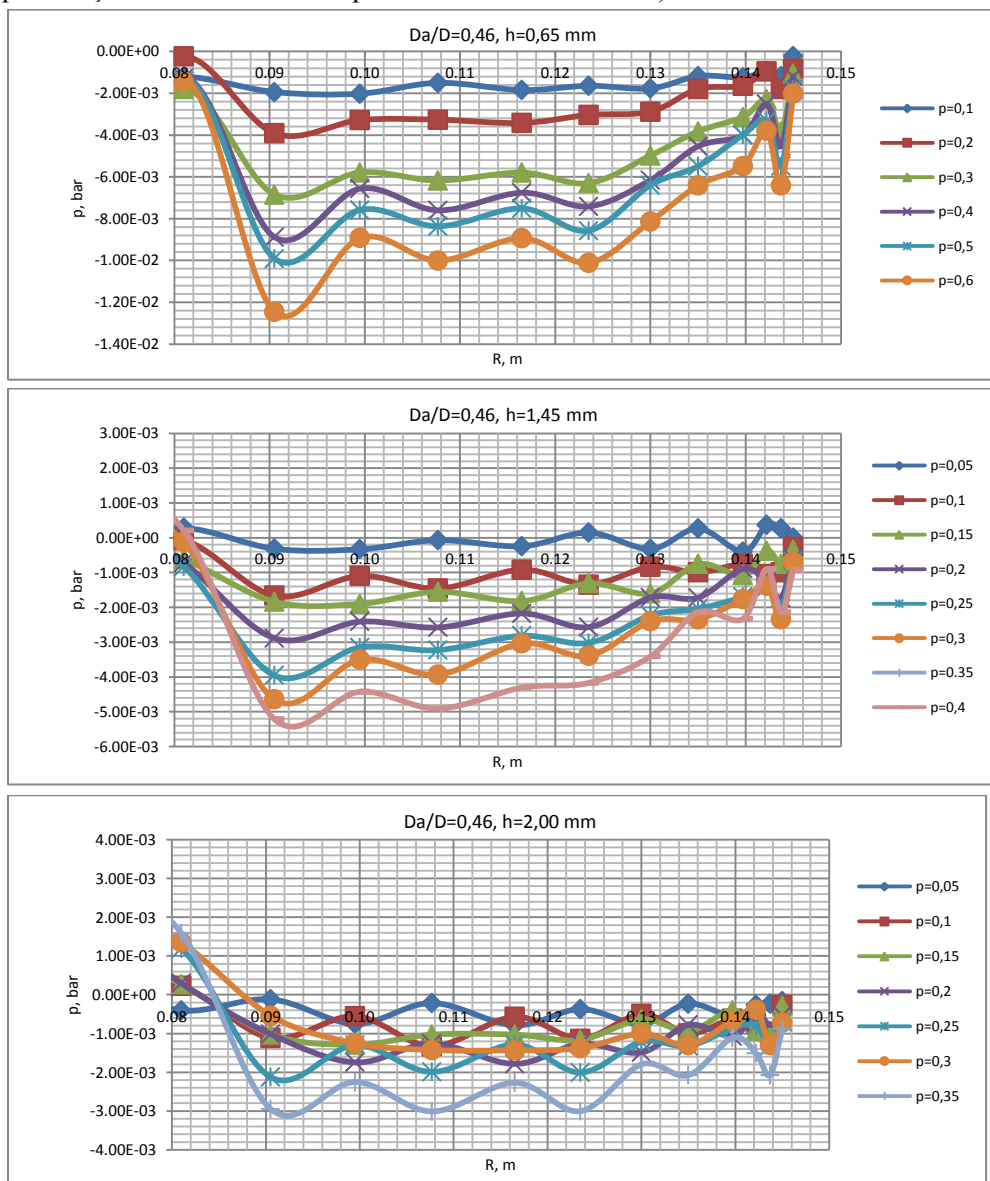


Fig. 4.16. Influența presiunii totale de alimentare asupra distribuției de presiuni statice relative pe extradosul profilului Coandă, pentru configurația geometrică F3 ($D_a/D=0,46$)

Pentru înălțimi ale fantei ajutorajului radial $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm, distribuția de presiuni relative pe extradosul profilului Coandă păstrează regula de proporționalitate cu presiunea totală de alimentare, întotdeauna în zona de început a curburii profilului Coandă și cu mici inversiuni spre marginea profilului (Fig. 4.16), posibil, datorită calității suprafeței extradosului în dreptul meridianelor pe care s-au efectuat măsurătorile. Pentru fanta $h=2,00$ mm, apar inversiuni în regula de proporționalitate,

chiar și la presiuni totale relative de alimentare mai mari ($p_{total\ rel}=0,3\div 0,35$ bar), posibil datorită unor pierderi de presiune totală de alimentare în canalizația interioară a ajutorajului radial.

Pentru fanta cu $h=0,65$ mm se observă păstrarea regulei de proporționalitate a presiunii relative de pe extradados cu presiunea totală de alimentare pe toată lungimea zonei curbate a profilului Coandă. Pentru fantele $h=1,45$ mm și $h=2,00$ mm, apar inversiuni la valori mari ale presiunii totale relative de alimentare ($p_{total\ rel}=0,25$ bar; $0,3$ bar) pe toată lungimea curbată profilului Coandă. Această comportare a presiunii relative statice pe extradadosul profilului Coandă este cauzată, cel mai probabil, de pierderile de presiune în canalizația interioară a ajutorajului radial.

Figura 4.17 este reprezentată variația presiunilor statice relative pe suprafața exterioră a profilului Coandă pentru configurația F1 ($D_a/D=0,65$), în funcție de presiunea totală relativă de alimentare, pentru diferite înălțimi ale fantei ajutorajului radial, h .

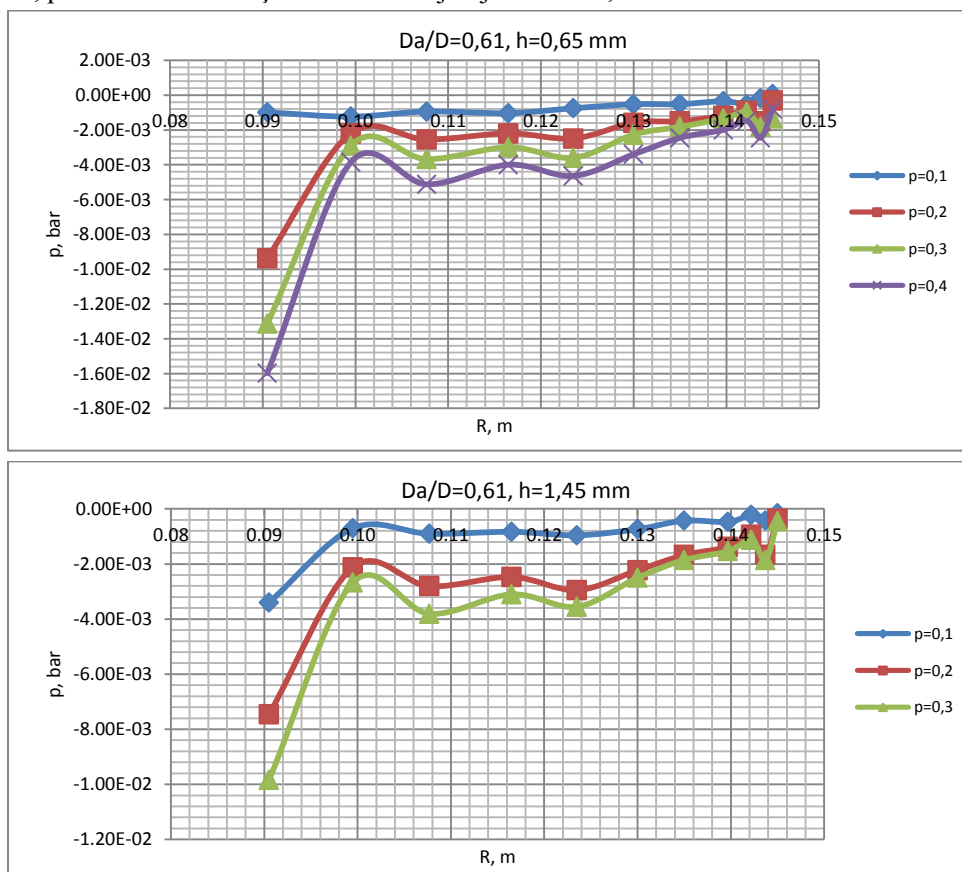


Fig. 4.17. Influența presiunii totale de alimentare asupra distribuției de presiuni statice relative pe extradadosul profilului Coandă, pentru configurația F1 ($D_a/D=0,61$)

Pentru configurația F1, regula de proporționalitate dintre presiunea statică relativă de pe extradadosul profilului Coandă și presiunea totală de alimentare se menține pe toată lungimea curbată a profilului Coandă atât în zona de început a curburii, cât și spre marginea profilului. Acest lucru se explică, cel mai probabil, prin stabilitatea geometrică foarte bună a configurației F1 la diferite presiuni totale de alimentare.

Din analiza distribuțiilor de presiune, se observă o tendință de decelerare a jetului de aer spre marginea profilului datorită transformării energiei cinetice în energie potențială. Se observă variații de presiune de-a lungul meridianului de referință, care se datorează abaterilor de la curgerea axial-simetrică ca urmare a imperfecțiunilor modelului, legate atât de geometria proiectată cât și de realizarea tehnologică (geometria canalizației interioare a ajutorajului radial care duce la pierderi de presiune statică

totală de alimentare, jocul din filetul de reglaj al înălțimii fantei radiale, ceea ce conduce la viteze diferite pe direcția meridianelor. Legea de variație proporțională a presiunii relative statice pe extradadosul profilului Coandă cu presiunea totală relativă de alimentare se confirmă pentru toate configurațiile geometrice ale ajutorajului (D_a/D), pentru înălțimi ale fantei $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm și pentru toate presiunile de alimentare, cu excepția fantelor mari ($h=2,0$ mm). Dependența este cu atât mai mare, cu cât diametrul fantei radiale (D_a) este mai mare (de la configurația geometrică F5 către F1). Acest lucru sugerează că se pot stabili relații de dependență între parametrii curgerii pe profilul Coandă (presiunea relativă pe extradadosul profilului Coandă) și caracteristicile geometrice ale ajutorajului radial (D_a/D și h) și parametrii aerodinamici ai jetului (presiunea totală de alimentare) cu atât mai evidente cu cât porțiunea dreaptă a profilului Coandă este mai scurtă.

Pentru configurația F5 ($D_a/D=0,25$), presiunile statice relative de pe extradadosul profilului Coandă sunt proporționale cu înălțimea fantei ajutorajului radial pe toată lungimea zonei curbate a profilului. Pentru presiuni totale relative de intrare $p_{total\ rel}=0,1$ bar, apare o răsturnare a acestei legi. Pentru fante mai mari cu $h=2,00$ mm și $h=2,5$ mm, pe care se suflă jeturi obținute din presiuni relative de intrare $p_{total\ rel}=0,1\div 1,3$ bar, presiunile statice relative de pe extradadosul profilului Coandă se situează între cele obținute pentru fantele $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm, cu confirmarea regulii de proporționalitate între presiunile statice pe extradadosul profilului și presiunea totală de intrare diferite de $p_{total\ rel}=0,1$ bar, pentru care apare din nou răsturnarea legii de proporționalitate. Cu excepția presiunii totale relative de intrare $p_{total\ rel}=0,1$ bar, fanta $h=1,45$ mm asigură cele mai mare depresiuni pe extradadosul profilului pentru configurația F5. Pentru fantele $h=2,00$ mm și $h=2,5$ mm, pierderile de presiune totală de intrare în canalizația interioară a ajutorajului sunt mari. La presiuni totale relative de intrare diferite de $p_{total\ rel}=0,1$ bar, nu se pot stabili reguli de dependență ai parametrilor, cel mai probabil, din cauza instabilității geometrice a modelului. Figura 4.25 prezintă variația presiunilor statice relative pe suprafața exterioară a profilului Coandă pentru configurația F4 ($D_a/D=0,32$), în funcție de înălțimea fantei ajutorajului radial h , pentru $p_{total\ rel\ intrare}=0,1$ bar.

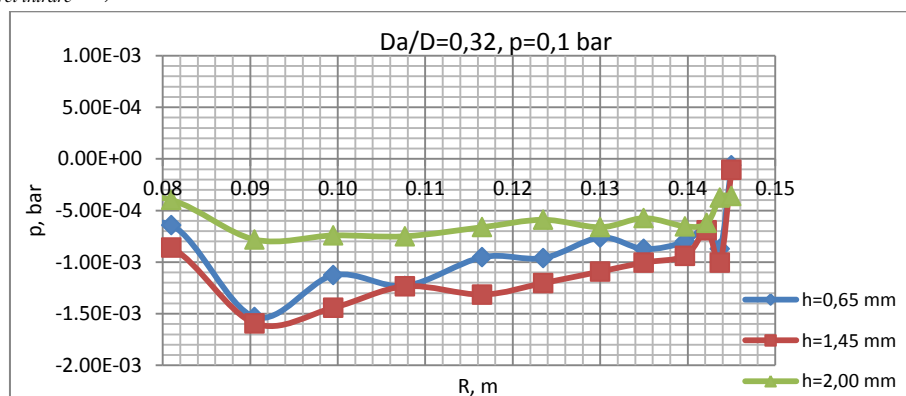


Fig. 4.18. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial, h , asupra distribuției de presiuni statice relative pe extradadosul profilului Coandă pentru configurația geometrică F4 ($D_a/D=0,32$)

Pe baza testelor efectuate nu se poate stabili o regulă de dependență între presiunile statice relative pe extradadosul profilului și presiunea totală relativă de intrare. Totuși, pentru fanta $h=2,00$ mm, valorile depresiunii pe extradadosul profilului Coandă sunt inferioare celor pentru fantele $h=2,00$ mm și $h=2,5$ mm (Fig. 4.19). Pentru presiunile totale relative de alimentare $p_{total\ rel}=0,1$ bar și $p_{total\ rel}=0,2$ bar, regula de dependență între presiunile statice relative pe extradadosul profilului și presiunea totală relativă de intrare se inversează. Pentru fanta $h=2,00$ mm se obține cea mai dezavantajoasă distribuție a presiunilor statice relative pe extradadosul profilului Coandă. Cea mai avantajoasă distribuție de presiuni statice relative se obține pentru fanta $h=0,65$ mm, indiferent de presiunea de alimentare. Analiza

rezultatelor arată că mărimea presiunilor statice de pe extradusul profilului Coandă este invers proporțională cu înălțimea fantei ajutorajului radial, ceea ce înseamnă o inversare a regulii stabilite la celelalte configurații geometrice F5 și F4. În schimb, se menține regula stabilită pentru fantele mari ($h=2,00$ mm).

Reprezentarea grafică arată că distribuția de presiuni statice pe extradusul profilului are valoarea cea mai mică pentru fante $h=0,65$ mm. Dispunerea depresiunilor la fante diferite arată o dependență invers proporțională între presiunea statică relativă pe extradusul profilului și înălțimea fantei, pentru $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm. Se confirmă regula că depresiunile pe extradusul profilului Coandă sunt cele mai dezavantajoase la fante mari ($h=2,00$ mm).

Figura 4.19 prezintă variația presiunilor statice relative pe suprafața exterioară a profilului Coandă pentru configurația F3 ($D_a/D=0,61$), în funcție de înălțimea fantei ajutorajului radial, h , pentru diferite presiuni totale relative de alimentare. La configurația geometrică F1 diferențele de presiuni pe extradusul profilului Coandă sunt aproximativ egale, fiind puțin sensibile la variația înălțimii fantei.

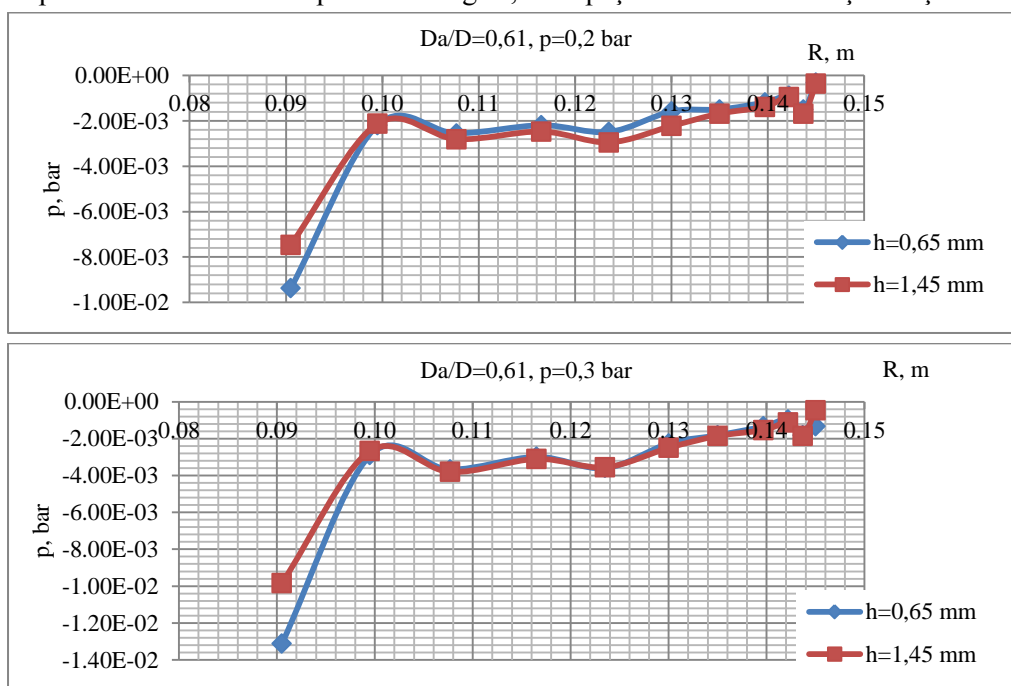


Fig. 4.19. Influența înălțimii fantei ajutorajului radial, h , asupra distribuției de presiuni statice relative pe extradusul profilului Coandă, pentru configurația F1 ($D_a/D=0,61$)

Pentru a stabili o concluzie cu privire la dependența presiunii statice pe extradusul profilului Coandă cu înălțimea fantei se impune o sinteză a rezultatelor din care s-au eliminat rezultatele pentru presiune totală relativă de intrare $p_{total\ rel}=0,1$ bar (la care modelul devine instabil) și fanta $h=2,5$ mm, care s-a folosit într-un număr mic de teste:

- pentru configurația F5, depresiunile cele mai mari se obțin pentru $h=1,45$ mm;
- pentru configurațiile F4, F3 și F2, depresiunile cele mai mari se obțin pentru $h=0,65$ mm;
- pentru configurația F1, se obțin depresiuni similare ca formă și cu valori într-un interval îngust pentru toate fantele;
- pentru configurațiile F4, F3 și F2, depresiunile pentru $h=2,00$ mm sunt mai mici decât cele obținute pentru fantele $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm;

Dispersia rezultatelor experimentale face imposibilă stabilirea unei reguli generale pentru dependența dintre presiunea statică relativă de pe extradusul fantei și înălțimea fantei ajutorajului radial h .

Se poate concluziona că dependența presiune statică-înălțime fantă este foarte sensibilă la configurația modelului. O zonă plană de lungime mare a profilului Coandă (configurația F1) duce la inversarea legii de dependență între valorile presiunii statice pe extrados și înălțimea fantei ajutorului radial, presiunea fiind cu atât mai mică, cu cât fanta este mai mare (valabil numai pentru fantele $h=0,65$ mm și $h=1,45$ mm). Scăderea depresiunii pe profil pentru $h=2,00$ mm ar putea fi pusă în legătură cu creșterea pierderilor de presiune totală în canalizația interioară a profilului, o dată cu mărirea înălțimii fantei.

Creșterea diametrului fantei duce la creșterea depresiunii pe extradosul profilului odată cu micșorarea fantei h (configurațiile F4, F3 și F2). Pentru configurația F5, înălțimea fantei influențează foarte puțin depresiunea de pe profil.

4.3. Rezultate experimentale privind forța de tracțiune și influența parametrilor geometrici și aerodinamici ai modelului experimental

Influența presiunii totale relative asupra vitezei de ieșire a aerului din ajutoraj și asupra tracțiunii este prezentată în Fig. 4.20 și Fig. 4.21, pentru două valori ale înălțimii fantei ajutorajului.

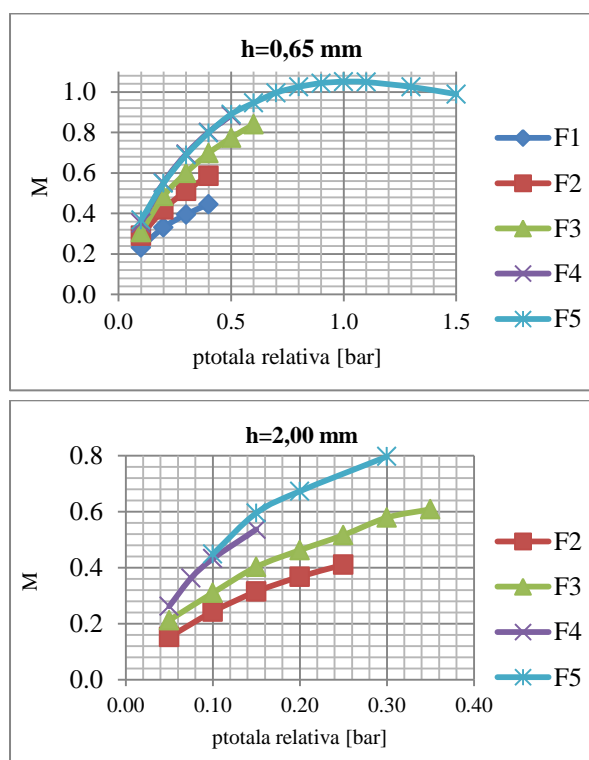


Fig. 4.20. Influența presiunii totale relative de intrare asupra vitezei de ieșire din ajutorajul radial (M), pentru diferite configurații geometrice (D_a/D) și înălțimi ale fantei ajutorajului radial (h)

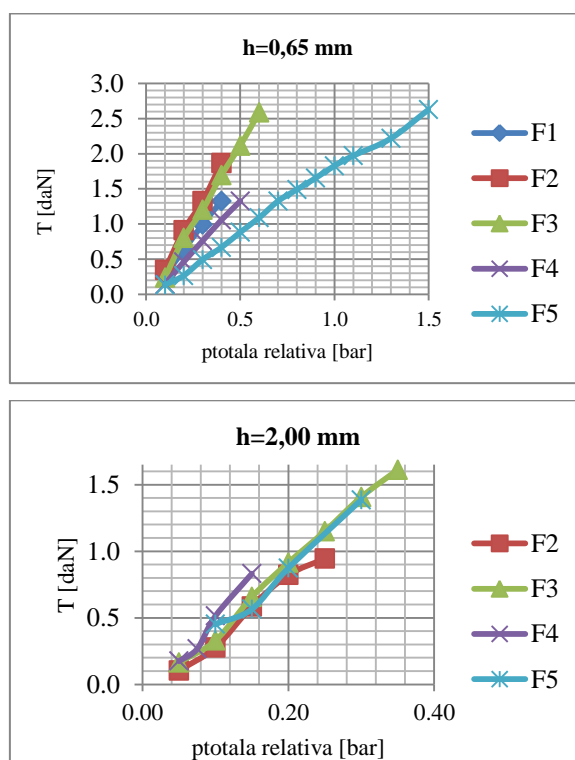


Fig. 4.21. Influența presiunii totale relative de intrare asupra tracțiunii (T), pentru diferite configurații geometrice (D_a/D) și înălțimi ale fantei ajutorajului radial (h)

În Fig. 4.23, rezultatele experimentale au fost reprezentate tot în coordonate (M, T) dar în funcție de configurația geometrică. După cum se observă în figurile 4.22, și 4.23, forța de tracțiune crește cu creșterea numărului Mach. Mărirea fantei ajutorajului circular influențează forța de tracțiune pentru rapoarte mari de diametre ($D_a/D \geq 0.46$). Atunci când raportul diametrelor D_a/D scade, influența fantei crește, dar valorile pentru T scad. Valorile maxime ale forței de tracțiune ($T = 2.4 \div 2.6$ daN) se obțin în

regimul transonic ($M \approx 1$). Se observă că cele mai ridicate valori ale tracțiunii se obțin pentru raportul de diametre $D_d/D = 0,25$ și curgeri transonice (Fig. 4.23).

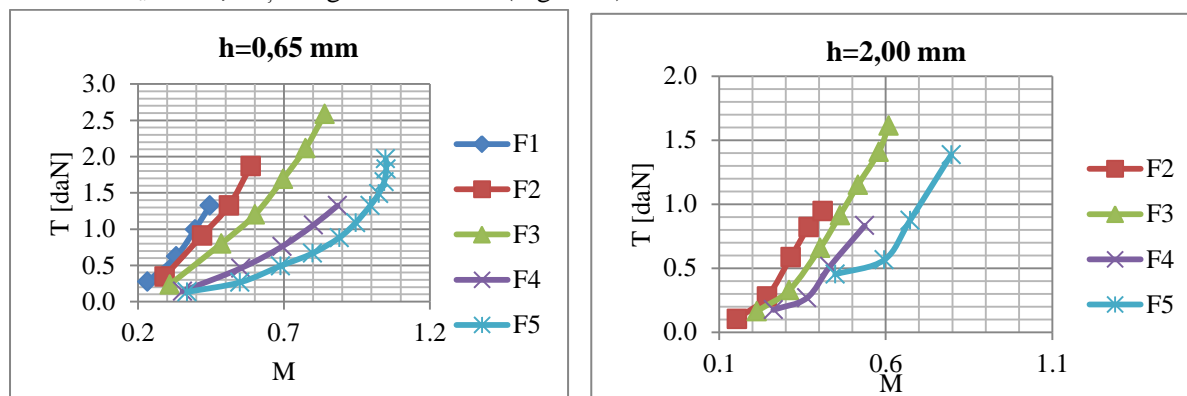


Fig. 4.22. Influența vitezei de ieșire din ajutorajul radial (M) asupra forței de tracțiune (T), pentru diferite configurații geometrice (F) și înălțimi ale fantei ajutorajului radial (h)

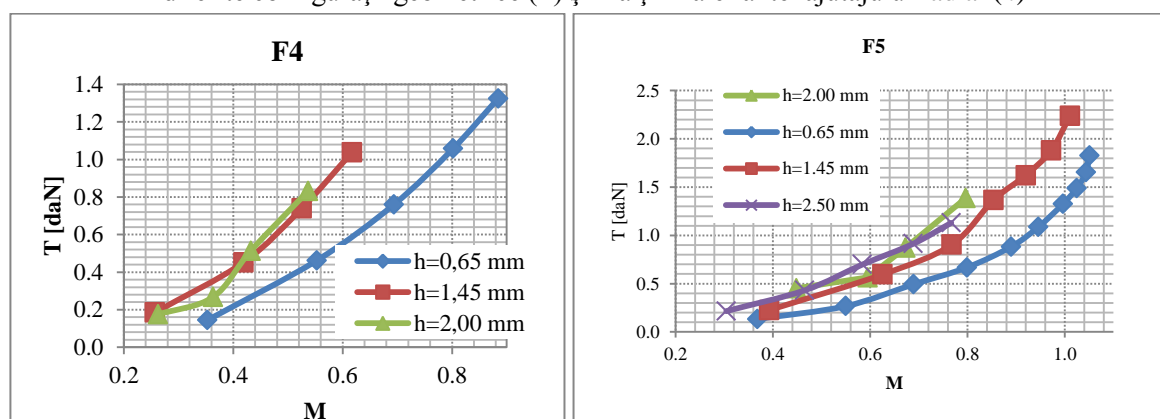


Fig. 4.23. Influența înălțimii fantei (h) asupra forței de tracțiune (T), pentru diferite configurații geometrice (F) și înălțimi ale fantei ajutorajului radial (h)

Cu cât înălțimea fantei este mai mare, cu atât debitul de aer care trece prin fantă este mai mare. Prin urmare, la debite ridicate, este dificil de menținut o curgere staționară pentru o perioadă suficient de îndelungată, necesară măsurării parametrilor curgerii. Din acest motiv, la înălțimi mai mari ale fantei, s-au făcut mai puține experimente, neputându-se asigura încă valori ridicate ale presiunii de alimentare.

4.4. Vizualizarea curgerii pe profilul Coandă

Vizualizarea spectrului curgerii în jurul modelului experimental a fost realizată folosind picături de apă introduse în jetul de aer suflat tangențial pe suprafața exterioră a profilului Coandă. Scopul experimentului a fost punerea în evidență a efectului Coandă și validarea calitativă a modelelor CFD.

Modelul experimental, în configurația F2 și cu înălțimea fantei $h=1,45$ mm, a fost introdus în camera experimentală a sufleriei subsonice. Experimentul a fost făcut după izolarea camerei și liniștirea completă a atmosferei din interior. Ajutorajul radial a fost amorsat prin introducerea de aer la o presiune totală relativă de 0,9 bar.

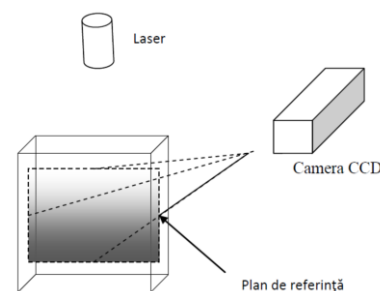
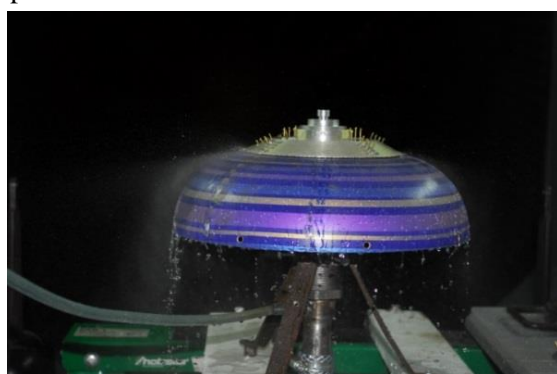


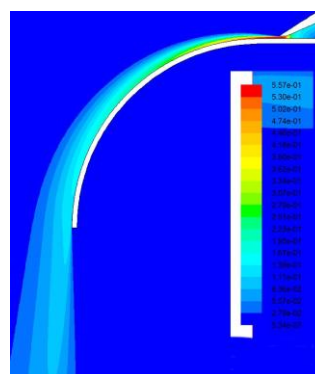
Fig. 4.24. Instalația experimentală pentru vizualizarea curgerii în jurul modelului experimental

Instalația experimentală de vizualizare a particulelor de apă a fost format dintr-un laser (DPSS-53230) cu lungimea de undă 532 nm și o cameră CCD (Charge Coupled Device) cu rezoluția de 1376x1040 pixeli și max 10 cadre/s (Fig. 4.24). S-au făcut mai multe teste la aceeași presiune totală relativă de alimentare. Regiunea de interes a fost un plan vertical, care conținea axa de simetrie a modelului, cu dimensiunile de 300 mm x 300 mm, dimensiunile fiind alese pentru a cuprinde în întregime câmpul curgerii în jurul modelului. Fotografierea s-a făcut cu frecvența de 5 cadre/s. S-au făcut teste fără laser, fotografiindu-se doar planul de referință cu camera CCD.

Fig. 4.25a arată spectrul curgerii în jurul profilului experimental; jetul suflat pe model aderă la extradadosul acestuia, de la ieșirea din ajutoraj până la margine. După părăsirea profilului, jetul este direcționat în jos, pe direcția tangentei la marginea profilului, nefiind pusă în evidență o tendință a jetului de a se întoarce sub profil. Jetul de aer se îngroașă constant de la ieșirea din ajutoraj, urmând această tendință și după părăsirea ajutorajului. Compararea fotografiilor experimentale cu graficul spectrului de viteze obținut prin modelare numerică (Fig. 4.25b) arată aceeași formă a jetului și aceeași comportare.

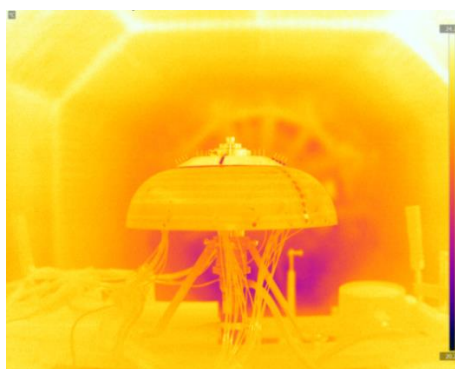


a) Fotografie RGB

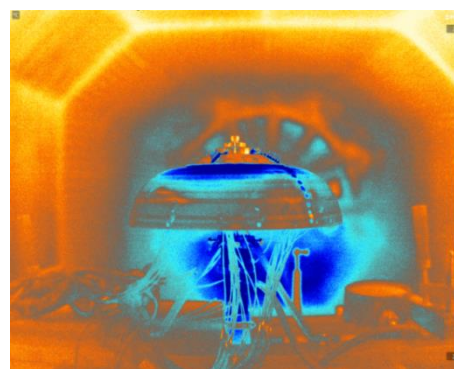


b) Distribuția vitezelor (modelare numerică)

Fig. 4.25. Vizualizarea jetului în jurul profilului Coandă prin metoda injectării de apă și fotografierii configurația geometrică F2 ($D_a/D=0,54$), $h=0,65$ mm, la presiunea relativă de alimentare de 0.3 bar



a) Înainte de suflajul jetului



b) În timpul suflajului jetului

Fig. 4.26. Vizualizarea modelului experimental prin fotografiere cu o cameră termografică (configurația F2 ($D_a/D=0,54$), $h=0,65$ mm, la presiunea relativă de alimentare de 0.3 bar)

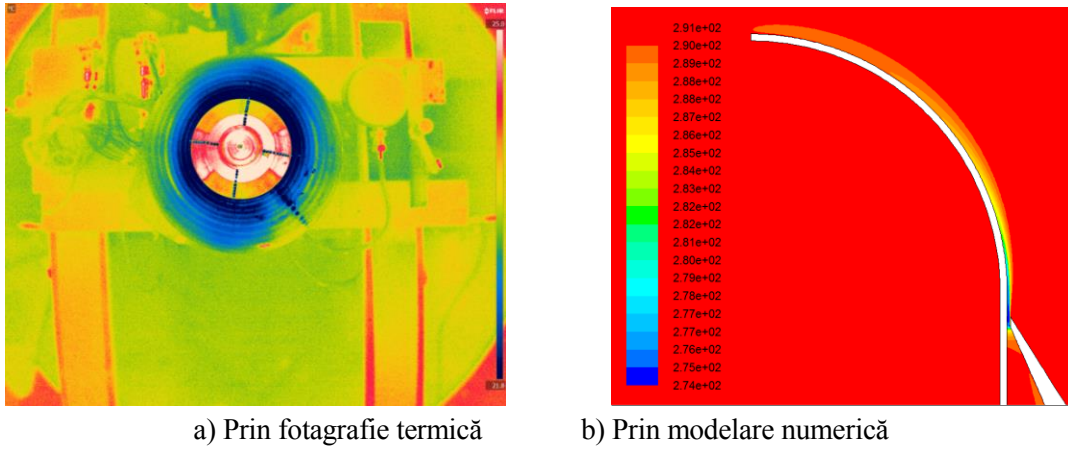
Calitativ, s-a realizat vizualizarea efectului Coanda pe profil axial simetric și ajutoraj circular

- cu ajutorul unei camere de termoviziune (Fig. 4.26 și Fig. 4.27);

- prin filmare cu o rază laser (Fig. 4.28);

- prin filmarea unui jet obținut prin amestecarea aerului cu particule fine de apă (Fig. 4.25a și

Fig. 4.29).



a) Prin fotografie termică

b) Prin modelare numerică

Fig. 4.27. Vizualizarea distribuției de temperaturi pe extradosul profilului Coandă (configurația F2 ($D_a/D=0,54$), $h=1,45$ mm, $p_{total\ rel}=0.3$ bar)

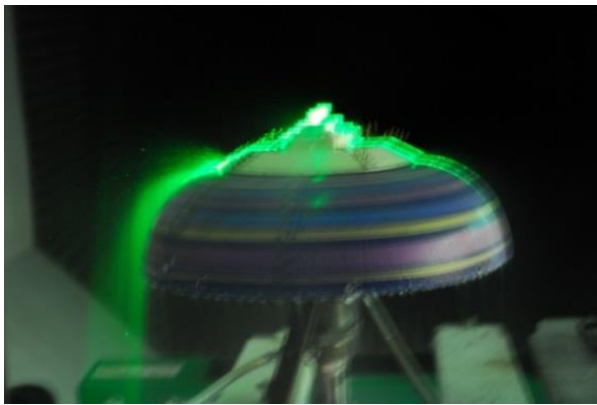


Fig. 4.28. Vizualizarea jetului pe profilul Coandă prin metoda injectării de apă și fotografierii în lumină laser verde ($\lambda=532$ nm) (configurația F2 ($D_a/D=0,54$), $h=1,45$ mm, $p_{total\ rel}=0.3$ bar)

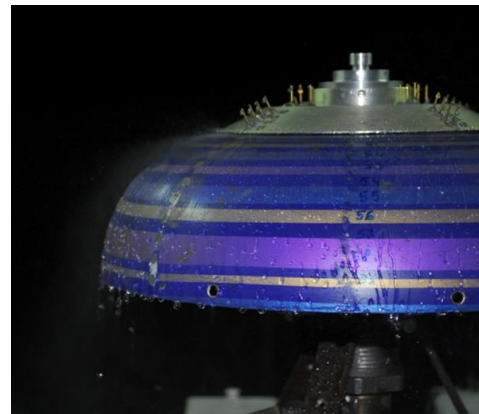


Fig. 4.29. Vizualizarea jetului în jurul profilului Coandă prin metoda injectării de apă și fotografierii (configurația F2 ($D_a/D=0,54$), $h=0,65$ mm, $p_{total\ rel}=0.3$ bar)

4.5. Modelarea matematică a datelor experimentale pentru forța de tracțiune și pentru viteza de ieșire din ajutoraj

Pe baza datelor experimentale și folosind soft-ul DataFit, s-a determinat un model matematic care să pună în evidență dependența vitezei de ieșire a aerului din ajutorajul radial și a forței de tracțiune de presiunea totală relativă de intrare și de geometria profilului (D_a/D), pentru fiecare înălțime a fantei ajutorajului. Rezultatele sunt sintetizate grafic în Figurile 4.30 și 4.31 iar ecuațiile suprafețelor rezultate sunt date în Tabelele 4.4 și 4.5.

Tabelul 4.4. Modelul matematic al dependenței vitezei de ieșire de presiunea totală relativă de intrare și de geometria profilului (D_a/D)

h [mm]	funcția $Y = f \cdot x_1 \cdot x_2 + i \cdot x_1 \cdot x_2^2 + j \cdot x_1^2 \cdot x_2$	eroare maximă [%]
0,65	$M = 15,29 \cdot p \cdot (D_a / D) - 17,75 \cdot p \cdot (D_a / D)^2 - 7,57 \cdot p^2 \cdot (D_a / D)$	31%
1,45	$M = 18,87 \cdot p \cdot (D_a / D) - 22,97 \cdot p \cdot (D_a / D)^2 - 11,05 \cdot p^2 \cdot (D_a / D)$	30,2%
2,00	$M = 25,31 \cdot p \cdot (D_a / D) - 34,91 \cdot p \cdot (D_a / D)^2 - 17,58 \cdot p^2 \cdot (D_a / D)$	17,2%

Tabelul 4.5. Modelul matematic al dependenței forței de tracțiune de presiunea totală relativă de intrare și de geometria profilului (D_a/D)

h [mm]	funcția $Y = f \cdot x_1 \cdot x_2 + i \cdot x_1 \cdot x_2^2 + j \cdot x_1^2 \cdot x_2$	eroare maximă [%]
0,65	$T = 9,014 \cdot p \cdot (D_a/D) - 6,11 \cdot p \cdot (D_a/D)^2 + 4,0 \cdot p^2 \cdot (D_a/D)$	66%
1,45	$T = 19,87 \cdot p \cdot (D_a/D) - 25,79 \cdot p \cdot (D_a/D)^2 + 3,12 \cdot p^2 \cdot (D_a/D)$	28%
2,00	$T = 24,32 \cdot p \cdot (D_a/D) - 36,85 \cdot p \cdot (D_a/D)^2 + 14,9 \cdot p^2 \cdot (D_a/D)$	24%

Analizând suprafețele obținute, se pot formula unele concluzii:

- este probabil să se obțină viteze mai mari la ieșire din ajutoraj, prin creșterea presiunii totale relative de intrare, mai ales pentru $D_a/D=0,3...0,5$;
- la fante mici ($h=0,65$ mm), creșterea forței de tracțiune se obține pentru $D_a/D>0,6$ și pentru presiuni totale relative mai mari de 0,3 bar;
- pentru $h=2,00$ mm, creșterea forței de tracțiune se obține o dată cu creșterea presiunii totale relative, pentru $D_a/D=0,3...0,55$.

4.6. Concluzii

Hărțile din Figurile 4.32 și 4.33 au fost obținute prin interpolare cubică a datelor experimentale, cu ajutorul MathLab (3D graphics).

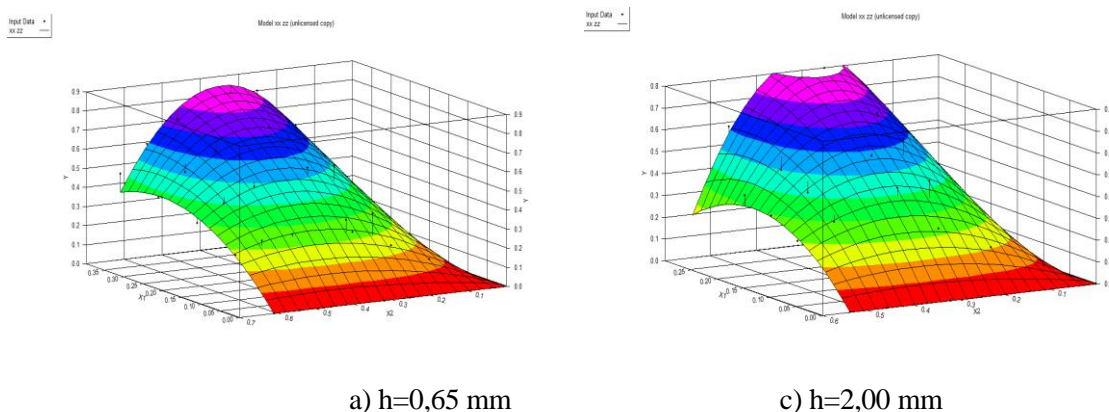


Fig. 4.30. Modele matematice ale dependenței vitezei de ieșire din ajutoraj de geometria profilului (D_a/D) și de presiunea totală relativă de intrare

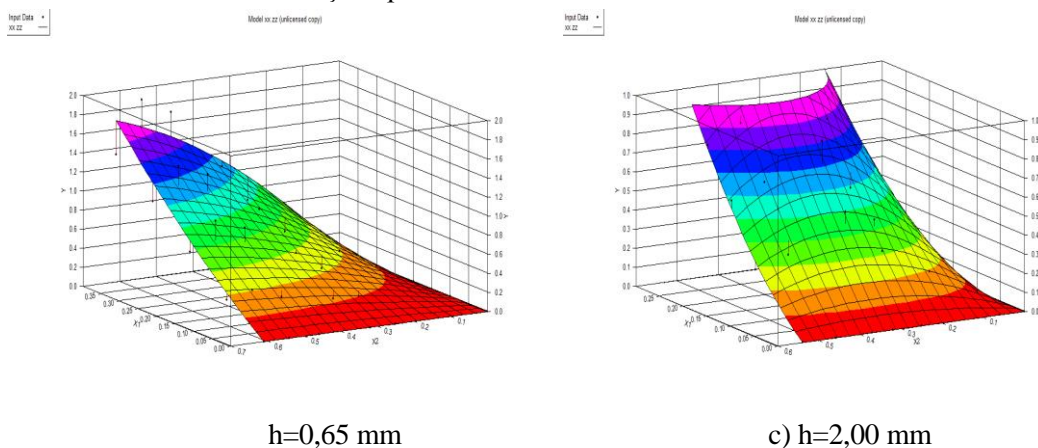


Fig. 4.31. Modele matematice ale dependenței forței de tracțiune T de geometria profilului (D_a/D) și de presiunea totală relativă de intrare

Suprafețele conțin punctele experimentale și punctele ($D_a/D=0$, $T=0$), ($p_{total\ rel}=0$, $T=0$) pentru hărțile pentru tracțiune și punctele ($D_a/D=0$, $M=0$), ($p_{total\ rel}=0$, $M=0$) pentru hărțile vitezei de ieșire a aerului din ajutoraj (exprimată în Mach).

Din analiza influenței parametrilor geometrici și aerodinamici asupra forței de tracțiune generate pe profilul de tip Coandă se desprind următoarele concluzii:

- forța de tracțiune depinde de viteza jetului la ieșirea din ajutoraj radial și valoarea maximă se obține la regimul transonic,
- valoarea optimă a diametrului ajutorajului radial, la care forța de tracțiune atinge valoarea maximă, este un sfert din diametrul profilului Coandă,
- dependența forței de tracțiune de numărul Mach al jetului radial este neliniară,
- rezultatele experimentale și cele numerice arată că tracțiunea depinde de diametrul ajutorajului radial și de viteza de ieșire din ajutoraj.

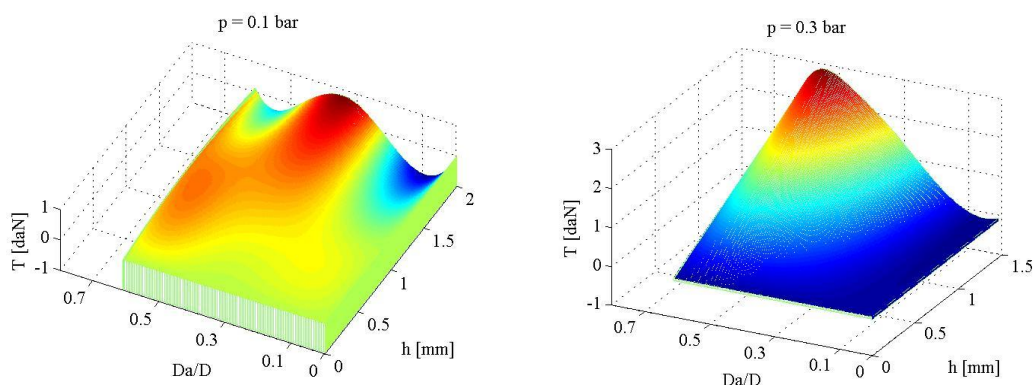


Fig. 4.32. Hărți ale forței de tracțiune în funcție de parametrii D_a/D și înălțimea fantei ajutorajului h , pentru diferite presiuni totale relative de intrare

Rezultatele obținute în acest studiu permit utilizarea unor asemenea profile în aplicații în domeniul aeronautic dar și în alte sisteme în care este necesară (din motive tehnologice sau de siguranță) curgerea fluidului atașată de profil.

Din Fig. 4.34 se observă că forța de tracțiune a crescut când a crescut presiunea de intrare, cu o tendință aproape liniară față de creșterea presiunii totale relative de intrare, dar viteza aerului a avut o tendință de a rămâne în jurul valorii $1 M$ pentru presiuni totale relative de intrare mai mari de $0.4 \dots 0.5$ bar. Aceste observații sunt rezultatul testelor experimentale efectuate și extrapolarea acestor tendințe și concluzii în afara intervalelor testate ar trebui evitate.

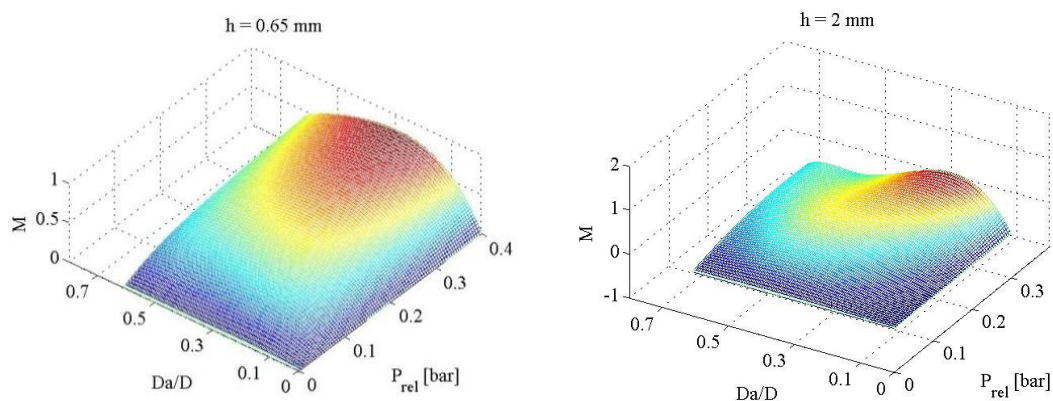


Fig. 4.33. Harta numărului Mach în funcție de raportul D_a/D și presiunea relativă de alimentare, pentru două înălțimi ale ajutorajului radial h

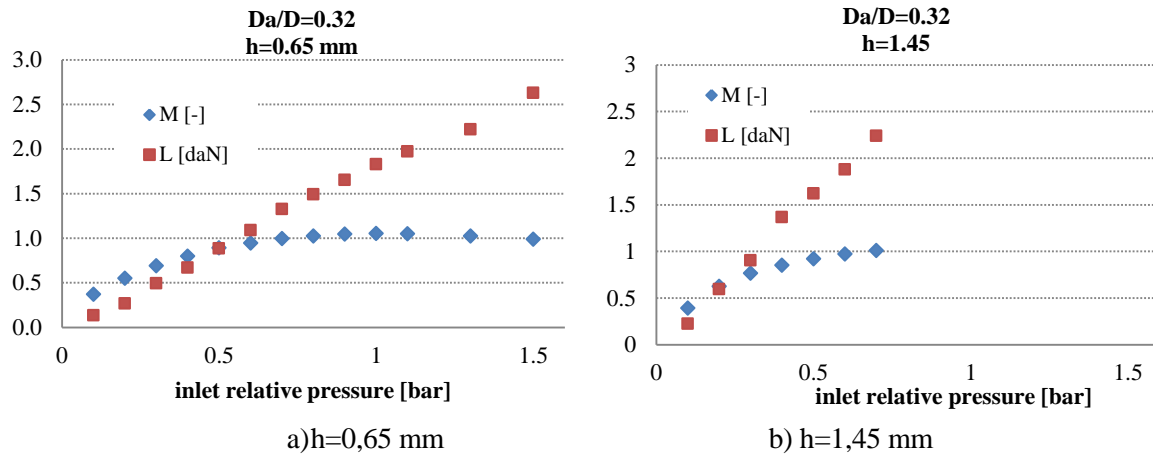


Fig. 4.34. Influența presiunii relative de alimentare asupra vitezei de ieșire din ajutoraj (M) și a forței de tracțiune (T), pentru configurația F4 ($D_a/D=0,32$) și diferite înălțimi ale fantei h

Tabelul 4.6. Influența presiunii totale de intrare asupra vitezei de ieșire din ajutoraj (M)

Presiunea totală de intrare [bar]	$D_a/D=0,61$		$D_a/D=0,25$
	$h=0,65$ mm	$h=2,00$ mm	$h=0,65$ mm
1,1	0,321 / 0,233	0,184	0,385 / 0,368
1,2	0,455 / 0,331	0,28	0,538 / 0,550
1,3	0,557 / 0,395	0,307	0,657 / 0,689

5.1. Sinteza lucrării

Această lucrare a avut ca scop realizarea unui studiu asupra efectului Coandă pe configurații geometrice radiale și determinarea, prin simulare și experimental, a influenței unor variabile geometrice și aerodinamice. Geometriile axial simetrice ale profilului Coandă au fost mai puțin studiate și ar putea constitui soluții viitoare pentru sisteme de propulsii care ar putea oferi performanțe mai bune decât cele clasice (ajutajele axiale) în ceea ce privește tracțiunea.

Efectuarea studiului s-a realizat după o documentare sintetică în domeniu, care a cuprins articole, cărți și teze de doctorat de referință și de ultimă oră. Având în vedere curgerea turbulentă din jurul modelului experimental utilizat, s-a folosit modelul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds. Pentru calculul termenilor aparenti care rezultă în urma medierii sistemului de ecuații, s-a ales modelul de turbulență SST $k-\omega$, dezvoltat de către Menter, care combină avantajele utilizării celor două modele $k-\omega$ și $k-\epsilon$.

Modelul 2D al profilului Coandă s-a studiat pentru valori ale parametrilor din intervalele folosite în studiul experimental, dar și valori în afara acestor intervale, evaluându-se o tendință de evoluție a parametrilor curgerii în jurul profilului. S-a considerat ipoteza curgerii axial-simetrice în jurul modelului, în regim staționar. Datorită simetriei modelului ales calculele s-au făcut pe un domeniu care cuprinde doar o jumătate de model 2-D. Pe parcursul efectuării calculelor s-au folosit un domeniu restrâns care cuprinde doar extradossul profilului Coandă și un domeniu extins care cuprinde și intradosul profilului. Domeniul de calcul a fost împărțit în mai multe blocuri (14 blocuri pentru domeniul restrâns și 20 de blocuri pentru domeniul extins) pentru a obține o grilă de calitate cât mai ridicată. Grila a fost construită din celule tetraedrice (12 270 celule pentru domeniul restrâns și 20 655 pentru domeniul extins) utilizând softul GAMBIT. Pentru obținerea unor rezultate robuste s-a folosit o grilă îmbunătățită (20 blocuri și 72250 de celule). Pentru rezolvarea numerică a modelului s-a folosit softul Ansys FLUENT 14.0. Pentru presiunile totale de alimentare folosite 1,1÷ 2,5 bar s-a constatat că nu există desprinderi ale jetului de pe extradossul profilului 2-D.

Pe baza datelor experimentale, s-a stabilit influența variabilelor geometrice (D_a/D și înălțimea fantei ajutorului radial, h) și a unei variabile aerodinamice (presiunea totală de intrare, $p_{total\ intrare}$). Autorul prezintă modelul și instalația experimentală, planul de teste și rezultatele obținute. Modelul este un profil Coandă, cu o porțiune plană și una curbă. La ieșirea din canalizația de alimentare, aerul este deviat la 90^0 și introdus în ajutorul convergent, unde este accelerat, în funcție de presiunea de alimentare și parametrii geometrici ai ajutorului (înălțimea h și diametrul D_a), până la valori transonice ale vitezei de ieșire a jetului de aer. Vitezele de ieșire au fost măsurate direct, cu ajutorul unui sistem anemometric termodinamic. La ieșirea din ajutor, jetul de aer este proiectat tangențial peste profilul Coandă. Ca urmare a efectului Coandă, jetul urmează extradossul profilului, părăsind profilul pe direcție axială, fiind deviat cu 90^0 față de direcția de ieșire din suflaj. Pentru determinarea efectului geometriei ajutorului radial și a presiunii de alimentare asupra performanțelor ajutorului s-a folosit un plan de încercări care a stabilit combinarea parametrilor geometrici și aerodinamici ai curgerii pentru diferite teste (D_a/D , h , p). Distribuția de presiuni statice pe extradossul profilului Coandă a fost măsurată în puncte echidistante, pe 4 meridiane perpendiculare, cu ajutorul a două scanivalve și a doi senzori diferențiali. Datele măsurate au fost înregistrate și stocate automat de un sistem de achiziție de date. Distribuția de presiuni obținută

pe extradusul profilului Coandă are aceeași alură ca și cea obținută prin modelare CDF, valorile maxime ale depresiunii atingându-se imediat după punctul de începere a zonei curbate, după care descresc cvasi-liniar până la marginea profilului, abaterile de la liniaritate fiind cauzate de erorile de montaj și de starea suprafeței extradusului (mici praguri care apar în zona prizelor de presiune statică). Concluziile obținute prin modelare cu privire la influența configurației geometrice și a presiunii de alimentare asupra vitezei de ieșire din ajutoraj și distribuției de presiuni statice sunt valabile și pentru rezultatele experimentale. Diferențele între valorile presiunilor măsurate și a celor calculate pe extradusul profilului se datorează, în principal, imperfecțiunilor modelului experimental (imperfecțiuni de prelucrare, jocuri în îmbinări, rugozități și ondulații ale suprafeței) dar, posibil, și imperfecțiunilor modelului de turbulență ales. Experimental s-a măsurat și forța cu care jetul, după părăsirea profilului, apasă pe un disc inelar plasat la o anumită distanță sub ajutoraj, producând o anumită forță de tracțiune care s-ar putea însuma cu forța produsă de depresiunea creată pe extradusul profilului Coandă. S-a stabilit că și această forță este dependentă de geometria ajutorajului și presiunea de alimentare în același mod ca și distribuția de presiuni statice pe profil. Pe lângă confirmarea obținută prin simulare, că jetul rămâne atașat de profil, s-a făcut vizualizarea optică a curgerii jetului în jurul profilului, care, la rândul ei, a demonstrat că jetul rămâne atașat, cel puțin pentru intervalele parametrilor studiați experimental. Pentru vizualizare s-a introdus apă în canalizația de alimentare. În contact cu jetul de aer de viteză mare și cu pereții ajutorajului radial apa s-a pulverizat sub forma unei „perdele de picături” fine. În jurul profilului, în planul axial creat, a fost fotografiată o „aură de picături fine”, al cărei contur exterior avea forma profilului, cu diametrul bazei mai mare decât diametrul profilului la bază ca urmare a îngroșării jetului după ieșirea din ajutoraj.

Rezultatele numerice sunt apropiate de cele experimentale efectuate în sufleria INCAS, în special pentru viteza de ieșire din ajutoraj ca o funcție de presiunea de intrare și de parametrii geometrici. În plus, rezultatele numerice dau niște detalii suplimentare iar costul lor este mult mai mic decât al celor experimentale. Rezultatele experimentale și cele numerice arată clar că forța de tracțiune depinde de diametrul ajutorajului circular și de viteza de ieșire din ajutoraj.

Atât rezultatele numerice, cât și cele experimentale arată:

- menținerea aderenței jetului la extradusul profilului Coandă, atât pentru modelul simulat CFD, cât și pentru modelul experimental, în limita intervalelor testate;
- creșterea presiunii totale de intrare a dus la creșterea vitezei de ieșire din ajutoraj radial; s-au stabilit modele matematice care pot fi aplicate pentru intervalele studiate (fără extrapolarea rezultatelor în afara intervalelor de variabile studiate);
- parametrii geometrici studiați au o influență mare asupra vitezei de ieșire din ajutoraj și asupra distribuției de presiuni și a forței de tracțiune (așa cum a fost determinată experimental)

5.2. Contribuții personale

Contribuțiile personale ale autorului acestei lucrări pot fi sintetizate astfel:

- a analizat o documentație de sinteză în domeniu,
- a creat un model pentru analiza cu volume finite, util în simularea efectului Coanda pe profilul axial simetric pus în discuție,
- a proiectat și a realizat un model experimental pentru care a măsurat parametrii aerodinamici (viteza și presiuni pe profil, forța aerodinamică de tracțiune),
- a proiectat un plan de experimente care să evidențieze influența unor parametri geometrici ai profilului și a presiunii de alimentare,
- pe baza datelor obținute din modelare și a celor obținute experimental, autorul a determinat influența unor parametri asupra caracteristicilor profilului studiat.

S-au realizat 104 de teste, cu combinații (D_a/D , h , $p_{total\ intrare}$), considerându-se cinci valori pentru D_a/D , patru valori pentru h și valori între 1,05 și 2,5 bar pentru presiunea totală de intrare. Pe baza datelor experimentale, autorul a modelat matematic dependența a două caracteristici ale profilului, forța de tracțiune T și viteza la ieșirea din ajutoraj M , sub forma unor funcții de tip $Y = f \cdot x_1 \cdot x_2 + i \cdot x_1 \cdot x_2^2 + j \cdot x_1^2 \cdot x_2$, pentru fiecare valoare a înălțimii fantei, cu coeficienți de corelație mai mari de 0,95, aici fiind exemplificate doar cele pentru $h=0,65$ mm:

$$M = 15,29 \cdot p \cdot (D_a / D) - 17,75 \cdot p \cdot (D_a / D)^2 - 7,57 \cdot p^2 \cdot (D_a / D)$$

$$T = 9,014 \cdot p \cdot (D_a / D) - 6,11 \cdot p \cdot (D_a / D)^2 + 4,0 \cdot p^2 \cdot (D_a / D)$$

Conform acestor modele, există un domeniu (D_a/D , p) pentru fiecare h , pentru care se obțin valori maxime ale forței de tracțiune T și ale vitezei de ieșire a aerului din ajutoraj M .

- a realizat diseminarea rezultatelor prin lucrări științifice (lista acestora este în Anexa 1) și a făcut parte din echipa proiectului nr. PN-09-17 „Platformă aeriană reconfigurabilă pentru experimentari și verificări în zbor”.

La o presiune de intrare mult mai mare decât cele testate experimental ($p_{total\ intrare}=7$ bar, față de $p_{total\ intrare}=2,5$ bar - presiune testată), pe simulare s-a observat desprinderea jetului în apropierea ieșirii din ajutoraj, dar reatașarea lui pe profilul concav.

5.3. Concluzii

Din analiza datelor obținute experimental și prin simulare rezultă următoarele concluzii:

- folosirea modelului de turbulență SST k- ω pentru simularea curgerii (cu domeniu restrâns, cu domediu extins de calcul și un model cu o rețea mai fină);
- forța de tracțiune depinde de viteza jetului la ieșirea din ajutorajul radial și valoarea maximă se obține la regimul transonic,
- valoarea optimă a diametrului ajutorajului radial, la care forța de portanță atinge valoarea maximă, este un sfert din diametrul profilului Coandă,
- dependența forței de portanță de numărul Mach al jetului radial este neliniară,
- rezultatele experimentale și cele numerice arată că portanța depinde de diametrul ajutorajului radial și de viteza de ieșire din ajutoraj,
- rezultatele numerice și cele experimentale arată viabilitatea aplicării efectului Coandă la profilul studiat.

Rezultatele obținute în acest studiu permit utilizarea unor asemenea profile în aplicații în domeniul aeronautic dar și în alte sisteme în care este necesară (din motive tehnologice sau de siguranță) curgerea fluidului, atașată de profil.

Una dintre concluziile desprinse autor este că forța de tracțiune este influențată de viteza de ieșire din ajutoraj (care depinde la rândul ei de h și p).

Fenomenul s-a dovedit a fi stabil și alura distribuției de presiuni s-a păstrat pentru toate testele efectuate, valorile presiunii statice depinzând de D_a/D , h și presiunea totală de intrare.

Analizând rezultatele obținute, acest studiu se poate continua abordând una sau o combinație a celor de mai jos:

- îmbunătățirea sistemului de măsurare,
- extinderea domeniului variabilelor pentru a determina valori de trecere la instabilitatea jetului,
- aplicarea efectului la tehnologii de acoperire, de răcire.

Bibliografie selectivă

- [1] Ahmed A., Bangash Z.A., *Experimental investigation of axisymmetric coaxial synthetic jets*, Experimental Thermal and Fluid Science 33, pp. 1142–1148, 2009.
- [2] Ahmed A., *Topology of radial jet reattachment*, Experiments in Fluids 14, pp. 178-180, 1993.
- [3] Ahuja K. K., Sankar L. N., Englar R. J., Munro S. E., Li Z., Gaeta R. J., Final Report GTRI Report A 5928 /2003-1, *Application of Circulation Control Technology to Airframe Noise Reduction*, Georgia Institute of Technology, Aerospace and Acoustics Technologies Branch, Atlanta, Georgia, Prepared for: NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, Under Grant NAG- 1-2 146
- [4] Allen D. S., *Axisymmetric Coanda-Assisted Vectoring*, 2008, PhD thesis, Paper 90. <http://digitalcommons.usu.edu/etd/90>
- [5] Allen D., Smith B. L., *Axisymmetric Coanda-assisted vectoring*, Exp Fluids, vol. 46, pp. 55–64, 2009.
- [6] Alperin M., *A Coanda Inlet/Jet Flap Diffuser Ejector*, Flight Dynamics Research Corporation, Burbank, California, Technical Report AFFDL-TR-72-106, National Technical Information Service, August 1972, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/756895.pdf>
- [7] Ameri M., *An experimental and theoretical study of Coanda ejectors*, PhD, Case Western Reserve University, no. 9416192, 1993.
- [8] Anders S., Sellers W. L., Washburn A., *Active Flow Control Activities at NASA Langley*, AIAA Paper 2004-2623, June 2002.
- [9] Anderson D.F., Eberhardt S., *Understanding Flight, 2nd ed.*, ISBN 978-0-07-162697-2, McGraw-Hill, 2010.
- [10] Anderson D.F., Eberhardt S., *Understanding Flight*, McGraw-Hill, e-ISBN 0-07-136377-7, 2001.
- [11] Anderson J. D., *Computational Fluid Dynamics*, ISBN 0-07-001685-2, McGraw-Hill, New York, 1995.
- [12] Apostol L., Sfîca L., *Prace i Studia Geograficne*, Influence of the Siret River Corridor on Wind Conditions, vol. 47, pp. 483–491, 2011.
- [13] Ariff M., Salim M., S., Cheah S. C., *Wall y^+ Approach for Dealing with Turbulent Flow over a Surface Mounted Cube: Part 2 – High Reynolds Number*, Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries CSIRO, Melbourne, Australia 9-11 December 2009
- [14] Baird L.J.M., *The Coanda Effect with Jet Displacement over Planar, Concave and Convex Walls*, Naval Postgraduate School, Monterey, California, AD-764 506, December 1973.
- [15] Bălan G., *Aerogazodinamică*, note de curs, 2012.
- [16] Baltaretu F., Mihaila C., *Numerical simulation of a horizontal buoyant jet deflected by the Coanda effect*, Analele Universitatii Bucuresti, Matematica, Ano L, pp. 17-22, 2001.
- [17] Benjanirat, S., *Computational Studies of Horizontal Axis Wind Turbines in High Wind Speed Condition Using Advanced Turbulence Models*, PhD. Thesis, Georgia Institute of Technology, 2006.
- [18] Berbente C., Dănilă S., *On the aerodynamic Characteristics of a Class Curvature at Subsonic, Transonic and Supersonic Regimes*, U.P.B. Sci. Bull., Series D, Vol. 69, No. 1, ISSN 1454-2358, 2007
- [19] Berselli L. C., Iliescu T., Layton W. J., *Mathematics of Large Eddy Simulation of Turbulent Flows*, ISBN-10 3-540-26316-0, Springer Berlin Heidelberg New York, 2005.
- [20] Bevilacqua P.M., Lee J.D., *Development of a Nozzle to Improve the Turning of Supersonic Coanda Jets*, Technical Report AFWAL-TR-80-3027, Rockwell Intern. North American Aircraft Division, Columbus, Ohio and Ohio State University, 1980, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a087709.pdf>
- [21] Blakeney J. H., *Exploratory Study of the Turning Characteristics of a Coanda-Operated Jet-Flap*, Naval Postgraduate School Monterey, California, 1972, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/753618.pdf>
- [22] Bordei-Ion N., *Fenomene meteorologice induse de configurația Carpaților în Câmpia Română*. Ed. Academiei Române, București, România, ISBN 973-27-1691-5, 2008.
- [23] Boussinesq, J., *Théorie. L'Écoulement tourbillonnant et tumultueux des liquides*, Paris, Gauthier-Villars et fils, Imprimeurs-Libraires des Comptes rendus des séances de L'Académie des sciences, Quai des Grands-Auguslins, 55, 1897.
- [24] Bradshaw P., *Effects of Streamline Curvature on Turbulent Flow*, NATO, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Department of Aeronautics, Imperial College of Science and Technology, London, Gt. Britain, Edited by Young A.D., Department of Aeronautical Engineering, Queen Mary College, London, Gt. Britain, AGARD-AG-169, August 1973.
- [25] Bradshaw P., Gee M. T., *Wall Jets with and without an External Stream*, Reports and Memoranda No. 3252, June, 1960.
- [26] Brezzi F. (editor), *Numerical Methods in Fluid Dynamics*. Lectures given at the 3rd 1983 Session of the Centro Internazionale Matematico Estivo (C.I.M.E.) held at Como, Italy, July 7-15, 1983 ISBN 0-387-15225-3 Springer-Verlag New York, Berlin, Tokyo, 1983.

- [27] Browand F., Ross J., McCallen R. (Eds.), Lecture Notes in Applied and Computational Mechanics, vol. 41, **Aerodynamics of Heavy Vehicles II: Trucks, Buses and Trains**, ISBN 978-3-540-85069-4, 2009.
- [28] Buonanno A., Aerodynamic Circulation Control for Flapless Flight Control of an Unmanned Air Vehicle, Cranfield University, 2009.
- [29] Caruelle B., Ducros F., *Detached-Eddy Simulations of Attached and Detached Boundary Layers*, International Journal of Computational Fluid Dynamics, December, Vol. 17 (6), pp. 433–451, 2003.
- [30] Caruthers D.J., Hunt C. R., *Velocity fluctuations near an interface between a turbulent region and a stably stratified layer*, J. Fluid Mech., vol. 165, pp. 475-501, 1986.
- [31] Caughey D.A., Hafez M.M., **World Frontiers of Computational Fluid Dynamics**, 2006, ISBN 981-256-527-2, World Scientific Publishing Co. Re. Ltd., 2005.
- [32] Cebeci T., Bradshaw P., *Momentum Transfer in Boundary Layers*, McGraw-Hill, 1977
- [33] Choudhury D., Introduction to the Renormalization Group Method and Turbulence Modeling, Technical Memorandum TM-107, Fluent Inc., 1993.
- [34] Coanda H., no. 2108652, Propelling Device, filed January 10, USA, 1936.
- [35] Coanda H., *Perfectionnements aux propulseurs*. Brevet d'invention, gr. 6, cl. 4, no. 796843, cerut in 1935, acordat in 1936.
- [36] Constantinescu S. G., Crunteanu D. E. Niculescu M. L., *Experimental and Numerical Research of Lift Force Produced by Coandă Effect*, International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, ICNAAM 2013, 21-27 September 2013, Rhodes, Greece
- [37] Constantinescu S.G., Niculescu L.M., Deleanu L., *A Model of an Axisymmetrical Coanda Profile with Radial Clearance*, First International Conference Danube - Black Sea 3E - Energy, Environment & Efficiency, IWEEE 2013, 18 -21 September 2013, Galati, România
- [38] Constantinescu S. G., Stoica C., Deleanu L., *Influence of Radial Slot on Characterizing an Axisymmetrical Coanda Profile*, Mathematics, Physics, theoretical mechanics, Fascicle II, year III (XXXII) 2013, no. 2, Annals of "Dunarea de Jos" University of Galati, pp. 467-471, 2013.
- [39] Constantinescu V.N., Găletușe S., **Mecanica Fluidelor și Elemente de Aerodinamică**, Editura Didactică și Pedagogică, București, 1983.
- [40] Constantinescu V. N., Dănăilă S., Găletușe S., **Dinamica Fluidelor în Regim Turbulent**, Editura Academiei Române, București, 2008.
- [41] Cosley M.R., Marongui M.J., *Studies on the use of radial jet reattachment nozzles as active heat sinks for electronic component boards*, IEEE, Semiconductor Thermal Measurement and Management Symposium, vol. 23, pp. 64-72, 1994.
- [42] Cosoiu C.I., Georgescu A.M., Degeratu M., Hlevca D., *Numerical predictions of the flow around a profiled casing passive flow control devices*, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 114, pp. 48–61, 2013.
- [43] Dabek Z., *Statistical Analysis of the Grey Water Solid Phase with the Coanda Effect Separator*, Polish Journal of Environmental Studies, vol. 20, no. 2, pp. 863-867, 2011.
- [44] Daichin S., Lee J., *Near-wake flow structure of elliptic cylinders close to a free surface: effect of cylinder aspect ratio*, Experiments in Fluids, 36, pp. 748–758, 2004.
- [45] Dănăilă S., Berbente C., **Metode Numerice în Dinamica Fluidelor**, Editura Academiei Române, București, ISBN 973-27-0958-8, 2003.
- [46] Day T., *The Coanda Effect and Lift*, (2.09.2012) <http://www.vortex-dynamics.com.au/The%20Coanda%20Effect%20and%20Lift.pdf>
- [47] Djodjodhardjo H., Hamid M.F.A., Basri S., Romli F. I., Majid D. L. A. A., *Numerical Simulation and Analysis of Coanda Effect Circulation Control for Wind-Turbine Application Considerations*, IJUM Engineering Journal, Special Issue, Mechanical Engineering, 2011.
- [48] Dogruoz M., B., Experimental and Numerical Investigation of Turbulent Heat Transfer Due to Rectangular Impinging Jets, The University of Arizona, 2005.
- [49] Drăgan V., **Aplicații ale efectului Coandă**, ISBN 978-973-0-13822-1, București, 2012.
- [50] Drăgan V., **Teorii Asupra Efectului Coandă**, ISBN 978-973-0-13821-4, București, 2012.
- [51] Driver J., Zingg D. W., *Optimized Natural-Laminar-Flow Airfoils*, University of Toronto Institute for Aerospace Studies American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [52] Dumitrache A., Dumitrescu H., *A two-algebraic turbulence model for compressible flow in turbomachinery Cascade*, Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics, 31 May 2008.
- [53] Dumitrache A., Dumitrescu H., Frunzulică F., Cardoș V., *Transonic Airfoil Flow Simulation. Part II: Inviscid-Viscous Coupling Scheme*, INCAS Bulletin, vol. 2, no. 3, pp. 21–29 2010.
- [54] Dumitrache A., Frunzulica F., Ionescu T.C., **Mathematical Modelling and Numerical. Investigations on the Coanda Effect**, in Nonlinearity, Bifurcation and Chaos – Theory and Applications, ISBN 978-953-51-0816-0, Croatia, 2012.

- [55] Dumitrescu H., Cardoș V., Dumitrache A., Frunzulică F., *The laminar boundary layer on a rotating wind turbine blade*, INCAS Bulletin, vol. 2, No. 2, pp. 40 – 49, 2010.
- [56] Durbin P. A., PetterssonReif B. A., *Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flows*, Second Edition, ePDF ISBN 978-0-470-97206-9, John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
- [57] Englar R. J., *Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a Small, Fixed-Trailing Edge Circulation Control Wing Configuration Fitted to a Supercritical Airfoil*, David Taylor Naval Ship R&D Center, ZF 414210101, (1660-608), Bethesda, Mai 20084, Aviation and Surface Effects Department, DTNS RDC/ASE D-81/08, March 1981.
- [58] Englar R. J., *Experimental Investigation of the High Velocity Coanda Wall Jet Applied to Bluff Trailing Edge Circulation Control Airfoils*, Aviation and Surface Effects Department, David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center, Report 4708, 1975.
- [59] Englar R.J., Jones G.S., Allan B.G., Lin J.C., *2-D Circulation Control Airfoil Benchmark Experiments Intended for CFD Code Validation*, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January, Orlando, Florida, 2009.
- [60] Faber T.E., *Fluid dynamics for Physicists*, Cambridge University Press, ISBN 052141943-3, 1995.
- [61] Ferziger J. H., Perifi M., *Computational Methods for Fluid Dynamics*, ISBN 3-540-42074-6 Springer-Verlag Berlin Heidelberg NewYork, 2002.
- [62] Fetea G., Niculescu M.L., Silivestru V., Gherman B., Vizitiu G., Stănică C., *Aerodynamic Analysis of a Centrifugal Blower Impeller*, Romanian Conf. of Ansys and Fluent, ISBN 978-606-521-012-7, Sinaia, 2008.
- [63] Fox R.W., McDonald A.T., *Introduction to Fluid Mechanics*, 5th ed., Wiley, New York, 1998.
- [64] Frunzulică F., Dumitrache A., Stoica-Djeska M., *Mesh-Free Method for Fluid-Structure Interaction Problems*, SISOM 2010 and Session of the Commission of Acoustics, Bucharest 27-28 May, 2010.
- [65] Gad-el Hak, M., *Flow Control: The Future*, J. of Aircraft, vol. 38, no. 3, pp. 402–418, 2001.
- [66] Gatski T.B., Bonnet J.P., *Compressibility, Turbulence and High Speed Flow*, ISBN 978-0-08-044565-6, Elsevier Ltd., 2009.
- [67] Glauert H., *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*, Cambridge, University Press, 1926.
- [68] Hanjalic K., Launder B. E., *A Reynolds stress model of turbulence and its application to thin shear flows*, J. Fluid Mech. vol. 52, part 4, pp. 609-638, 1972.
- [69] Herron I.H., Foster M.R., *Partial Differential Equations in Fluid Dynamics*, e-ISBN-13 978-0-511-42887-6, Cambridge University Press, 2008
- [70] Hirsch Ch, *Numerical Computation of Internal and External Flow*, Vol. 2: Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows, John Wiley and Sons, New York, 1990
- [71] Hirsch Ch., Sanz W., Klanatsky P., Madou F., *Comparison of different turbulence models to compute wall affected room airflows*, CFD Forum 2005, Bad Nauheim, Deutschland, 2005.
- [72] Jones G. S., Englar R. J., *Advances in Pneumatic-Controlled High- Lift Systems Through Pulsed Blowing*, AIAA 2003-3411
- [73] Jones W., Launder B., *The prediction of laminarization with two-equation model of turbulence*, Intern. Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 15, Issue 2, pp. 301-314, 1972.
- [74] Kang T.-J., Park W.-G., *Numerical Investigation of Active Control for an S809 Wind Turbine Airfoil*, Intern. Journal of Precision Engineering and Manufacturing, Vol. 14, No. 6, pp. 1037-1041, 2013.
- [75] Kelleher E. A., *A Study of a Skirtless Hovercraft Design*, PhD thesis, Air University, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2004.
- [76] Kelleher E.A., *A Study of a Skirtless Hovercraft Design*, Department of the Air Force, Air University, Air force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio
- [77] Keong B. S., *Design and Modeling of a Portable, Economical and High Payload Unmanned Aerial Vehicle for Aerial Surveillance*, A project report submitted in partial fulfilment of the requirements for the award of the degree of Bachelor (Hons.) of Mechanical Engineering
- [78] Krishnan G., Mohseni K., *An experimental study of a radial wall jet formed by the normal impingement of a round synthetic jet*, European Journal of Mechanics B/Fluids 29, pp. 269-277, 2010.
- [79] Kuzmin, D. (editors), *Computational Fluid Dynamics 2010*, Proceedings of the Sixth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD6, St Petersburg, Russia, ISBN 978-3-642-17883-2, July 12-16, 2010.
- [80] Liu Y., *Numerical Simulations of the Aerodynamic Characteristics of Circulation Control Wing Sections*, PhD thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, April 2003.
- [81] Lopez O. D., Moser R. D., *Delayed Detached Eddy Simulation of Flow over an Airfoil with Synthetic Jet Control*, Mecánica Computacional Vol XXVII, págs. 3225-3245, Alberto Cardona, Mario Storti, Carlos Zuppa. (Eds.), San Luis, Argentina, 10-13 Noviembre 2008.
- [82] Lubert C., *On Some Recent Applications of the Coanda Effect to Acoustics*, 160th Meeting Acoustical Society of America, Cancun, Mexico, 15 - 19 November 2010, Meetings on Acoustics, Vol. 11, 2010

- [83] Maid I.W., Saleh A. A. M., Khalaf N. I., *Effect of Air Outlet Angle on Air Distribution Performance Index*, Tikrit Journal of Eng. Sciences / Vol.17 / No.4 / December 2010, (1-9)
- [84] Mansour N. N., Kim J., Moin P., NASA Technical Memorandum 89451, *Reynolds-Stress and Dissipation Rate Budgets in a Turbulent Channel Flow*, Ames Research Center, Moffett Field, California, 1987.
- [85] Marusic I., R. Mathis, Hutchins N., *High Reynolds number effects in wall turbulence*, International Journal of Heat and Fluid Flow, vol. 31, pp. 418–428, 2010.
- [86] McGahan W.A., *The Incompressible, Turbulent Wall Jet in an Adverse Pressure Gradient*, Rept. No. 82, Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Sept. 1965.
- [87] Menter F.R., *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, AIAA Journal, vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, August 1994
- [88] Metral A.R., *Sur un phenomene de deviation des veinesfluides et ses applications. Effect Coanda*, PhD, 1939, Conservatoire National des Artes et Metiers
- [89] Naudin J.L., *The Coanda Sauce, Open Source Experiment*, 10 March 2004, , <http://jnaudin.free.fr/html/repcotst.htm>
- [90] Nedelcut F., *Current Aspects of Using Unmanned Aerial Vehicles in Environmental Monitoring*, J. of Environmental Protection and Ecology, vol. 12, No 4, pp. 1818-1834, 2011
- [91] Ostwari C., Page R.H., *Enhanced drying technology utilizing RJR*, Industrial and Agricultural Applications of Fluid Mechanics, ASME FED, Vol. 86, 1989.
- [92] Page R.H., Carbone J., Ostwari C., *Radial jet reattachment force*, Experiments in Fluids, Vol. 8, pp. 297-298, 1990.
- [93] Potdar A.A., *Flow Field Characteristics Of Dynamic Radial Jet Reattachment Nozzles*, Thesis of Master of Science in Mechanical Engineering, Texas Technical University, 2005.
- [94] Potdar A.A., *Flow Field Characteristics of Dynamic Radial Jet Reattachment Nozzles*, PhD thesis, Graduate Faculty of Texas Tech University, December, 2005
- [95] Rajesh B., Lance C., *Introduction to CFD Basics*, Class Handout MAE 523, School of Engineering Cornell University, Itahca, NY, January 2003.
- [96] Roberts L., *A Theory for Turbulent Curved Wall Jets*, AIAA-87-0004, AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 12-15, 1987.
- [97] Rodi W., Fueyo N.(editors), **Engineering Turbulence Modelling and Experiments 5**, Proceedings of the 5th International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Mallorca, Spain, 16-18 September, Elsevier, 2002
- [98] Rodman L.C., Wood N.J., Roberts L., *An Experimental Investigation of Straight and Curved Annular Wall Jets*, JIAA TR – 79, Joint Institute for Aeronautics and Acoustics, Stanford University, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford, CA 94305, 1987.
- [99] Rotta J. C., *Statistische theorie nichthomogener turbulenz*, 1951.
- [100] Schwarz W.H., *The radial free jet*, Chemical Engineering Science, Vol. 18, pp. 50-62, 1963.
- [101] Sellers W. L. I., Singer B. A., Leavitt L. D., *Aerodynamics for Revolutionary Air Vehicles*, AIAA Paper 2004-3785, June 2003.
- [102] Senior P., *The aerodynamics of curved jets and breakaway in Coanda Flares*, PhD thesis, Durham University, disponibil on-line: <http://theses.dur.ac.uk/6119/>, 1991.
- [103] Seyed-Yagoobi J., Page R.H., Aseniso M.C., Thiele E.W., *Enhancement of drying rate in paper machines with multi functional radial jet reattachment blow boxes - Theoretical analysis*, Drying Technology, Vol. 13, pp. 977-984, 1995.
- [104] Smith B.J., *Wall Jet Boundary Layer Flows Over Smooth and Rough Surfaces*, PhD thesis, Blacksburg, Virginia, 2008.
- [105] Smits A. J., Dussauge J.-P., **Turbulent Shear Layers in Supersonic Flow**, Second Edition, e-ISBN 0-387-26305-5, 2006 Springer Science+Business Media
- [106] Spalart P. R., Deck S., Shur M. L., Squires K. D., Strelets M. Kh., Travin A., *A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities*, Theor. Comput. Fluid Dyn., 20, pp. 181-195, 2006.
- [107] Spalart P., Allmaras S., *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Technical Report AIAA-92-0439, 1992
- [108] Spalding D., *The k- ω model of turbulence*, Technical Report TM/TN/A/16, Imperial College, Dep. Mech. Eng., 1971.
- [109] Tannehill J. C., Dale A. Anderson, Pletcher R. H., **Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer**, Second Edition, Taylor and Francis, Levittown, Pa, 1997.
- [110] Trancossi M., Dumas A., *A.C.H.E.O.N.: Aerial Coanda High Efficiency Orienting-jet Nozzle*, 2011-01-2737, Published 10/18/2011, 2011 SAE International

- [111] Uddin N., *Turbulence Modeling of Complex Flows in CFD*, Institute of Aerospace Thermodynamics, Universität Stuttgart, 2008.
- [112] Uranga A., Investigation of transition to turbulence at low Reynolds numbers using Implicit Large Eddy Simulations with a discontinuous Galerkin method, Florida Institute of Technology, 2004
- [113] von Glahn U.H., Technical Note 4272, *Use of the Coanda Effect for Obtaining Jet Deflection and Lift with a Single Flat-Plate Deflection Surface*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1958-
- [114] von Glahn U.H., Technical Note 4377, *Use of the Coanda Effect for Jet Deflection and Vertical Lift with Multiple-Flat-Plate and Curved-Plate Deflection Surfaces*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1958.
- [115] Walter W., *Hybridcraft Primer*, U.S. Patent, December 7, 1998.
- [116] Walter W., *Lift Augmented Ground Effect Platform*, U.S. Patent No 5.803.199, September 8.1998.
- [117] Wang C., Zou J., Fu X., Yang H., *Study on hydrodynamic vibration in fluidic flowmeter*, *J Zhejiang UnivSci A*, vol. 8(9), pp. 1422-1428, 2007.
- [118] Wells A.G., Experimental Investigation of an Airfoil with Co-Flow Jet Flow Control, PhD thesis, University of Florida, 2005.
- [119] Wilcox D. C., *Comparison of two-equation turbulence models for boundary layers with pressure gradient*, *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 8, pp. 1414-1421, 1993.
- [120] Wilcox D. C., *Turbulence Modeling for CFD*, 2nd edition, DCW Industries, Inc., La Canada, California, 1998.
- [121] Wilde D., *Analysis of Curvature Effects on Boundary Layer Separation and Turbulence Model Accuracy for Circulation Control Applications*, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [122] Xu J., Zhao C., *Two-dimensional numerical simulations of shock waves in micro convergent-divergent nozzles*, *Intern. J. of Heat and Mass Transfer*, vol. 50, pp. 2434-2438, 2007.
- [123] Zha G., Gao W., *Analysis of Jet Effects on Co-Flow Jet Airfoil Performance with Integrated Propulsion System*, Paper AIAA, 2006-0102, 01/09/2006.
- [124] Zha G., Gao W., Paxton C. D., Palewicz A., *Numerical Investigations of Co-Flow Jet Airfoil with and without Suction*, AIAA Paper 2006-1061, 01/11/2006.
- [125] Zha G.C., Car D., Copenhaver W., *Super Diffusion Cascades Using Co-Flow Jet Flow Control*, National Research Council Summer Faculty Final Report, August 23, 2002.
- [126] Zha G.C., Carroll B., Paxton C., Conley A., Wells A., *High Performance Airfoil with Co-Flow Jet Flow Control*, AIAA, vol. 45, 2007.
- [127] Zha G.C., Paxton D.C., *A Novel Airfoil Circulation Augment Flow Control Method Using Co-Flow Jet*, NASA CP-2005-213509, June 2005; also AIAA Paper 2004-2208, June 2004.
- [128] Zha G.C., Paxton D.C., *A Novel Flow Control Method for Airfoil Performance Enhancement Using Co-Flow Jet*, in *Applications of Circulation Control Technologies*, Vol. 214, 2006, Chap. 10, pp. 293-314, Editors: R. D. Joslin and G. S. Jones
- [129] Zhigang Y., Wei Y., *Complex Flow for Wing-in-ground Effect Craft with Power Augmented Ram Engine in Cruise*, *Chinese Journal of Aeronautics* 23, pp. 1-8, 2010.
- [130] Zucrow M. J., Hoffman J. D. *Gas Dynamics*, Wiley, New York, 1976.
- [131] *** AD-A286 061, AGARD-AR-303 Vol. I, AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Development, France, AGARD Advisory Report No 303, A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes (Recueil de cas d'essai expérimentaux pour la validation des codes de l'aérodynamique numérique, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a286061.pdf>
- [132] *** Ansys 14.0
- [133] *** Contract DA 44-177-TC-744, *Investigation of Controlled Flow Phenomena for Air Cushion Vehicles*, Bell Helicopter Report 532-099-001, TCREC Technical Report 62-46, Task 9R99-01-005-05, 1962.
- [134] *** *Investigation of Controlled Flow Phenomena for Air Cushion Vehicles*, Task 9R99-01-005-05, Contract DA 44-177-TC-744, November 1962, prepared by Bell Helicopter Company, Fort Worth, Texas, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/295088.pdf>
- [135] *** Smithsonian – “Avro-Canada VZ-9AV Avrocar”, National Air and Space Museum 10 March 2004, <http://www.nasm.si.edu/research/aero/aircraft/avro.htm>
- [136] *** U. S. Naval Air Engineering Center, 6Ground Support Equipment Department INAEC GSED 98, March 1976, Final Technical Report. Aircraft System, *One-Sixth Scale Model Studies. Coanda/Irefraction Noise Suppression Concept*, Advanced Development AI RTASK A3405343/051 C14W4569001 & 5W4569001, Lakehurst, New Jersey
- [137] *** *Coanda Effect, Used on a VTOL aircraft* (3.09.2013)
http://www.laesieworks.com/ifo/how/Coanda_effect-P1.html

**Lista lucrărilor științifice
elaborate în cadrul tezei de doctorat**

- Constantinescu S. G.**, Crunteanu D. E. Niculescu M. L., *Aerodynamic Study of a Stall Regulated Horizontal-Axis Wind Turbine*, ICNAAM 2013, International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, 21-27 September 2013, Rhodos, Greece (ISI Conference)
- Crunteanu D.E. , **Constantinescu S.G.**, Niculescu M.L. , *Aerodynamic Study of a Blade with Sine Variation of Chord Length along the height for Darrieus Wind Turbine*, ICNAAM 2013, 21-27 September 2013, Rhodos, Greece (ISI Conference)
- Constantinescu S. G.**, Niculescu M. L., *Experimental and Numerical Research of Lift Force Produced by Coandă Effect*, International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, ICNAAM 2013, 21-27 September 2013, Rhodos, Greece (ISI Conference)
- Constantinescu S.G.**, Nedelcuț F., *UAV Systems in support of law enforcement forces*, AFASES XIII, Brașov, pag. 1211-12 19, ISSN 2247- 3173, ISSN-L 2247–3173, 2011.
- Constantinescu S.G.**, Bălan G., F. Nedelcuț, *The Current Use of UAVs for Monitoring Environmental Parameters*, Program & Proceeding of the Intern. Conf. on Environmental Capacity Buildings – ECB 2011, Bucharest, Nov. 2011
- Constantinescu S.G.**, F. Nedelcuț, *UAV Systems in Support of Law Enforcement Forces*, Scientific Paper of the 13th Intern. Conf. AFASES 2011, Brasov, pp. 1211-1219, May 2011
- Constantinescu S.G.**, *UAVs Use for the Support of Emergency Response Teams Specific Missions*, INCAS Bulletin, Vol. 5, Issue 1, pp. 63-70, 2013
- Constantinescu S.G.**, Stoica C., Balan G., *Experimental Research of Reaction force produced by Coanda Nozzle*, First International Conference Danube - Black Sea 3E - Energy, Environment & Efficiency, IWEEE 2013, 18 -21 September 2013, Galati, Romania
- Constantinescu S.G.**, Niculescu L.M., Deleanu L., *A Model of an Axisymmetrical Coanda Profile with Radial Clearance*, First International Conference Danube - Black Sea 3E - Energy, Environment & Efficiency, IWEEE 2013, 18 -21 September 2013, Galati, Romania
- Constantinescu S.G.**, Deleanu L., Stoica C., *Influence of Radial Clearance on the Characterizing an Axisymmetrical Coanda Profile*, Proceedings of the Romanian Academy, Series A, Volume x, Number x/200x, pp. 000–000
- Nedelcuț F., **Constantinescu S.G.**, *LUAV'S are the right approach for surveillance civil missions*, AFASES XIII, Brașov, pag.1237-1240, ISSN 2247-3173, ISSN-L 2247–3173, 2011, prezentata la AFASES, 26-28 mai 2011, Brașov
- Constantinescu S. G.**, *UAVs Use for the Support of Emergency Response Teams Specific Missions*, INCAS Bulletin, Vol. 5, Issue 1, 63-70, 2013
- Bălan G., **Constantinescu S. G.**, Ciobanu B., *The Coanda VTOL-UAV Aeromechanical Aspects*, AFASES, 26-28 mai 2011, Brașov
- Constantinescu S. G.**, Pricop M. V., Bălan G., *Unmanned Aerial Vehicles, a New Tool Dedicated to Environmental Researcher*, UAB – BENA International Conference, 23-25 mai 2013, Alba Iulia
- Constantinescu S. G.**, Niculescu M. L., Stoica C., Bălan G., *Parametric Study of Coandă Drone with Transonic Jet*, UAB – BENA International Conference, 23-25 mai 2013, Alba Iulia
- Constantinescu S. G.**, Stoica C., Deleanu L., *Influence of Radial Slot on Characterizing an Axysymmetrical Coanda Profile*, Mathematics, Physics, theoretical mechanics, Fascicle II, year III (XXXII) 2013, no. 2, Annals of “Dunarea de Jos” University of Galati, pp. 467-471, 2013.