

UNIVERSITATEA TEHNICĂ "GHEORGHE ASACHI" DIN IAȘI



# CERCETĂRI PRIVIND AERODINAMICA SISTEMULUI DE SUSTENTAȚIE PENTRU AEROGLISOARE *- REZUMATUL TEZEI DE DOCTORAT-*

ing. Mihai-Silviu PAVĂL

Conducător de doctorat : Prof. univ. dr. ing. Aristotel POPESCU

## UNIVERSITATEA TEHNICĂ "GHEORGHE ASACHI" DIN IAȘI R E C T O R A T U L

Către

Vă facem cunoscut că, în ziua de 06.09.2024, la ora 11:00, în Sala de conferințe Cezar Oprișan (M3), va avea loc susținerea publică a tezei de doctorat intitulată:

## "CERCETĂRI PRIVIND AERODINAMICA SISTEMULUI DE SUSTENTAȚIE PENTRU AEROGLISOARE"

elaborate de domnul ING. PAVĂL MIHAI-SILVIU în vederea conferirii titlului ştiinţific de doctor.

Comisia de doctorat este alcătuită din:

1. Conf.univ.dr.ing. IANUŞ GelupreşedinteUniversitatea Tehnică "Gheorghe Asachi" din Iaşipreşedinte2. Prof.univ.dr.ing. POPESCU Aristotelconducător de doctoratUniversitatea Tehnică "Gheorghe Asachi" din Iaşiconducător de doctorat3. Prof.univ.dr.ing. NĂSTASE Ilincareferent oficialUniversitatea Tehnică de Construcții din Bucureștireferent oficial4. Prof.univ.dr.ing. HUMINIC Angelreferent oficialUniversitatea "Transilvania" din Brașovseferent oficial5. Prof.univ.dr.ing.mat. CONDURACHE Danielreferent oficialUniversitatea Tehnică "Gheorghe Asachi" din Iașireferent oficial

Cu această ocazie vă invităm să participați la susținerea publică a tezei de doctorat.

RECTOR, eomânia Prof.univ.dr.ing. CAŞCAVAL Dan

Secretar universitate,

Ing. NAGIT Cristina

## **CUPRINSUL TEZEI**

Nr. capitol		Denumire	Nr. pagină
	Mulțumiri		3
	Introducere		4
Cap. 1	Stadi	ul actual privind vehiculele cu pernă de aer	5
Cap. 2	1.1.	Construcția vehiculelor cu pernă de aer - aeroglisoare	5
	1.2.	Cercetări întâlnite în literatura de specialitate	5
	1.3.	Concluziile capitolului 1	6
	1.4.	Direcții de cercetare	7
	1.5	Obiectivele tezei	7
	Proiectarea și realizarea standului experimental		7
	2.1.	Considerente privind alegerea tunelului aerodinamic	7
	2.2.	Particularitățile tunelului aerodinamic MF-TA2	8
	2.3.	Principalele aspecte legate de proiectarea standului experimental	8
	2.4.	Particularitățile elementelor ce au rămas în componența standului experimental	9
Cap. 3	2.5.	Projectarea și executia noilor elemente	9
	Studi	i experimentale privind curgerea aerului în zona iesirii de sub	
	segment		12
	3.1.	Echipamente utilizate la realizarea experimentelor	12
	3.2.	Principalele etape efectuate în realizarea încercărilor experimentale	12
	3.3.	Măsurătorile experimentale	14
~ (	Simu	lări numerice privind curgerea aerului în zona modelului	16
Cap. 4	experimental		16
	4.1.	Stabilirea numărului de cazuri de analizat cât și a parametrilor variabili	16
Cap. 5	4.2.	Stabilirea geometriilor domeniilor de analiză	16
	4.3.	Importarea domeniilor de analiză și realizarea modificărilor necesare	17
	4.4.	Realizarea rețelelor de discretizare	17
	4.5.	Definirea parametrilor caracteristici analizei CFD	18
	4.6.	Prezentarea rezultatelor simulărilor numerice	19
	Analiza rezultatelor, contribuții personale și direcții viitoare de		25
	cercetare		25
	5.1.	Analiza rezultatelor	25
	5.2.	Contribuții personale	29
	5.3.	Direcții viitoare de cercetare	30
	Bibli	ografie selectivă	30
	Lista de lucrări științifice publicate pe domeniul tezei de doctorat		32

## MULŢUMIRI

Aș începe prin a spune faptul că pentru realizarea tezei am beneficiat de sprijinul cadrelor didactice din două departamente diferite ale Universității Tehnice "Gheorghe Asachi" din Iași, și anume: *Departamentul de Mecanica Fluidelor, Mașini și Acționări Hidraulice și Pneumatice* din cadrul **Facultății de Construcții de Mașini și Management Industrial** și *Departamentul de Inginerie Mecanică și Autovehicule Rutiere* din cadrul **Facultății de Mecanică**.

Pentru sprijinul acordat pe parcursul elaborării tezei, mulțumesc următoarelor persoane:

- Membrilor familiei: Pavăl Constantin, Pavăl Mihaela-Tincuța, Pavăl Andrei și Pavăl Nicoleta pentru că mereu au fost alături de mine și pentru tot sprijinul necontenit acordat de-a lungul acestor 7 ani de zile;
- > Domnului prof. dr. ing. Popescu Aristotel pentru coordonarea acestei lucrări de doctorat;
- Domnului şef lucrări dr. ing. Popescu Theodor pentru consultațiile acordate privind unele aspecte teoretice fundamentale, precum și pentru îndrumarea acordată în proiectarea și realizarea experimentelor;
- Domnului dr. ing. Popescu Constantin pentru ajutorul acordat la procurarea materialelor folosite la realizarea standului experimental, la construcția și montarea componentelor standului cât și la sfaturile prețioase acordate;
- Domnului prof. dr. ing. Zahariea Dănuț pentru sugestiile acordate pe partea de simulări numerice cât și pentru susținerea acordată;
- Domnului conf. dr. ing. Ciobanu Bogdan pentru ajutorul acordat în finalizarea tezei de doctorat și pentru discuțiile pline de idei și sugestii;
- Domnilor prof. dr. ing. Dumitraşcu Gheorghe, prof. dr. ing. Goanţă Viorel şi prof. dr. ing. Horbaniuc Bogdan pentru acceptul de a fi membrii în comisia de susținerea a rapoartelor de cercetare ştiințifică;
- Membrilor comisiei de doctorat pentru timpul acordat, binevoința de a analiza teza de doctorat cât și pentru sfaturile și sugestiile primite;
- Domnilor Decani conf. dr. ing. Negoescu Florin şi conf. dr. ing. Ianuş Gelu cât şi prof. dr. ing. Bârsănescu Paul-Doru pentru ajutorul acordat în unele situații apărute pe perioada studiilor de doctorat;
- Doamnei şef lucrări dr. ing. Mardare Irina şi doamnei conf. dr. ing. Tiţa Irina pentru sprijinul moral, încredere şi încurajarea constantă care a contat enorm;
- Domnului asist. dr. ing. Husaru Dorin-Emil pentru discuțiile nenumărate și pentru sfaturile colegiale acordate.

În încheiere aș mai dori să menționez faptul că această lucrare nu ar fi fost posibilă fără resursele tehnice oferite de *Laboratorul de Aerodinamică și Hidrodinamică* și *Laboratorul de Ingineria Fluidelor Asistată de Calculator* din cadrul departamentului de *Mecanica Fluidelor, Maşini şi Acționări Hidraulice şi Pneumatice*, Facultatea de Construcții de Maşini şi Management Industrial. Aceste 2 laboratoare menționate au fost dotate prin proiectul ENERED, POSCCE-A2-O2.2.1-2009-4, ID 911.

## INTRODUCERE

La ora actuală, mijloacele de transport joacă un rol foarte important în viața de zi cu zi, acestea găsindu-se pretutindeni și fiind utilizate zilnic de mii de oameni. Acestea se împart în 3 mari categorii, și anume: transport terestru, transport naval și transport aerian. Dacă se face referire la toate cele 3 tipuri de transport menționate, se poate spune faptul că aeroglisoarele sunt singurele vehicule amfibii ce pot străbate diverse suprafețe de rulare și pot face tranziția de la sol la apă și invers instant și care operează de asemenea în imediata proximitatea a suprafeței tereste.

La nivel global, aeroglisoarele sunt mai puțin cunoscute în comparație cu autovehiculele deoarece această industrie este mai puțin dezvoltată. Acest lucru s-a datorat în primul rând faptului că aceste vehicule au fost studiate de centre de cercetare și de către domeniul militar, informațiile fiind în majoritatea cazurilor clasificate. Un alt factor major l-a reprezentat și fluctuația prețului combustibilului care a dus la stagnarea dezvoltării acestui concept deoarece în unele cazuri nu mai era viabil din punct de vedere economic producția acestuia.

S-a decis studierea sistemului de sustentație deoarece la nivel mondial sunt puține studii efectuate pe acest sistem și puse la dispoziția publicului larg. În același timp, din documentarea efectuată de autor a rezultat faptul că în România, o figură remarcantă ce s-a ocupat cu studiul vehiculelor cu pernă de aer a fost inginerul navalist Kiraly Matei. Tot în România, în anul 1969 elevii și studenții din Galați au construit un aeroglisor experimental numit *01E*, vehicul ce a fost testat pe lacul Brateș. Apoi, următorul model construit a fost *020E*, model ce dispunea de o lungime totală de 4,95 metri și o lățime de 2,57 metri. Acesta a fost testat în primă instanță pe pista Aeroportului din Galați înregistrând o viteză maximă de deplasare de 73 km/h. Totodată, pe data de 3 aprilie 1972, aeroglisorul este testat și pe Dunărea de Jos (Ganea, 2014).

În etapa de întocmire a stadiului actual, a fost întâlnită o singură lucrare realizată de 2 autori români în care se prezintă doar o serie de particularități constructive privind vehiculele cu pernă de aer. Din literatura de specialitate, reiese faptul că de-a lungul timpului au existat elaborate anumite teorii privind curgerea fluidului în cavitatea structurii dar odată cu apariția fustei flexibile de tip pungă și segmente, acestea nu mai pot fi aplicate.

În momentul de față cele mai utilizate fuste flexibile sunt fusta flexibilă de tip pungă și segmente și fusta flexibilă segmentată. Având ca premisă acest lucru și datorită faptului că în zona segmentelor sunt puține date privind comportarea aerodinamică, s-a decis realizarea unui stand experimental care să permită testarea de segmente cu unghi de înclinare diferit, și garda la sol variabilă.

Pentru realizarea experimentelor, a fost ales tunelul aerodinamic *MF-TA2*, tunel ce a fost modificat parțial. Au fost realizate un număr de 24 de experimente în care unghiul de înclinare al segmentelor cât și garda la sol au fost variate. Măsurătorile de viteză au fost efectuate cu *Anemometrul Laser Doppler*; pentru presiuni au fost folosite traductoare capacitive. Pentru a obține date și în zonele în care măsurătorile experimentale nu sunt posibile, au fost realizate analize CFD în toate cele 24 de cazuri studiate experimental.

## CAPITOLUL 1 STADIUL ACTUAL PRIVIND VEHICULELE CU PERNĂ DE AER

Vehiculele cu pernă de aer sunt vehicule hibride ce se deosebesc de toate celelalte mijloace de transport prin prisma faptului că acestea funcționează pe baza efectului de sol iar o parte din acestea pot să străbată diverse tipuri de suprafețe de rulare precum: apă, sol, gheață, zăpadă, nisip, piatră, pavaj, iarbă, nămol, teren mlăștinos etc. (Kubo et al., 2003; Abhiram et al., 2014; Jin și Shim, 2014; Gopichand et al., 2021; Okafor, 2013; **Pavăl și Popescu**, 2018a).

La ora actuală, aceste vehicule se găsesc în game diverse ce diferă atât prin forma constructivă cât și prin caracteristici funcționale iar cele mai întâlnite sunt prezentate în **figura 1.1**.





**Figura 1.1.** Vehicule cu pernă de aer (Kaiman – Airlift Hovercraft, n.d.) (2000TD Hovercraft, n.d.) (ESNA â Surface Effect Ship (SES), n.d.) (Aircat Vessels, n.d.)

#### 1.1. CONSTRUCȚIA VEHICULELOR CU PERNĂ DE AER - AEROGLISOARE

În acest subcapitol se prezintă pe larg informații despre clasa vehiculelor marine avansate (clasă din care fac parte și vehiculele cu pernă de aer), un scurt istoric privind dezvoltarea vehiculelor cu pernă de aer în care sunt trecute în revistă cele mai importante evenimente ce au dus la dezvoltarea acestui concept, tipuri constructive de aeroglisoare și componentele principale ale sistemului de sustentație, avantajele și dezavantajele utilizării aeroglisoarelor cât și aplicații specifice ale acestora.

## **1.2. CERCETĂRI ÎNTÂLNITE ÎN LITERATURA DE SPECIALITATE**

În etapa de căutare a documentației legate de întocmirea stadiul actual cât și de stabilirea direcțiilor de cercetare, s-a constat faptul că la ora actuală un număr redus de documente sunt puse la dispoziția publicului larg privind aeroglisoarele. Un motiv ar fi faptul că marea majoritate a cercetărilor legate de acestea au fost realizate de către centre de cercetare și de către domeniul miliar, documentele rezultate fiind astfel clasificate.

În continuare, în acest subcapitol se prezintă un stadiu actual care abordează 2 arii de investigare, și anume:

- cercetări privind soluții constructive
- > cercetări privind aerodinamica sistemului de sustentație

### 1.2.1. CERCETĂRI PRIVIND SOLUȚII CONSTRUCTIVE ALE AEROGLISOARELOR

Legate de prima arie de investigare propusă, au fost găsite un număr de articole scrise de diverși autori în care se prezintă proiectarea unui aeroglisor utilizând relații simplificate și în unele cazuri și construcția artizanală a unui astfel de propotip. Un aspect important de menționat este faptul că acești autori nu prezintă o corelație a datelor obținute cu alte studii atât pe partea de calcule cât și pe parte experimentală. În continuare sunt descrise toate articolele întâlnite.

### **1.2.2. CERCETĂRI PRIVIND AERODINAMICA SISTEMULUI DE SUSTENTAȚIE** ÎNTÂLNITE LA AEROGLISOARE

Legat de a doua arie de investigare, aceasta a fost împărțită la rândul său în două părți, și anume: studiul documentației axate pe cercetări experimentale și studiul documentației axate pe simulări numerice.

#### **1.2.2.1. CERCETĂRI EXPERIMENTALE**

În acest subcapitol se prezintă informații rezultate în urma studierii unor colaje video vechi găsite în arhiva *British Pathe* cât și informații în urma studierii diverselor articole și rapoarte întâlnite în literatura de specialitate.

#### **1.2.2.2. SIMULĂRI NUMERICE**

În acest subcapitol sunt prezentate pe larg un număr de 7 articole întâlnite în literatura de specialitate în care au fost efectuate simulări numerice asupra sistemului de sustentație la aeroglisoare.

#### **1.3. CONCLUZIILE CAPITOLULUI 1**

În urma informațiilor prezentate în acest capitol reiese faptul că la nivel global există un număr redus de documente puse la dispoziția publicului larg privind studiul vehiculelor cu pernă de aer. În timpul realizării stadiului actual au mai fost consultate și alte lucrări privind analiza structurală a aeroglisorului cât și lucrări ce studiază manevrabilitatea acestui vehicul dar acestea nu au fost incluse deoarece teza nu tratează și aceste aspecte menționate.

Pe partea de soluții constructive, pentru determinarea parametrilor caracteristici sistemului de sustentație cât și ai sistemului de propulsie, în lucrările consultate sunt utilizate relații simplificate care ignoră complexitatea fenomenelor. Concomitent, majoritatea autorilor nu corelează rezultatele numerice obținute cu unele simulări numerice efectuate sau întâlnite în literatura de specialitate.

Pe partea de lucrări care au ca și tematică doar studii experimentale, în unele cazuri informațiile prezentate sunt insuficiente pentru a reproduce experimentul. Alte lucrări prezintă studii privind primele tipuri de configurații de fuste, acestea fiind mai puțin utilizate la ora actuală.

Pe partea de simulări numerice, unele lucrări prezentate fie studiază curgerea doar prin structură, fie studiază curgerea doar prin punga fustei flexibile. Referitor la ultimele lucrări menționate, acestea prezintă simularea numerică a curgerii în zona de sub segmente dar aceste simulări sunt realizate pe domenii 2D și nu 3D.

## **1.4. DIRECȚII DE CERCETARE**

În urma sintezei documentare realizate rezultă necesitatea realizării unor:

- ➢ studii teoretice
- ➢ încercări experimentale
- ➢ simulări numerice

care:

- să surprindă complexitatea fenomenului;
- > să includă validarea experimentală, a rezultatelor teoretice sau numerice obținute;
- > să ducă la rezultate scalabile și utilizabile și pentru alte configurații decât cele studiate.

### **1.5. OBIECTIVELE TEZEI**

**O1.** Proiectarea și construirea unui stand experimental pe care să se poată testa casete cu segmente cu unghi de înclinare diferit, cu posibilitatea de a modifica garda la sol.

**O2.** Efectuarea de măsurători în planul de simetrie al segmentului central cu ajutorul *Anemometrului Laser Doppler*, pentru un număr reprezentativ de cazuri (unghi de înclinare al segmentului, garda la sol).

**O3.** Realizarea de analize CFD utilizând programul *ANSYS Fluent* pentru toate cazurile studiate experimental.

**O4.** Analiza rezultatelor experimentale și a rezultatelor numerice obținute.

## CAPITOLUL 2 PROIECTAREA ȘI REALIZAREA STANDULUI EXPERIMENTAL

Acest capitol treatează aspecte precum: alegerea unui tunel aerodinamic existent, trasarea caracteristicii turbocompresorului centrifugal și înlocuirea unor componente cu altele care au fost proiectate și construite specific pentru aceste încercări experimentale.

### 2.1. CONSIDERENTE PRIVIND ALEGEREA TUNELULUI AERODINAMIC

Departamentul de Mecanica Fluidelor, Mașini și Acționări Hidraulice și Pneumatice din cadrul Facultății de Construcții de Mașini și Management Industrial, Universitatea Tehnică ''Gheorghe Asachi'' din Iași dispune de o infrastructură de cercetare modernă, infrastructură ce a fost îmbunătățită semnificativ prin proiectul ENERED în perioada anilor 2012-2015. Din punct de vedere al cercetării pe partea de aerodinamică, în cadrul departamentului se găsește *Hala Laborator* care are în componență, pe lângă o serie de standuri experimentale și 4 tunele aerodinamice de dimensiuni mici și medii.

Din cele 4 tunele aerodinamice prezentate, a fost ales tunelul *MF-TA2* deoarece este singurul care permite atingerea de suprapresiuni de 2kPa pe refulare.

#### 2.2. PARTICULARITĂȚILE TUNELULUI AERODINAMIC MF-TA2

Tunelul aerodinamic *MF-TA2*, tunel ce este prezentat și în **figura 2.2**, este unul bidimensional cu circuit deschis care aspiră și refulează aer în afara incintei laboratorului, unde aspirația și refularea sunt amplasate chiar în pereții clădirii.



Figura 2.2. Tunelul aerodinamic MF-TA2

### 2.3. PRINCIPALELE ASPECTE LEGATE DE PROIECTAREA STANDULUI EXPERIMENTAL

Scopul principal al întregului experiment a fost de a reproduce, cât mai aproape de realitate curgerea aerului în zona gărzii la sol pentru un număr de segmente ale unui fuste flexibile de aeroglisor.

Pentru a putea realiza acest lucru, tunelul aerodinamic prezentat mai sus a trebuit să fie adaptat conform scopului prezentat iar în continuare se prezintă principalele etape ce au fost efectuate la proiectarea și construcția standului experimental. Acestea sunt următoarele:

- eliminarea componentelor: confuzor, camera de experienţe, difuzorul nr.1 şi panoul de comandă a motorului electric;
- înlocuirea panoului de comandă a motorului electric cu unul prevăzut cu soft starter parametrizabil şi refacerea traseului electric de alimentare;
- efectuarea reviziei sistemului de ungere a lagărelor turbocompresorului centrifugal;
- realizarea unui ecran-plasă amplasat în zona de aspirație;
- extinderea camerei de liniștire actuale prin proiectarea și realizarea unui nou tronson;
- proiectarea și realizarea unei camere de experiențe care să aibă înglobate casete interschimbabile cu segmente înclinate la diverse unghiuri cât și o placă mobilă pentru reglarea gărzii la sol;
- proiectarea şi realizarea unui cot în formă de S ce conectează camera de experiențe cu difuzorul nr.2;

### 2.4. PARTICULARITĂȚILE ELEMENTELOR CE AU RĂMAS ÎN COMPONENȚA STANDULUI EXPERIMENTAL

În acest subcapitol se prezintă particularitățile elementelor ce au rămas în componența standului experimental. Elementele rămase sunt următoarele: zona de aspirație și racordul de intrare, turbocompresorul centrifugal, motorul electric, panoul de comandă, camera spirală, camera de liniștire, difuzorul nr.2, cotul paletat, racordul de ieșire nr.1, racordul de ieșire nr.2 și zona de refulare.

#### 2.5. PROIECTAREA ȘI EXECUȚIA NOILOR ELEMENTE

Înaintea începerii procesului de proiectare și construcție a noilor componente, a fost necesar realizarea unor pași preliminari după cum urmează:

primul pas l-a reprezentat înlăturarea confuzorului, camerei de experiențe, difuzorul nr.1 cât și a unor componente din jurul standului experimental. După îndeplinirea acestui scop, în figura 2.15 se prezintă standul cu elementele rămase.



Figura 2.15. Standul experimental în momentul începerii proiectării

al doilea pas 1-a reprezentat realizarea unui releveu cu dimensiunile caracteristice ale camerei de liniştire, ale difuzorului nr.2 cât şi a distanţei dintre cele două elemente.

După finalizarea primei operațiuni și analizarea dimensiunilor din reveleul luat, s-a putut astfel trece la etapa de proiectare. Prin urmare, în continuare se va prezenta descrierea elementelor proiectate și executate.

## 2.5.1. ECRANUL AMPLASAT ÎN ZONA DE ASPIRAȚIE

Un aspect important îl reprezintă faptul că în jurul zonei de aspirație există vegetație. Drept urmare, pentru a evita ca vegetația din exterior să fie aspirată de turbocompresorul centrifugal, sa decis realizarea unui ecran cu 2 plase fixate într-o ramă.

### 2.5.2. CAMERA DE LINIȘTIRE NR.2

După finalizarea și amplasarea ecranului-plasă, a urmat începerea proiectării și construcției primei componente importante din standul experimental. Aceasta este reprezentată de camera de liniștire nr.2, camera ce este o prelungire a camerei de liniștire nr.1.

Soluția constructivă propusă pentru această componentă a fost aceea de a o realiza din construcție sudată realizată din cornier din oțel cu dimensiunile de 30x30x3 mm iar referitor la pereți, s-a optat pentru un placaj multistrat, cu încleiere BFU 100 cu grosimea de 6,3 mm (1/4 inch). În **figura 2.23** se poate observa un model 3D al acesteia realizat în programul *CATIA* unde se prezintă o vedere secționată longitudinal.



Figura 2.23. Vedere izometrică secționată longitudinal a noii camere de liniștire nr.2

## 2.5.3. CAMERA DE EXPERIENȚE

Factorii care au influențat proiectarea camerei de experiențe au fost următorii: dimensiunile și configurațiile casetelor care includ modulele experimentale, plaja de valori pentru garda la sol și dimensiunile de gabarit maxime posibile.

Au fost mai întâi realizate 4 casete de segmente cu înălțimea segmentelor H=300 mm și cu unghiurile de înclinare  $\gamma$ =45°, 60°, 75° și 90°. În **figurile 2.32**, **2.33**, **2.34** și **2.35** sunt prezentate casetele finale pentru toate unghiurile de înclinare.



Figura 2.32. Caseta de segmente finală pentru y=45°



**Figura 2.34.** Caseta de segmente finală pentru γ=75°



Figura 2.33. Caseta de segmente finală pentru  $\gamma = 60^{\circ}$ 



Figura 2.35. Caseta de segmente finală pentru γ=90°

După finalizarea întregului concept privind casetele prezentate, s-a trecut mai departe la determinarea geometriei camerei de experiențe cât și la realizarea acesteia.

Pentru a permite realizarea măsurătorilor cu ajutorul *Anemometrul Laser Doppler*, unul din pereții laterali ai camerei de experiențe a fost realizat din placă de *PLEXIGLAS XT* incolor de grosime 20 mm cu o transparență de 92%.

Placa de sol este o altă componentă esențială a camerei de experiențe. Poziția ei este reglabilă cu ajutorul unor distanțieri așezați pe placa inferioară. Poziția fixă în timpul experimentului este asigurată de 3 șuruburi cu cap bombat și 3 contraplăci situate sub placa inferioară a camerei de experiențe. Trei din cele patru prize de presiune statică ale camerei de experiențe sunt situate pe placa de sol.

## 2.5.4. COTUL DE LEGĂTURĂ ÎN FORMA LITEREI S

Ultima componentă proiectată și construită din întreg standul experimental a reprezentato cotul de legătură dintre camera de experiențe și difuzorul nr.2. Cotul a fost proiectat ca un difuzor plan cu secțiune liniar crescătoare, fibra medie având forma literei S.

În **figurile 2.46** și **2.49** sunt prezentate ansamblele finale pentru cazurile  $\gamma$ =45°/gs=55 mm și  $\gamma$ =90°/gs=55 mm.



**Figura 2.46.** *Vederi ale ansamblului final pentru cazul*  $\gamma$ =45° *şi gs*=55 mm



**Figura 2.49.** Vederi ale ansamblului final pentru cazul  $\gamma = 90^{\circ}$  şi gs=55 mm

## CAPITOLUL 3 STUDII EXPERIMENTALE PRIVIND CURGEREA AERULUI ÎN ZONA IEȘIRII DE SUB SEGMENT

După realizarea proiectării și a construcției standului experimental, a urmat etapa efectuărilor testelor experimentale pe casetele de segmente. Această etapă reprezintă una dintre cele mai importante aspecte ale acestei teze deoarece prin intermediul încercărilor se poate studia, cât mai aproape de realitate, curgerea fluidului în jurul unor segmente de fustă flexibilă.

Capitolul de față prezintă echipamentele utilizate în procesul de măsurare, echipamentele utilizate pentru calibrarea fasciculelor laser și echipamentele utilizate pentru generarea trasorilor. Totodată, se prezintă zonele de investigare, matricile punctelor de măsură cât și imagini reprezentative din timpul experimentelor.

#### **3.1. ECHIPAMENTE UTILIZATE LA REALIZAREA EXPERIMENTELOR**

În acest subcapitol se prezintă:

- instrumentele utilizate în procesul de măsurare: Anemometrul Laser Doppler, echipamentul utilizat pentru măsurarea presiunilor diferențiale și termometrul tehnic de imersie din sticlă.
- instrumentele utilizate la calibrarea fasciculelor laser: mira de calibrare 5195 Rotatable Alignment Pinhole și multimetrul digital UT-70B.
- instrumentele utilizate pentru generarea trasorilor: atomizoarele de particule Flow Tracker 700 CE și compresoarele cu șurub cu transmisie prin curea SK 22 ale tunelului aerodinamic MF-TA4.

### 3.2. PRINCIPALELE ETAPE EFECTUATE ÎN REALIZAREA ÎNCERCĂRILOR EXPERIMENTALE 3.2.1. CALIBRAREA FASCICULELOR LASER

Prima etapă a constat în calibrarea fasciculelor laser, calibrare realizată cu ajutorul mirei 5195 Rotatable Alignment Pinhole cât și a multimetrului digital UT-70B. Pentru aceste experimente s-a folosit doar sonda laser 2D unde lentila folosită pentru aceste experimente a fost una care are o distanță focală de 800 de mm.

Primul pas de la această etapă l-a reprezentat amplasarea cu precizie a mirei deasupra plăcii care conține caseta cu segmentele fustei. Apoi, cu ajutorul sistemului de deplasare au fost poziționate cele patru fascicule laser în centrul mirei. Atunci când fasciculele au atins mira, multimetrul a afișat instant valoarea rezistenței electrice. Pentru a obține o calibrare cu succes, a fost necesară rotirea pe rând a celor două butoane rozetă cu pas fin de pe sondă până când s-a obținut o valoarea minimă a rezistenței electrice. Rolul acestora este de a deplasa sonda laser cu precizie ridicată pe două direcții. În **figura 3.7** se prezintă o imagine din timpul realizării acestei calibrări.



Figura 3.7. Imagine din timpul realizării calibrării fasciculelor laser

#### 3.2.2. ETAPELE REALIZĂRII PROIECTELOR ÎN PROGRAMUL BSA FLOW SOFTWARE

*BSA Flow Software* reprezintă programul principal utilizat de *Anemometrul Laser Doppler*. Acesta folosește *procesorul de semnal BSA F60* pentru setarea și configurarea tuturor cazurilor studiate iar în urma măsurătorilor pot fi analizate datele obținute cu ajutorul reprezentărilor grafice precum: histogramă, grafic 2D, grafic 3D etc. sau valorile obținute pot fi exportate în diverse formate precum: txt, xml, xlsx, DOS ASCII etc.

#### **3.2.2.3. CONFIGURAREA PROIECTELOR EXPERIMENTALE**

În acest subcapitol, în primă fază se prezintă configurarea proiectelor experimentale pentru lucrul cu sonda laser 2D.

Mai departe au fost configurate toate subcategoriile prezentate unde s-a ținut cont de certificatele de calibrare a sondei cât și de specificațiile tehnice pentru fiecare element al anemometrului.

Din punct de vedere al calității rezultatelor obținute, setarea cu cel mai mare impact a reprezentat-o impunerea criteriilor de oprire a achiziției de date. În cadrul programului există 2 criterii, și anume: contorizarea unui număr impus de trasori și impunerea unui timp de achiziție. Cu alte cuvinte, fasciculele laser vor rămâne într-un punct de măsură până când fie se atinge numărul de trasori impus sau până când se atinge timpul de achiziție impus.

Consultând documentația programului *BSA Flow Software*, din aceasta a rezultat faptul că un număr cuprins între 1000 și 2000 de trasori sunt suficienți pentru a obține rezultate calitative. Așadar, cele două criterii impuse sunt următoarele: numărul de trasori egal cu 1200 și timpul maxim de achiziție egal cu 120 de secunde.

Pentru a putea vizualiza în timp real valorile vitezelor obținute pe cele 2 direcții, numărul de trasori, timpul de sosire, etc. a fost creat în arborele *BSA F/P Application* un obiect numit *Moment* în cadrul căruia s-a creat ulterior o listă. Totodată, pentru a putea vizualiza și gradul de turbulență a fost necesar bifarea opțiunii *Yes* pentru calcularea acestuia.

#### 3.2.2.4. STABILIREA ZONEI DE INVESTIGARE ȘI CREAREA MATRICILOR DE PUNCTE

Înainte de a trece la efectuarea măsurătorilor propriu-zise, a fost stabilită zona de investigare pentru fiecare caz. Aceasta se află în planul de simetrie al segmentului central, care

este totodată și planul de simetrie al casetei. În **figurile 3.12**, **3.13**, **3.14** și **3.15** se reprezintă cu chenar de culoare roșie această zonă menționată pentru cazurile în care gs=55 mm iar  $\gamma$ =45°, 60°, 75° și 90°.

A fost definită o matrice de puncte cu număr fix de coloane (4 coloane), numărul de linii variind funcție de garda la sol.

Aceste matrici sunt importante deoarece cu ajutorul acestora putem seta anemometrul să parcurgă diverse porțiuni ale domeniul de analiză din camera de experiențe. Când sunt create matricile, se ia în considerare mai întâi punctul de start cât și posibilitățile de deplasare ale sistemului pe cele 3 direcții.

Totodată, matricea de puncte este identică la toate unghiurile de înclinare al segmentului, pentru o garda la sol dată. Așadar:

- > Pentru garda la sol de 25 mm matricea are dimensiunile 6 x 4 (24 puncte de măsură).
- > Pentru garda la sol de 40 mm matricea are dimensiunile 7 x 4 (28 puncte de măsură).
- Pentru gărzile la sol de 55, 70, 85 și 100 mm, matricea are dimensiunile 8 x 4 (32 puncte de măsură).



**Figura 3.12.** Zona de investigare aleasă pentru cazul  $\gamma = 45^{\circ}$  și gs=55 mm



**Figura 3.14.** Zona de investigare aleasă pentru cazul  $\gamma = 75^{\circ}$  și gs=55 mm



**Figura 3.13.** Zona de investigare aleasă pentru cazul  $\gamma$ =60° și gs=55 mm



**Figura 3.15.** Zona de investigare aleasă pentru cazul  $\gamma=90^{\circ}$  și gs=55 mm

## **3.3. MĂSURĂTORILE EXPERIMENTALE**

Măsurătorile au fost precedate de teste pilot care au condus la modificarea sistemului de generare a trasorilor și optimizarea presiunii de alimentare a atomizoarelor.

Pe lângă măsurătorile efectuate cu *Anemometrul Laser Doppler* au mai fost luate și valorile presiunilor de pe cele 5 prize (patru dintre ele situate în camera de experiențe și una în camera de liniștire) cât și temperatura aerului din interiorul camerei de experiențe. Totodată, au fost măsurați și parametrii atmosferici (presiune și temperatură).

Imagini din timpul măsurătorilor pot fi observate în **figurile 3.17**, **3.18**, **3.19** și **3.20** unde au fost alese 4 cazuri cu diferite unghiuri de înclinare și diverse gărzi la sol.



**Figura 3.17.** *Imagine din timpul experimentului pentru cazul*  $\gamma = 45^{\circ}$  *și* gs = 25 mm



**Figura 3.18.** *Imagine din timpul experimentului pentru cazul*  $\gamma = 60^{\circ}$  *și gs*=40 mm



**Figura 3.19.** *Imagine din timpul experimentului pentru cazul*  $\gamma = 75^{\circ}$  *și* gs = 100 mm



**Figura 3.20.** *Imagine din timpul experimentului pentru cazul*  $\gamma = 90^{\circ}$  *și gs*=55 mm

## CAPITOLUL 4 SIMULĂRI NUMERICE PRIVIND CURGEREA AERULUI ÎN ZONA MODELULUI EXPERIMENTAL

Pentru atingerea obiectivelor tezei, a fost necesară efectuarea de simulări numerice pentru toate cele 24 de cazuri investigate experimental. Scopul acestor simulări a fost acoperirea zonelor în care măsurătorile experimentale nu au fost posibile.

Simulările numerice efectuate au fost realizate în platforma de analiză *ANSYS Workbench* cu un program dedicat analizelor de dinamica fluidelor *FLUENT*. În continuare, în acest capitol se prezintă principalele etape parcurse în realizarea simulărilor cât și prezentarea și interpretarea datelor obținute.

### 4.1. STABILIREA NUMĂRULUI DE CAZURI DE ANALIZAT CÂT ȘI A PARAMETRILOR VARIABILI

Având ca punct de plecare caracteristicile geometrice ale celor 4 casete de segmente cât și a dimensiunilor interioare ale camerei de experiențe care are în componență și placa de sol (dimensiuni: lungime=1701 mm, lățime=300 mm și înălțime=400 mm), s-a decis analizarea tuturor celor 24 de cazuri dar în plus față de determinările experimentale a fost mărită zona de investigare.

#### 4.2. STABILIREA GEOMETRIILOR DOMENIILOR DE ANALIZĂ

După stabilirea numărului de cazuri, s-a trecut la realizarea domeniilor de analiză. Pentru acest lucru a fost utilizat programul *CATIA* iar în primă instanță au fost create modelele 3D ale tuturor domeniilor de analiză.

Apoi, importând domeniul de analiză în programul *ANSYS* și realizând rețeaua de discretizare pentru un singur caz, s-a constatat faptul că aceasta conține un număr foarte ridicat de elemente și noduri. Acest aspect se datorează în primul rând dimensiunilor de gabarit ale domeniilor de analiză, și anume: 1701 mm x 300 mm x (300+gs) mm. S-a decis simplificarea prin reducerea domeniului la doar o jumătate de segment.

Testele pilot au arătat că zona esențială pentru caracterizarea curgerii este zona centrală care încadrează grila de influx și caseta. Pentru a micșora și mai mult domeniul de analiză, au fost excluse regiunile de capăt, în care testele pilot au arătat că variațiile parametrilor aerodinamici sunt nesemnificative. În consecință, în **figura 4.4** se prezintă zonele marcate cu culoare roșie ce au fost eliminate pentru cele 4 unghiuri de înclinare și gs=100 mm.





**Figura 4.4.** Evidențierea zonelor eliminate din domeniile de analiză pentru cele 4 unghiuri de înclinare și gs=100 mm





**Figura 4.4.** Evidențierea zonelor eliminate din domeniile de analiză pentru cele 4 unghiuri de înclinare și gs=100 mm - continuare

#### 4.3. IMPORTAREA DOMENIILOR DE ANALIZĂ ȘI REALIZAREA MODIFICĂRILOR NECESARE

Workbench-ul utilizat a fost *Fluid Flow (Fluent)*, workbench ce are în componență secțiunea *Geometry*, secțiunea *Mesh*, secțiunea *Setup*, secțiunea *Solution* și secțiunea *Results*.

Tot legat de domeniile de analiză, a fost necesar de asemenea realizarea a 3 raze de racordare pentru fiecare domeniu în parte cu scopul de a elimina valorile mari ale parametrului *Skewness*.

Cu ajutorul aplicațiilor *SpaceClaim* și *DesignModeler* din cadrul acestui workbench s-a intervenit asupra domeniilor de analiză prin efectuarea unor operații. Principalul scop al efectuării acestora a fost cel de a delimita prin suprafețe zona de intrare cât și zona peretelui lateral al segmentului, perete ce are dimensiuni diferite în funcție de unghiul de înclinare.

Tot în cadrul aplicației *DesignModeler* au fost create 5 corpuri independente în interiorul domeniilor de analiză cu scopul de a le selecta ulterior în procesul de realizare a rețelelor de discretizare și de a le transforma în corpuri de influență. Cu ajutorul acestora se poate îndesi rețeaua de discretizare în zonele de interes iar pentru cazurile de față, zona din imediata vecinătate a segmentului cât și zona gărzii la sol.

#### 4.4. REALIZAREA REȚELELOR DE DISCRETIZARE

După finalizarea cu succes a tuturor domeniilor de analiză, s-a trecut mai departe la secțiunea *Mesh* unde a urmat etapa în care au fost realizate toate rețelele de discretizare. Despre această etapă se poate spune faptul că este una dintre ele mai importante deoarece calitatea rețelelor influențează în mod direct rezultatele numerice obținute.

A fost impus un număr total de 11 frontiere pe toate domeniile de analiză, frontiere ce au fost denumite astfel: *wall\_1*, *wall\_2*, *wall\_3*, *inlet*, *outlet*, *ground*, *symmetry\_1*, *symmetry\_2*, *wall\_segment*, *segment* și *fluid*.

După definirea tuturor frontierelor, s-a trecut la modificarea parametrilor globali ai rețelelor de discretizare după care a urmat etapa rafinării care s-a caracterizat prin aplicarea a 2 metode bine cunoscute, și anume: metoda *Body Sizing* și metoda *Inflation*. Cu ajutorul metodei *Body Sizing* au fost create corpuri de influență iar cu ajutorul metodei *Inflation*, opțiunea *Total thickness* s-a putut realiza mai multe straturi de elemente pe frontiera *ground* și pe frontiera *segment*. O imagine sugestivă privind rețeaua de discretizate obținută pentru cazul  $\gamma$ =60° și gs=100 mm poate fi observată în **figura 4.25**.



**Figura 4.25.** *Rețeaua de discretizare obținută după realizarea rafinării pentru cazul*  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs = 100 mm

#### 4.5. DEFINIREA PARAMETRILOR CARACTERISTICI ANALIZEI CFD

După finalizarea domeniilor de analiză și a tuturor rețelelor de discretizare, a urmat etapa specifică analizei *CFD* unde s-a efectuat setarea parametrilor globali ai simulării.

Pentru simulările de față au fost utilizate un număr de 4 stații de lucru *MB Supermicro SYS-*8047R-7RFT din cadrul laboratorului *Ingineria Fluidelor Asistată de Calculator 2*.

În cele din urmă, pentru a obține o calitate superioară, s-a decis transformarea rețelelor actuale care conțin elemente tetraedrale și prismatice în rețele de discretizare cu elemente poliedrale (ANSYS Fluent User's Guide, 2013). În urma realizării acestei operațiuni, a rezultat faptul că toate rețelele de discretizare se încadrează în cadrul categoriei rețele bune.

Modelarea se face cu ajutorul ecuațiilor Navier-Stokes mediate Reynolds (RANS), ecuații care în cazul general au fost (ANSYS Fluent Theory Guide, 2013):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \overline{u_i}) = 0 \tag{4.1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{u}_{i}) + \frac{\partial}{\partial x_{j}}(\rho \overline{u}_{i} \overline{u}_{j}) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_{i}} + \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ \mu \left( \frac{\partial \overline{u}_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial \overline{u}_{j}}{\partial x_{i}} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \overline{u}_{l}}{\partial x_{l}} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_{j}} (-\rho \overline{u_{i}' u_{j}'}) \quad (4.2)$$

Deoarece variațiile de presiune măsurate sunt mai mici de 3%, am considerat că mișcarea este incompresibilă. În cazul mișcării staționare a fluidelor incompresibile, ecuațiile RANS devin:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\overline{u}_i) = 0 \tag{4.3}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho \overline{u}_i \overline{u}_j \right) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( -\rho \overline{u'_i u'_j} \right)$$
(4.4)

Mai departe, a fost ales modelul de turbulență *k-epsilon (2 eqn)* unde în câmpul <u>k-epsilon</u> <u>Model</u> a fost selectată opțiunea *Realizable* iar la câmpul intitulat <u>Near-Wall Treatment</u> a fost aleasă opțiunea *Enhanced Wall Treatment*. Acest model de turbulență a fost ales deoarece se pretează pentru cazurile studiate și a fost de asemenea folosit și de către alți autori în diferite studii privind aerodinamica aeroglisorului (Fu et al., 2012; Kaya și Ozcan, 2013).

În cadrul secțiunii *Materials* au fost modificate valorile densității cât și a vâscozității dinamice a aerului pentru fiecare caz în parte. Valorile introduse sunt cele determinate experimental, pentru fiecare caz în parte.

În secțiunea *Boundary Conditions* au fost configurate toate frontierele domeniului de analiză și au fost specificate condițiile la limită pentru frontierele *inlet* și *outlet*. Pe suprafața de influx (*inlet*) a fost impusă condiția de presiune totală constantă. Pe suprafața de eflux (*outlet*) a fost impusă condiția de presiune statică constantă. Pentru parametrii turbulenței a fost aleasă metoda *Intensity and Hydraulic Diameter*.

În secțiunea *Monitors* s-a realizat modul de configurare a reziduurilor ca parametrii de calitate ai convergenței soluțiilor. Valoarea impusă a criteriului absolut de convergență a fost de 0,001.

#### 4.6. PREZENTAREA REZULTATELOR SIMULĂRILOR NUMERICE

În cadrul categoriei *Results* au fost generate un număr foarte mare de grafice unde au fost analizate profilurile de viteze de la ieșirea de sub segment și în imediata vecinătate, contururile de presiuni, contururile de viteze cât și liniile de curent.

Din cele 24 de cazuri studiate (**figura 4.37**) se prezintă în continuare rezultatele obținute în cazul a 6 variante de interes practic marcate cu culoare roșie iar referitor la cele marcate cu culoare galbenă se prezintă doar liniile de curent de pe planul de simetrie unde poate fi observată contracția jetului.

Sunt prezentate:

- distribuțiile de presiuni și viteze în planele orizontale (y=constant) PO1, PO2, PO3 definite astfel:
  - Planul PO1: acest plan este situat la distanța de 0,1 mm față de frontiera *ground;*
  - Planul PO2: acest plan este situat la jumătatea gărzii la sol;
  - Planul PO3: acest plan este situat la vârful segmentului;
- Iiniile de curent în planele verticale PV1, PV2, PV3 definite astfel:
  - Planul PV1: acest plan este situat la 1 mm față de frontiera symmetry\_2;
  - Planul PV2: acest plan corespunde cu planul median al domeniului de analiză;
  - Planul PV3: acest plan corespunde cu frontiera symmetry\_l;
- Iiniile de curent în zona segmentului în planul PV3;
- distribuțiile de presiuni pe planele PO4, PV3, PV4 definite astfel:
  - Planul PO4: acest plan corespunde cu frontierele *inlet* şi *wall\_2*;
  - Planul PV4: acest plan corespunde cu frontiera *wall\_1*.

Pentru analizarea distribuțiilor de presiuni în planele orizontale PO1, PO2 și PO3 au fost create câte 3 linii L1, L2, L3 în fiecare din cele 3 plane orizontale. Fiecărei linii îi este indexată simbolul planului de care aparține.



Figura 4.37. Indicarea cazurilor prezentate

Rezultatele simulărilor numerice pentru variantele menționate sunt prezentate în figurile 4.42 - 4.89, astfel:

- în figurile 4.42 4.46 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=60° și gs=25 mm;
- în figurile 4.47 4.51 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=60° și gs=40 mm;
- în figurile 4.52 4.56 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=60° și gs=55 mm;
- în figurile 4.57 4.61 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=75° și gs=25 mm;
- în figurile 4.62 4.66 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=75° și gs=40 mm;
- în figurile 4.67 4.71 se prezintă distribuțiile de presiuni și viteze pentru cazul γ=75° și gs=55 mm;
- în figurile 4.72 4.74 se prezintă liniile de curent pe planul PV1 pentru cazurile în care gs=25/40/55 mm şi γ=60°/75°;
- în figurile 4.75 4.77 se prezintă liniile de curent pe planul PV2 pentru cazurile în care gs=25/40/55 mm şi γ=60°/75°;
- în figurile 4.78 4.80 se prezintă liniile de curent pe planul PV3 pentru cazurile în care gs=25/40/55 mm şi γ=60°/75°;
- > în figurile 4.81 4.83 se prezintă liniile de curent de la ieșirea de sub segment pentru cazurile în care gs=25/40/55 mm și  $\gamma=45^{\circ}/60^{\circ}/75^{\circ}/90^{\circ}$ ;
- > în **figurile 4.84 4.86** se prezintă contururile de presiuni de pe planele PV3, PV4 și PO4 pentru cazurile în care  $\gamma$ =60° și gs=25/40/55 mm;
- ➢ în figurile 4.87 4.89 se prezintă contururile de presiuni de pe planele PV3, PV4 și PO4 pentru cazurile în care γ=75° și gs=25/40/55 mm;

În rezumat se prezintă doar pentru cazul  $\gamma$ =60° și gs=40 mm distribuțiile de presiuni și viteze pe planele orizontale PO1, PO2, PO3 cât și contururile de presiuni de pe planele PV3, PV4 și PO4 (**figurile 4.47 – 4.51** și **figura 4.85**).



planul PO3 Figura 4.47. Contururile de presiuni obținute pentru cazul  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs=40 mm



**Figura 4.48.** Distribuția presiunilor pe cele 3 linii situate în fiecare plan orizontal pentru cazul  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs=40 mm



*planul PO3* **Figura 4.49.** *Contururile de viteze u obținute pentru cazul*  $\gamma$ =60° și gs=40 mm



planul PO3 Figura 4.50. Contururile de viteze v obținute pentru cazul  $\gamma=60^{\circ}$  și gs=40 mm



*planul PO3* **Figura 4.51.** *Contururile de viteze w obținute pentru cazul*  $\gamma$ =60° și gs=40 mm



planul PV4 Figura 4.85. Contururile de presiuni de pe planele PV3, PV4 și PO4 pentru cazul  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs=40 mm

## 4.6.6. INTERPRETAREA REZULTATELOR

### 1. Distribuția presiunilor și vitezelor în planele orizontale PO1, PO2, PO3:

- Variația longitudinală (variația după axa Oz) a presiunilor și vitezelor:
  - în toate cele 6 cazuri, saltul negativ de presiune înregistrat la trecerea pe sub segment este urmat de o ușoară redresare a presiunii datorată expansiunii jetului după secțiunea minimă.
  - în planele PO2 şi PO3, după trecerea pe sub segment, curbele de presiune au un aspect neregulat datorită instabilității frontierei libere a jetului.
  - în amonte de segment, toate cele 3 componente ale vitezei au variații longitudinale lente, cu excepția zonei adiacente segmentului. În aval de segment, mai ales în planele PO2 și PO3 se observă efectele instabilității frontierei libere a jetului.
- Variația transversală (variația după axa Ox) a presiunilor și vitezelor

Suprapunerea pe același grafic a distribuțiilor de presiuni pe liniile L1, L2, L3 permit compararea directă a variațiilor transversale ale presiunii în cele 3 plane:

- în amonte de segment, variația transversală a presiunilor este neglijabilă în toate cele 6 cazuri analizate, indiferent de poziția planului.
- în aval de segment, curbura segmentului induce mici variații transversale ale presiunii. Acestea scad pe măsură ce ne apropiem de placa de sol. În toate cazurile studiate, în planul PO1 nu se observă diferențe notabile între distribuțiile de presiuni pe liniile L1, L2 şi L3. În planul PO3, se observă un decalaj pe axa z în zona de ieşire de sub segment între distribuțiile presiunilor pe liniile L1 şi L2, L3.
- în amonte de segment, variația transversală a componentelor vitezelor este neglijabilă. În aval de segment, variațiile transversale cresc datorită curburii segmentului și instabilității frontierei libere, dar sunt mai mici decât variațiile longitudinale.

2. Aspectul curgerii pe direcția principală de mișcare (axa Oz) este pus în evidență de liniile de curent în planele verticale PV1, PV2, PV3:

- Analizând forma suprafețelor de curent care delimitează jetul fluid între ieșirea din grilă și fanta de sub segment, observăm că secțiunea jetului nu este continuu descrescătoare. Secțiunea prezintă un maxim local. Deci curentul suferă o ușoară decelerare înainte de a accelera pentru trecerea pe sub segment.
- Jetul se alipește parțial de fața amonte a segmentului înainte de trecerea pe sub segment. Lungimea pe care se alipește scade cu cât segmentul este mai înclinat.
- > Jetul fluid suferă o contracție după trecerea pe sub segment. Estimativ se poate spune că:
  - la aceeaşi garda la sol, contracția crește cu cât segmentul este mai înclinat;
  - la același unghi de înclinare, contracția crește atunci când garda la sol scade.

Pentru aprecieri cantitative, sunt necesari pași suplimentari. Mai întâi trebuie adoptată o mărime caracteristică pentru frontiera liberă a jetului, mărime pentru care influența instabilității frontierei să fie limitată. Pasul următor este determinarea numerică a acestei mărimi în aval de segment.

 efectele instabilității frontierei jetului se manifestă în tot domeniul de mișcare, dar sunt mai mari în aval de segment deoarece viteza jetului crește la trecerea pe sub segment. Vortexurile generate de jet sunt prezente și în amonte și în aval de segment. Fenomenul de *roll-up* a frontierei libere este vizibil numai în aval. Pentru γ=45 și gs=25 mm se observă apariția unei curgeri reverse imediat după trecerea pe sub segment.

3. Distribuția presiunilor în planele verticale PV3, PV4 și PO4 este importantă din punct de vedere practic, deoarece oferă informații utile pentru calculul forței de sustentație a aeroglisorului:

- ➤ analizând distribuția de presiuni în planul vertical PV4, observăm că variațiile presiunii sunt neglijabile pe ambele direcții din plan. De exemplu, pentru γ=60° și gs=25 mm, valoarea minimă a presiunii este 2693,67 Pa iar valoarea maximă este 2694,58 Pa.
- în partea superioară a planului PV4, apropiată de structură, liniile de contur sunt segmente orizontale, ceea ce înseamnă că în această zonă nu avem gradienți transversali (dupa axa Ox) de presiune. Analizând distribuția de presiuni în planul orizontal PO4 ajungem la o concluzie similară: nici în acest plan nu avem gradienți transversali de presiune, liniile de contur fiind segmente paralele cu axa Ox. Prin urmare, pentru determinarea forței de sustentație, este suficient să cunoaștem distribuția longitudinală a presiunilor în planul PO4.
- Servăm că variațiile de presiune sunt semnificative numai în zona suprafeței de *inlet* (gura de alimentare), explicația fiind distribuția neuniformă de alimentare, presiunea are variațiile nesemnificative.
- în concluzie, în calculele de proiectare se poate adopta o presiune de sustentație constantă, egală cu presiunea pe muchia internă a gurii de alimentare. Concluzia este susținută și de distribuția de presiuni în planul vertical PV3. Intervalul de scală fiind mai larg, micile variații ale presiunii trec neobservate în zonele aflate la distanța de trecerea pe sub segment.

## CAPITOLUL 5 ANALIZA REZULTATELOR, CONTRIBUȚII PERSONALE ȘI DIRECȚII VIITOARE DE CERCETARE

## 5.1. ANALIZA REZULTATELOR 5.1.1. COMPARAȚIA NUMERIC-EXPERIMENTAL

Au fost determinate și comparate distribuțiile adimensionale ale vitezei axiale Ux și ale vitezei verticale Uz în planul de simetrie al segmentului. Comparația a fost făcută în 5 secțiuni:

- secțiunile plane A, B, C şi D corespunzătoare determinărilor experimentale și în secțiunea plană 0 dintre placa de sol și vârful segmentului.
- > pentru ordonata adimensională lungimea de referință este garda la sol
- pentru viteze, viteza de referință este viteza medie în secțiunea plană 0, calculată cu datele experimentale, respectiv cu datele numerice.



Figura 5.1. Poziționarea secțiunilor A, B, C și D față de secțiunea 0

Prima zonă investigată a fost secțiunea 0, secțiune ce corespunde mijlocului segmentului fustei. Au fost comparate distribuțiile adimensionale ale vitezelor axiale și ale vitezelor verticale obținute prin interpolare față de valorile măsurate în secțiunile A, B, C și D cu cele obținute prin simulare numerică. Au fost studiate 6 cazuri de interes:

- > în **figurile 5.2** și **5.3** se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=25 mm
- > în **figurile 5.4** și **5.5** se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=40 mm
- > în **figurile 5.6** și **5.7** se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=55 mm
- > în **figurile 5.8** și **5.9** se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=25 mm
- > în figurile 5.10 și 5.11 se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=40 mm
- > în figurile 5.12 și 5.13 se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=55 mm

Mai departe, se prezintă comparația experimental-numeric pentru distribuțiile adimensionale ale vitezelor în secțiunile plane A, B, C și D în cazurile de interes specificate mai sus:

- > în figurile 5.14 și 5.15 se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=25 mm
- > în **figurile 5.16** și **5.17** se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=40 mm
- > în figurile 5.18 și 5.19 se prezintă cazul  $\gamma$ =60° și gs=55 mm
- > în figurile 5.20 și 5.21 se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=25 mm
- > în figurile 5.22 și 5.23 se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=40 mm
- > în **figurile 5.24** și **5.25** se prezintă cazul  $\gamma$ =75° și gs=55 mm

În rezumat se prezintă graficele (figurile 5.4, 5.5, 5.16 și 5.17) doar pentru cazul  $\gamma$ =60° și gs=40 mm.



**Figura 5.4.** Compararea valorilor vitezelor axiale din secțiunea 0 obținute pe cele 2 căi pentru cazul  $\gamma = 60^\circ$  și gs=40 mm



**Figura 5.5.** Compararea valorilor vitezelor verticale din secțiunea 0 obținute pe cele 2 căi pentru cazul  $\gamma = 60^\circ$  și gs=40 mm



**Figura 5.16.** Compararea valorilor vitezelor axiale din secțiunile A, B, C și D obținute pe cele 2 căi pentru cazul  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs=40 mm



**Figura 5.17.** Compararea valorilor vitezelor verticale din secțiunile A, B, C și D obținute pe cele 2 căi pentru cazul  $\gamma = 60^{\circ}$  și gs=40 mm

Comparând distribuțiile adimensionale ale vitezelor în secțiunea 0 se constată diferențe foarte mici atât pentru componenta axială Ux cât și pentru componenta verticală Uz. Diferențele mici se mențin și în cazul comparării distribuțiilor adimensionale în secțiunile A, B și C. În secțiunea D, situată în aval de segment, diferențele sunt mai mari în punctele de la marginea superioară. Presupun că aceste diferențe se datorează instabilității Kelvin-Helmholtz a frontierei libere a jetului.

Diferențele experimental-numeric au 3 cauze:

1. Erorile de poziționare ale sondei-laser.

2. Măsurătorile laser nu sunt punctuale. Pentru lentilele cu distanța focală f=800 mm, volumul de măsură este cu aproximație un elipsoid având axele  $\delta x=\delta z=0,231$  mm și  $\delta y=10,3$  mm; reperul la care este raportat elipsoidul este cel din **figura 5.1**. Rezoluția în planul de simetrie este foarte bună. Însă sistemul măsoară nu numai vitezele trasorilor care trec prin planul de simetrie, ci și vitezele trasorilor care trec la distanțe de 5 mm față de acest plan.

3. Modelul de turbulență. A fost utilizat modelul *k-epsilon (2 eqn)* folosit în literatura de specialitate pentru aerodinamica aeroglisoarelor (Fu et al., 2012; Kaya și Ozcan, 2013). Autorii care studiază jeturile recomandă modelul *k-\omega SST* (Kurbanaliev et al., 2022; Kmecova et al., 2019).

În concluzie, din compararea distribuțiilor adimensionale de viteze în cele 5 secțiuni, se poate afirma că măsurătorile experimentale validează simulările numerice.

## 5.1.2. DETERMINAREA COEFICIENTULUI DE REZISTENȚĂ HIDRAULICĂ

Pentru a veni în ajutorul proiectanților de aeroglisoare, a fost determinat coeficientul de rezistență hidraulică cu ajutorul rezultatelor obținute în urma simulărilor numerice. În **figura 5.26** se prezintă variația acestui coeficient în funcție de valoarea gărzii la sol iar în **figura 5.27** se prezintă tot variația acestui coeficient dar în funcție de un raport adimensional constituit din garda la sol și înălțimea segmentelor.

Definim diferența de presiune totală prin:

$$\Delta p_t = p_{t-i} - p_{t-o} \tag{5.1}$$

unde  $p_{t-i}$  este presiunea totală în secțiunea de inlet (influx) iar  $p_{t-o}$  este presiunea totală în secțiunea de outlet (eflux).

Definim suprafața de referință  $S_{ref}$  ca fiind proiecția suprafeței de flux  $S_0$  de sub segment pe planul de z=const. care trece prin punctul de pe segment situat cel mai în amonte. Aria acestei suprafețe este:

$$A_{ref} = gs\frac{b}{2} \tag{5.2}$$

unde gs este garda la sol și b este lățimea segmentului.

Definim viteza de referință prin:

$$U_{ref} = \frac{Q}{A_{ref}} \tag{5.3}$$

unde Q este debitul volumic în secțiunea de influx.

Definim coeficientul de rezistență hidraulică prin:

$$\zeta = \frac{\Delta p_t}{\rho \cdot \frac{(U_{ref})^2}{2}} \tag{5.4}$$

unde  $\rho$  este densitatea aerului calculată pe baza datelor experimentale, pentru fiecare experiment.



**Figura 5.26.** Variația coeficientului de rezistență hidraulică în funcție de valoarea gărzii la sol



Figura 5.27. Variația coeficientului de rezistență hidraulică în funcție de raportul adimensional

Suprafața de flux  $S_0$  de sub segment este o suprafață cilindrică eliptică - curba generatoare este arcul de elipsă materializat de vârful segmentului. Aria  $A_0$  a acestei suprafețe este egală cu lungimea arcului de elipsă înmulțită cu garda la sol.

Pentru proiectant, aria de referință definită mai sus este aria de flux pentru un segment plan având aceeași lățime ca și segmentul curb.

### **5.2. CONTRIBUȚII PERSONALE**

- 1. Realizarea unui stadiu actual extins al cunoașterii în domeniu. Au fost consultate 102 de referințe bibilografice.
- 2. Proiectarea și realizarea standului experimental. Standul permite realizarea și testarea de modele experimentale diferite în configurații diferite (distanța față de secțiunea de inlet, garda la sol ajustabilă în intervalul 0 100 mm, etc.).
- 3. Proiectarea și realizarea a 4 modele experimentale, testate pe standul experimental.
- 4. Realizarea de măsurători cu *Anemomentul Laser Doppler* în 24 de configurații: 4 modele cu unghiuri γ diferite, pentru 6 valori diferite ale gărzii la sol.
- 5. Realizarea de simulări numerice pentru 24 de cazuri similare celor experimentale. Pentru fiecare caz de simulare numerică au fost realizate: modelul 3D cu 2 plane de simetrie, rețeaua de discretizare cu parametrii buni (*Skewness, Orthogonal Quality* și *Aspect Ratio*), setarea condițiilor la limită pe frontiera volumului de control.

- 6. Validarea simulărilor numerice pe baza rezultatelor experimentale. S-a realizat o comparație între valorile adimensionale ale vitezelor axiale și verticale pe o ordonată adimensională în 5 secțiuni (segmente) situate în planul de simetrie al modelului. Vitezele de referință sunt vitezele medii în secțiunea 0, determinate prin integrare numerică.
- 7. Determinarea coeficientului de rezistență hidraulică pentru cele 24 de cazuri studiate pe baza rezultatelor simulărilor numerice.
- 8. Analiza și interpretarea distribuțiilor de presiuni și viteze, și a liniilor de curent pentru 12 din cele 24 de cazuri studiate.

## **5.3. DIRECȚII VIITOARE DE CERCETARE**

- 1. Investigarea experimentală și numerică a câmpului de viteze imediat în aval de segment în vederea determinării unor legi de similitudine pentru viteze în intervalul  $0 \le |z-z0|/gs \le 10$ . La distanțe mai mari studiul este inutil, pentru că intervine neregularitatea naturală a terenului.
- 2. Investigația numerică și experimentală a influenței poziției segmentului față de gura de alimentare și a influenței direcției jetului la ieșirea din gura de alimentare asupra coeficientului de rezistență hidraulică și analiza eficienței energetice.
- 3. Realizarea de studii experimentale folosind *Anemometrul Laser Doppler* pentru determinarea unui model de turbulență adecvat cazului studiat.
- 4. Realizarea de studii experimentale și simulări numerice privind influența unghiului de înclinare al plăcii de sol. Și această cercetare este posibilă pe standul experimental realizat.

## **BIBLIOGRAFIE SELECTIVĂ**

### LUCRĂRI PUBLICATE

Amyot, J.R. (1989). *Hovercraft Technology, Economics and Applications*, Elsevier Science Publishers B.V., ISBN: 0-444-88152-2.

Barenblatt, G.I., Chorin, A.J., Prostokishin, V.M. (2005). *The turbulent wall jet: A triple-layered structure and incomplete similarity*, Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, vol. 102, nr. 25, pp. 8850-8853.

Bejan, M., Bălan, I. (2012). *Vehicule cu pernă de aer*, A XII-a Conferință Națională multidisciplinară – cu participare internațională, "Profesor Dorin PAVEL – fondatorul hidroenergeticii românești", pp. 179-188.

Burgess, A.J. (1967). The Performance of Fans in Hovercraft – A method of Reducing Experimental Results, Reports and Memoranda No. 3507, Ministry of Technology.

Carrillo Vilchis, O.A., King Lucio, P.G., Vargas Contreras, M.G. (2006). *Diseno y construccion de un vehiculo de colchon de aire,* teză de licență, Institutul Politehnic Național, Mexic.

Chung, J., Sullivan, P.A. (2000). *Linear Heave Dynamics of an Air-Cushion Vehicle Bag-and-Finger Skirt*, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., vol. 43, nr. 140, pp. 39-45.

Davenport, E.E. (1961). *Effects of geometric variations on lift augmentation of simple-plenum-chamber ground-effect models*, National Aeronautics and Space Administration, Technical Note D-756.

Jung, T-C. (2003). Design of Air Cushion Vehicles Using Artificial Intelligence: Expert System and Genetic Algorithm, teză de dizertație, Universitatea Ryerson, Canada.

Kaya, K., Ozcan, O. (2013). A numerical investigation on aerodynamic characteristics of an aircushion vehicle, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 120, pp. 70-80, doi: https://doi.org/10.1016/j.jweia.2013.06.012.

Kmecova, M., Sikula, O., Krajcik, M. (2019). *Circular Free Jets: CFD Simulations with Various Turbulence Models and Their Comparison with Theoretical Solutions*, WMCAUS 2018, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering **471** 062045, doi: 10.1088/1757-899X/471/6/062045.

Kurbanaliev, A.Y., Abdimutalipova, Z.K., Aknazarova, S.S., Erkin, A., Suyumkan, M. (2022). *Numerical simulation of a flat turbulent near-wall jet in the OpenFOAMv7 package*, ICMSIT-III-2022, Journal of Physics: Conference Series **2373** 022019, doi: 10.1088/1742-6596/2373/2/022019.

Kumbhalkar, V., Khodke, N., Khaparkar, A. (2017). *Study of Aerodynamics*, International Research Journal of Engineering and Technology, vol. 4, pp. 1449-1453.

Lester, W.G.S., Kiernan, F.T. (1968). A Note on some Static Tests of Flexible Skirts for Hovercraft, C.P. No. 990, Ministry of Technology.

Mantle, P.J. (2016). *High-speed marine craft: one hundred knots at sea*, Cambridge University Press, ISBN: 9781107090415.

Popescu, D. (2002). *Contribuții privind utilizarea profilelor permeabile în construcția ventilatoarelor axiale*, teză de doctorat, Universitatea Tehnică "Gheorghe Asachi" din Iași, România.

Sullivan, P.A., Charest, P.A., Ma, T. (1994). *Heave Stiffness of an Air Cushion Vehicle Bag-and-Finger Skirt*, Journal of Ship Research, vol. 38, nr. 4, pp. 302-307.

Trillo, R.L. (1971). Marine Hovercraft Technology, Leonard Hill Books, ISBN: 0 249 44036 9.

Yun, L., Bliault, A. (2000). *Theory and Design of Air Cushion Craft*, Arnold, a member of the Hodder Headline Group, ISBN: 0 340 67650 7.

#### **DOCUMENTAȚII SPECIFICE**

\*\* 3D Traversing Mechanism Installation & User's Guide, Publication no.: 9040U3852, Dantec Dynamics A/S. (2011).

\*\* 5195 Rotatable Alignment Pinhole Installation & User's Guide, Publication no.: 21017, Dantec Dynamics A/S. (2002).

\*\* ANSYS Fluent Theory Guide, Release 15.0, ANSYS, Inc. (2013).

\*\* ANSYS FLUENT User's Guide, Release 13.0, ANSYS, Inc. (2010).

\*\* ANSYS Fluent User's Guide, Release 15.0, ANSYS, Inc. (2013).

\*\* ANSYS Meshing User's Guide, Release 13.0, ANSYS, Inc. (2010).

\*\* BSA Flow Software User Guide, Publication no.: 9040U5742, Dantec Dynamics A/S. (2014).

\*\* *High Power FlowLite 1D and 2D Installation and User's Guide*, Publication no.: 9040U1793, Dantec Dynamics A/S. (2010).

\* High Volume Liquid Droplet Seeding Generator, Publication no.: 9040U2942, Dantec Dynamics A/S. (2005).

\*\* LDA and PDA Reference Manual, Publication no.: 9040U1312, Dantec Dynamics A/S. (2011).

\*\* Visual Interlock Box for FlowLite Installation & User's Guide, Publication no.: 9040U1331, Dantec Dynamics A/S. (2007).

## LISTA DE LUCRĂRI ȘTIINȚIFICE PUBLICATE PE DOMENIUL TEZEI DE DOCTORAT

## 1. LUCRĂRI PUBLICATE ÎN VOLUME ALE CONFERINȚELOR INDEXATE (ISI PROCEEDING)

1.1. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A., Zahariea, D. (2020b). *CFD analysis of a round shaped air cushion vehicle with flexible skirt segments at 90° and different air clearance height*, ACME 2020, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering **997** 012151, doi: <u>10.1088/1757-899X/997/1/012151.</u>

1.2. Pavăl, M.S., Popescu, A., Zahariea, D. (2020c). *CFD analysis of a round shaped air cushion vehicle with inclined skirt segments*, ACME 2020, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering **997** 012151, doi: <u>10.1088/1757-899X/997/1/012152.</u>

1.3. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A., Zahariea, D. (2019). *Numerical analysis of the influence of the lower hull angle of a round skirtless air cushion vehicle*, The XXIInd National Conference on Thermodynamics with International Participation, IOP Conf. Series: Mater. Sci. Eng. **595** 012049, doi: <u>10.1088/1757-899X/595/1/012049</u>.

1.4. **Pavăl**, **M.S.**, Popescu, A., Popescu, T., Zahariea, D., Husaru, D.E. (2018) *Numerical study on the movement of air inside the inner cavity of a hovercraft model*, ACME 2018, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering **444** 082005, doi: 10.1088/1757-899X/444/8/082005.

1.5. Husaru, D.E., Popescu, T., Zahariea, D., **Pavăl**, **M.S.** (2018). *Experimental investigation on flow quality in MF-TA1 Wind Tunnel*, ACME 2018, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering **444** 082006, doi: <u>10.1088/1757-899X/444/8/082006</u>.

### 2. LUCRĂRI PUBLICATE ÎN REVISTE INDEXATE BDI

2.1. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A., Zahariea, D. (2022). *CFD analysis of a round shaped air cushion vehicle with flexible skirt segments at 90°. Part I: Different positions of bag to cushion feed orifice*, Buletinul Institutului Politehnic din Iași, vol. 68 (72), nr. 3, pp. 137-150, doi: 10.2478/bipcm-2022-0029.

2.2. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A., Zahariea, D. (2020a). *Hovercrafts – an overview. Part III: Main components of air cushion vehicles,* Buletinul Institutului Politehnic din Iași, vol. 66 (70), nr. 3, pp. 57-68.

2.3. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A. (2018a). *Hovercrafts – an overview. Part I: Basic concepts of advanced marine vehicles – fundamental elements, short history, patents*, Buletinul Institutului Politehnic din Iași, vol. 64 (68), nr. 2, pp. 39-50.

2.4. **Pavăl, M.S.**, Popescu, A. (2018b). *Hovercrafts – an overview. Part II: Basic construction principles, classification, advantages, disadvantages*, Buletinul Institutului Politehnic din Iași, vol. 64 (68), nr. 2, pp. 51-61.