



UNIVERSITATEA NAȚIONALĂ DE ȘTIINȚĂ ȘI TEHNOLOGIE  
POLITEHNICA BUCUREȘTI  
Școala Doctorală de Inginerie Aerospațială

Nr. Decizie 31 din 04.04.2024

## REZUMATUL TEZEI DE DOCTORAT

STUDII TEORETICE ȘI EXPERIMENTALE PENTRU  
DETERMINAREA COEFICIENTULUI DE  
AMORTIZARE AERODINAMICĂ PE AXA DE RULIU  
PENTRU CONFIGURAȚII CRUCIFORME

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES FOR  
DETERMINATION OF ROLL DAMPING COEFFICIENT  
FOR CROSS CONFIGURATION

**Autor: Ing. Ionuț BUNESCU**

**Conducător de doctorat: Prof. Dr. Ing. Teodor-Viorel CHELARU**

### COMISIA DE DOCTORAT

Președinte	Prof. Dr. Ing. Teodor Lucian GRIGORIE	de la	UNSTPB
Conducător de doctorat	Prof. Dr. Ing. Teodor-Viorel CHELARU	de la	UNSTPB
Referent	CS I Dr. Ing. Cătălin NAE	de la	INCAS
Referent	CS II Dr. Ing. Sorin RADNEF	de la	INCAS
Referent	Prof. Dr. Ing. Dragoș ISVORANU	de la	UNSTPB

BUCUREȘTI 2024

## *Mulțumiri*

Elaborarea științifică a acestei teze de doctorat nu ar fi fost posibilă fără implicarea, susținerea și îndrumarea unor persoane remarcabile, care, prin competența lor ridicată și devotamentul manifestat, au avut un rol esențial în dezvoltarea mea ca cercetător, inspirându-mi încrederea de a progresa în continuare.

### **Domnului Prof. Dr. Ing. Teodor-Viorel Chelaru,**

Recunoștință profundă și sincere mulțumiri pentru încrederea acordată, îndrumarea științifică, răbdarea și profesionalismul demonstrate, precum și pentru sprijinul și înțelegerea deplină oferite pe durata întregului parcurs doctoral.

### **Domnului CS I Dr. Ing. Mihai-Victor Pricop,**

Doresc să exprim întreaga mea recunoștință și respect profund pentru sprijinul generos, ajutorul, îndrumarea, sfaturile și ideile oferite pe parcursul întregii perioade de cercetare științifică în timpul stagiului meu doctoral. De asemenea, doresc să adresez sincere mulțumiri pentru coordonarea și pentru acordul privind utilizarea datelor din cadrul proiectului 671 PED din calitatea de manager de proiect.

### **Domnilor Prof. Dr. Ing. Sterian Dănăilă și Prof. Dr. Ing. Laurențiu Moraru,**

Cu aleasă considerație și recunoștință, sincere mulțumiri comisiei de îndrumare pentru sfaturile și ideile exprimate pe durata întregului proces de elaborare a tezei de doctorat.

**Colegilor Ing. Ciprian Chivu,** cu care am realizat arhitectura dispozitivului și am ales componentele acestuia și care a realizat programele software și de control și achiziție de date ale dispozitivului și a operat dispozitivul în timpul testelor, **CSIII Ing. Mihăiță-Gilbert Stoican,** cu ajutorul căruia am proiectat dispozitivul și am dus la bun sfârșit fabricarea și asamblarea acestuia, și **CS Ing. Mihai-Vlăduț Hothazie,** cu ajutorul căruia am realizat studiul numeric și am interpretat rezultatele obținute, deosebite mulțumiri pentru tot sprijinul, înțelegerea și ideile oferite pe durata realizării tezei de doctorat.

### **Institutului Național de Cercetare-Dezvoltare „Elie Carafoli” – INCAS București.**

Alese mulțumiri pentru sprijinul și facilitarea realizării campaniei experimentale și pentru acordul oferit cu privire la utilizarea rezultatelor obținute din proiectul 671 PED în cadrul tezei de doctorat, directorului general, cât și colegilor care au ajutat direct sau indirect la realizarea dispozitivului, testelor experimentale și simulărilor numerice. De asemenea, sincere mulțumiri pentru sprijinul financiar oferit pentru diseminarea rezultatelor în cadrul manifestărilor tehnice și științifice, cât și prin publicarea articolelor în jurnale de specialitate.

Doresc să adresez distinse mulțumiri familiei mele, în special soției mele, pentru suportul moral neîncetat, înțelegerea profundă și încurajările constante pe care le-au oferit în timpul procesului de elaborare a tezei de doctorat.

Rezultatele experimentale și numerice prezentate în această lucrare au fost obținute în cadrul proiectului HiSAEROD (671 PED), finanțat de către Unitatea Executivă pentru Finantarea Invatamantului Superior, a Cercetării, Dezvoltării și Inovării (UEFISCDI).

## **CUPRINS**

1. INTRODUCERE .....	1
1.1. FUNDAMENTUL GENERAL AL LUCRĂRII.....	1
1.2. OBIECTIVELE LUCRĂRII.....	2
1.3. ETAPIZAREA ȘI CONȚINUTUL LUCRĂRII.....	3
2. STADIUL ACTUAL AL CUNOAȘTERII ÎN DOMENIU .....	5
2.1. SCURT ISTORIC .....	5
2.2. SITUAȚIA CURENTĂ.....	7
2.3. FUNDAMENTE TEORETICE.....	11
2.4. MODELE DE CALCUL.....	15
3. METODOLOGII UTILIZATE.....	19
3.1. IPOTEZELE DE LUCRU .....	19
3.2. TESTAREA EXPERIMENTALĂ.....	21
3.3. ANALIZA NUMERICĂ.....	24
4. STUDIUL EXPERIMENTAL.....	29
4.1. OBIECTIVELE STUDIULUI EXPERIMENTAL.....	29
4.2. PROIECTAREA SISTEMULUI DE TESTARE.....	30
4.3. CAMPANIA EXPERIMENTALĂ .....	41
4.4. STRUCTURA PROGRAMELOR UTILIZATE .....	49
4.5. REZULTATELE OBȚINUTE.....	51
4.6. OBSERVAȚII .....	70
5. STUDIUL NUMERIC .....	71
5.1. OBIECTIVELE STUDIULUI NUMERIC .....	71
5.2. PREZENTAREA SETĂRIILOR CONSIDERATE.....	72
5.3. PREZENTAREA ANALIZELOR NUMERICE .....	75
5.4. REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIM CVASI-STAȚIONAR.....	79
5.5. REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIMUL NESTAȚIONAR .....	80
5.6. ANALIZA GRAFICĂ A REZULTATELOR.....	83
5.7. OBSERVAȚII .....	96
6. CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII PROPRII.....	98
6.1. REZULTATE OBȚINUTE.....	98
6.2. CONTRIBUȚII ORIGINALE.....	101
6.3. LISTA LUCRĂRILOR ȘI PREZENTĂRIILOR.....	102
6.4. PERSPECTIVE DE DEZVOLTARE ULTERIOARĂ.....	105
7. BIBLIOGRAFIE.....	110

## 1. INTRODUCERE

### 1.1. FUNDAMENTUL GENERAL AL LUCRĂRII

Coeficienții de amortizare aerodinamică reprezintă parametri critici în analiza comportamentului dinamic al vehiculelor aerospațiale, fiind determinați ca raport între momentele de amortizare aerodinamică și parametri de mișcare, cum ar fi frecvența de oscilație sau viteza unghiulară a modelului. Acești coeficienți oferă informații cu privire la tendința dinamică a unui vehicul aflat într-o mișcare de rotație.

În caz particular, coeficientul de amortizare pe axa de ruluu, care este definit ca raport între momentul de amortizare pe axa de ruluu și viteza de ruluu a modelului. Acest coeficient este deosebit de relevant în analiza stabilității și controlului vehiculelor aerospațiale, datorită faptului că reflectă tendința vehiculului de a suprima sau de a atenua rotațiile nedorite în jurul axei de ruluu.

Momentul de amortizare se referă la momentul aerodinamic dezvoltat de vehicul în timp ce execută o mișcare de rotație. Acest moment de amortizare prezintă o importanță deosebită în influențarea comportamentului dinamic al vehiculului și în determinarea modului în care acesta răspunde la schimbările de mișcare sau la perturbații din mediul înconjurător.

Determinarea coeficienților de amortizare aerodinamică este necesară pentru o caracterizare completă a unui vehicul aerospațial, studiul performanțelor și stabilității acestuia, simularea dinamică și proiectarea sistemului de control [1].

### 1.2. OBIECTIVELE LUCRĂRII

Prezenta lucrare își propune următoarele obiective:

- Dezvoltarea unei noi tehnici de identificare a coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu prin metoda rotației forțate;
- Calibrarea noii metode de măsurare a momentului aerodinamic de ruluu în cadrul metodei rotației forțate cu modelul standard Basic Finner Model (BFM) consacrat pentru teste experimentale în regim dinamic;
- Dezvoltarea unor metode de corecție a datelor experimentale în raport cu eroarea dată de amortizarea mecanică (de tară) și deviația geometrică a modelului realizat;
- Dezvoltarea unei instalații experimentale care să permită determinarea coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu în cadrul sufleriei trisonice INCAS;
- Studiul numeric al coeficientului de amortizare pe axa de ruluu și calibrarea modelului de calcul cu rezultatele experimentale;
- Caracterizarea aerodinamică a machetei BFM din punct de vedere al coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu și extinderea bazelor de date actuale;
- Înțelegerea fizicii curgerii din vecinătatea modelului aflat în rotație, surprinderea interacțiunilor modelului cu undele de șoc, desprinderea curgerii sau vârtejurile induse.

## 2. STADIUL ACTUAL AL CUNOAȘTERII ÎN DOMENIU

### 2.1. SCURT ISTORIC

Pentru o analiză critică a stadiului actual al cunoașterii în domeniu este necesară inițial o sinteză asupra istoriei metodelor de identificare a coeficientului de amortizare pe axa de ruluu.

Datorită necesității de identificare a coeficienților de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu, și nu numai, marile facilități de experimentare aerodinamică și-au extins capabilitățile de testare dezvoltând instalații de testare dinamică, motiv pentru care începând cu lucrarea [14] tot mai multe lucrări, printre care [15], [16] și [17], au fost publicate prezentând rezultate experimentale obținute în diverse facilități prin diverse tehnici de măsurare pentru același model, anume Basic Finner Model, un model standard pentru măsurători dinamice. Studii experimentare asupra identificării coeficientului de amortizare pe axa de ruluu sunt încă în desfășurare, după cum se arată în [3], [18], și [19].

Odată cu dezvoltarea tehnicii computaționale și a modelelor de calcul numeric, s-au realizat studii cu privire la estimarea coeficienților de amortizare aerodinamică pentru diferite modele aerospațiale datorită domeniului larg de aplicabilitate și a costului redus, în comparație cu testarea experimentală. În primele lucrări dedicate studiului numeric al derivatelor de amortizare [20] și [21] se prezintă rezultatele obținute cu modelul potențial de curgere de ordin I și II. Mai târziu au fost publicate lucrările [22], [23] și [24] ce prezintă rezultate obținute cu modele de curgere pentru fluide fără vâscozitate, modelul Euler. În ultimii ani au fost utilizate pentru estimarea coeficienților de amortizare aerodinamică modele de acuratețe ridicată precum RANS, LES sau DES după cum se arată în lucrările [6], [7], [10], [25] și [26].

### 2.2. SITUAȚIA CURENTĂ

În prezent, capabilități de experimentare dinamică în suflerie există doar în câteva centre de cercetare precum: NOL (Naval Ordnance Laboratory) [15], AEDC (Arnold Engineering Development Center) [16], NAL (National Aeronautical Laboratory) [17], ONERA (Office National d' Etudes et de Recherches Aerospatiales) [28], NASA LRC (Langley Research Center) [18], VTI (Vojnotehnicki Institut) [3] sau INCAS (Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială „Elie Carafoli”) [19].

Pe de altă parte, cele mai reprezentative studiile numerice realizate precum: [20], [21], [23], [24], [32], [10], [8] și [6] prezintă noi tehnici și modele de calcul, dezvoltate pentru a crește acuratețea rezultatelor și pentru a reduce nevoia de resurse computaționale ridicate.

## 2.3. FUNDAMENTE TEORETICE

Coeficientul de amortizare aerodinamică în jurul axei de ruluu reprezintă derivata coeficientului momentului de ruluu,  $C_l$ , cu rotația redusă,  $p^* = \frac{pd}{2V_\infty}$ , oferind informații despre tendința dinamică a modelului în jurul axei de ruluu. Relația de calcul a acestuia este următoarea:

$$C_{l_p} = \frac{\partial C_l}{\partial \left( \frac{pd}{2V_\infty} \right)}, \quad (12)$$

unde  $p$  reprezintă viteza de rotație în jurul axei de ruluu a vehiculului,  $d$  reprezintă o lungime de referință, iar  $V_\infty$  reprezintă viteza de curgere a fluidului la infinit amonte.

Pentru evaluarea coeficientului de amortizare aerodinamică în jurul axei de ruluu se consideră că modelul are un singur grad de libertate, rotația în jurul axei de ruluu, iar datorită geometriei considerate pentru evaluare se consideră simetrie atât față de planul xOy, cât și planul xOz, rezultând astfel relația dinamică pentru analiza mișcării pe axa de ruluu.

$$I_X \dot{p} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 A d \left[ C_{l_0} + C_{l_p} \left( \frac{pd}{2V_\infty} \right) + C_{l_{\delta^*}} \delta^* \right] + M_f + M_m \quad (13)$$

unde în membrul stâng al expresiei rămâne doar termenul  $I_X \dot{p}$  datorită ipotezelor  $J_{XY} = J_{XZ} = J_{YX} = J_{YZ} = J_{ZX} = J_{ZY} = 0$ ,  $I_{YY} = I_{ZZ}$  și  $\dot{q} = \dot{r} = q = r = 0$ , iar în membrul drept rămân momentul aerodinamic, momentul rezultat al forțelor de frecare  $M_f$  și momentul motor  $M_m$  necesar pentru rotirea modelului. Termenul aerodinamic se compune din momentul de ruluu, momentul de amortizare pe axa de ruluu și momentul de ruluu generat de comandă.

Relația (13) se compune din termenul dinamic, termenii aerodinamici, termenul de frecare al sistemului de susținere și termenul momentului motor. Termenul dinamic ( $I_X \dot{p}$ ) prezintă caracterul mișcării modelului. Acesta devine nul atunci când modelul se află într-o stare de echilibru, nu se rotește sau se rotește cu o viteză constantă. Termenii aerodinamici  $\left( C_{l_0} + C_{l_p} \left( \frac{pd}{2V_\infty} \right) + C_{l_{\delta^*}} \delta^* \right)$  sunt prezenți cât timp modelul analizat se află într-o curgere de fluid, altfel aceștia sunt nuli.

În baza relației (13) se disting două cazuri particulare de rotație a modelului analizat. O primă mișcare particulară este rotația liberă, caz în care modelul se rotește sub influența unui moment aerodinamic sau a unei rotații inițiale, astfel că momentul motor este nul, iar termenul dinamic este nenul. Cea de-a doua mișcare particulară este rotația forțată și constă în faptul că modelul este forțat să se rotească de către un moment motor extern cu o turație constantă. În acest caz, termenul dinamic este nul și momentul motor este nenul. Aceste două cazuri sunt prezentate în detaliu în continuare.

## 2.4. MODELE DE CALCUL

### 2.4.1. Modelul rotației forțate

Acest model presupune rotirea continuă cu viteză constantă a modelului în condiții de curgere, măsurând momentul cu care modelul se împotrivesc rotirii, acesta fiind momentul de amortizare aerodinamică [1].

Ipotezele acestei metode sunt următoarele:

- Viteza unghiulară în jurul axei de rulu constantă:  $p = ct, \dot{p} = 0$ ;
- Momentul motor pentru rotirea modelului diferit de zero:  $M_m \neq 0$ ;
- Simetrie perfectă a modelului astfel încât  $C_{l_0} = 0$ , în cazul simulărilor numerice;
- Moment de frecare nul în cazul simulărilor numerice:  $M_f = 0$ .
- Comandă de rulu nulă:  $\delta^* = 0$ ;

Relația caracteristică metodei rotației forțate este:

$$M_m = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 A d \left[ C_{l_0} + C_{l_p} \left( \frac{pd}{2V_{\infty}} \right) \right] + M_f \quad (14)$$

În cadrul experimentelor aerodinamice sunt necesare corecții pentru anularea momentului de rulu parazit și a momentului de frecare. Cele două corecții se realizează iterativ și independent astfel:

$$C_{l_p} = \frac{(M_m - M_f)_{CW} + (M_m - M_f)_{CCW}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty} A d^2 \cdot p} \quad (19)$$

#### 2.4.2. Modelul rotației libere

Modelul rotației libere presupune rotirea modelului la o anumită turație și eliberarea acestuia în condiții de curgere pentru a se roti sub influența încărcărilor aerodinamice, măsurând variația turației în timp a modelului, după cum se arată în lucrarea [1].

Ipotezele acestei metode sunt următoarele:

- Viteza unghiulară în jurul axei de rulu variază în timp:  $\dot{p} \neq 0$ ;
- Momentul motor pentru rotirea modelului este zero:  $M_m = 0$ ;
- Simetrie perfectă a modelului astfel încât  $C_{l_0} = 0$ , în cazul simulărilor numerice;
- Moment de frecare nul în cazul simulărilor numerice:  $M_f = 0$ .
- Comandă de rulu nulă:  $\delta^* = 0$ ;

Relația caracteristică metodei rotației libere este:

$$I_X \dot{p} = M_{x_0} + M_{x_p} p + M_f \quad (20)$$

În cadrul testării experimentale, sunt necesare corecții pentru anularea momentului de rulu parazit și a momentului de frecare. Cele două corecții se realizează iterativ și independent astfel:

$$M_{x_p} = \frac{I_X}{2} \left\{ \left[ \left( \frac{\ln \frac{p_2}{p_1}}{t_2 - t_1} \right)_{WT} - \left( \frac{\ln \frac{p_2}{p_1}}{t_2 - t_1} \right)_{VC} \right]_{CW} + \left[ \left( \frac{\ln \frac{p_2}{p_1}}{t_2 - t_1} \right)_{WT} - \left( \frac{\ln \frac{p_2}{p_1}}{t_2 - t_1} \right)_{VC} \right]_{CCW} \right\} \quad (27)$$

### 3. METODOLOGII UTILIZATE

#### 3.1. IPOTEZELE DE LUCRU

##### 3.1.1. Modelul Basic Finner

Modelul utilizat în cadrul studiului este *Basic Finner Model* (BFM), cunoscut și ca *Army - Navy Finner* (ANF). Acest model este un model consacrat pentru testare aerodinamică în regim dinamic pentru obținerea derivatelor de amortizare, fiind selectat drept configurație standard pentru testări în regim dinamic de către STAI (*Supersonic Tunnel Association, International*) și AGARD (*Advisory Group for Aerospace Research and Development*).

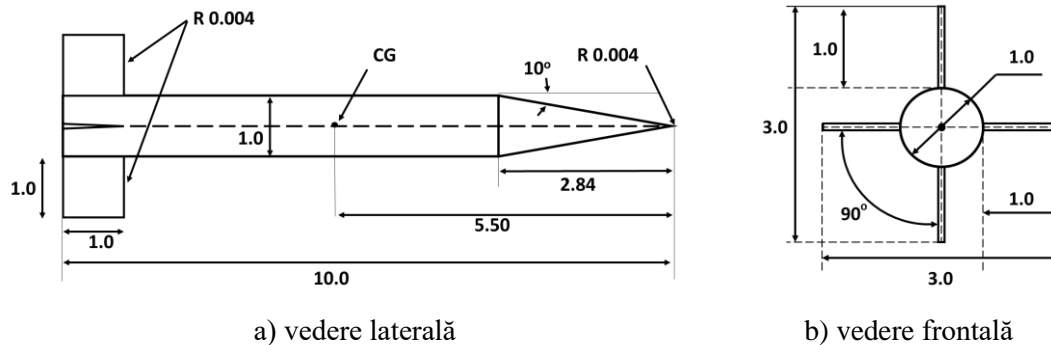


Figura 5 Basic Finner Model

##### 3.1.2. Matricea de testare și mărimi de referință

Considerând limitările facilității experimentale și disponibilitatea rezultatelor experimentale de calibrare din literatura de specialitate, matricea de testare este următoarea:

Tabel 1 – Matricea de testare

Mach [-]		0.4	0.8	0.95	1.2	1.6	2.0	2.5	3.0	3.5
$p_0$ [bar]		1.6	1.6	1.6	1.6	1.6	1.7	2.4	5.0	6.0
AoA [°]	Exp.	0-20	0-12	0	0	0	0	0-20	0	0
AoA [°]	CFD	0-50	-	0-50	-	0-50	-	0-50	-	0-50

#### 3.2. TESTAREA EXPERIMENTALĂ

##### 3.2.1. Instalația de experimentare

Tunelul aerodinamic în care s-au realizat experimentele aerodinamice pentru identificarea coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluie este sufleria trisonică din cadrul INCAS.

##### 3.2.2. Tehnicile de experimentare

În cadrul prezentului studiu se vor realiza două măsurători independente, utilizând metode de experimentare diferite și anume: metoda rotației libere, metodă



dezvoltată în cadrul prezentului studiu ale cărei rezultate trebuie validate cu rezultate de referință, și metoda rotației forțate, metodă integrată pentru validarea și consolidarea bazei de date de referință.

Având în vedere costurile ridicate de experimentare și timpii reduși ai rafalelor, cele două măsurători considerate vor fi realizate în cadrul aceleiași rafale, utilizând inițial metoda rotației forțate, urmând mai apoi metoda rotației libere după cum se prezintă în Figura 9:

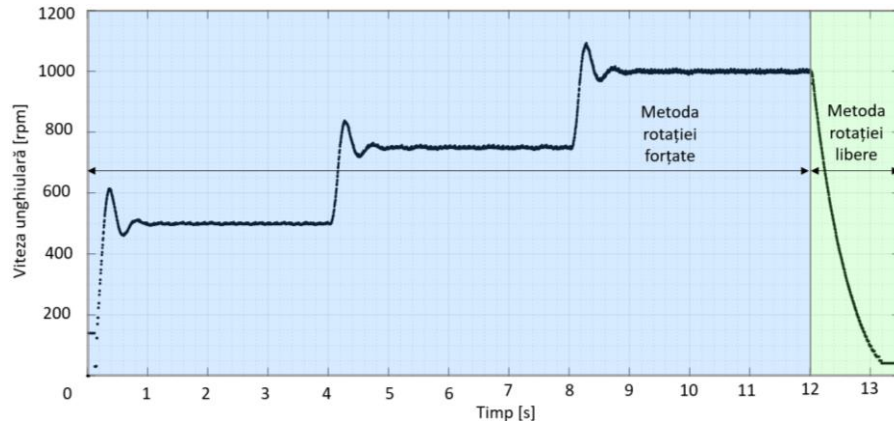


Figura 9 Succesiunea metodelor utilizate în experimentare

### 3.3. ANALIZA NUMERICĂ

#### 3.3.1. Modelele de calcul utilizate

Modelul matematic utilizat pentru studiul numeric este modelul RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) completat cu modelul de turbulență k- $\epsilon$  realizabil.

#### 3.3.2. Tehnicile de calcul utilizate

În vederea estimării coeficienților de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu prin metode numerice, indiferent de modelul de curgere utilizat, sunt necesare tehnici computaționale care să cuantifice efectul mișcării (rotației în jurul propriei axe).

Tehnicile utilizate cu preponderență se bazează pe împărțirea domeniului de calcul în diferite zone cu interfețe între acestea care să permită schimbul de informație. Cele mai utilizate astfel de tehnici de soluționare sunt: tehnica *Moving Reference Frame* (MRFT) și tehnica *Sliding Mesh* (SMT), aceste metode se descriu succint în cele ce urmează, fiind în detaliu prezentate în [43].

## 4. STUDIUL EXPERIMENTAL

### 4.1. OBIECTIVELE STUDIULUI EXPERIMENTAL

Studiul experimental prezintă următoarele obiective specifice:

- Caracterizarea aerodinamică din punct de vedere al amortizării pe axa de ruluu pentru modelul standard de teste dinamice Basic Finner la diferite numere Mach și unghiuri de atac cu scopul de a extinde bazele de date actuale și de a crește confidența acestora;
- Dezvoltarea și validarea unei metode de măsurare a momentului de amortizare pe axa de ruluu care să fie utilizat în cadrul tehnicii rotației forțate în vederea obținerii coeficientului de amortizare într-o manieră mai simplă și mai precisă;
- Dezvoltarea și validarea unor metode de corecție a datelor experimentale obținute atât din punct de vedere al tarei, cât și din punct de vedere al deviației geometrice, cu scopul de a crește acuratețea datelor și de a reduce banda de eroare a datelor experimentale;
- Dezvoltarea unei instalații experimentale care să permită măsurarea momentului de amortizare pe axa de ruluu atât prin metoda rotației libere, cât și prin metoda rotației forțate.

### 4.2. PROIECTAREA SISTEMULUI DE TESTARE

Sistemul de testare, *Roll Damping Rig*, reprezintă instalația dedicată determinării momentului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu pentru modele aerospațiale experimentate în tunelul aerodinamic trisonic din cadrul INCAS. Acest sistem reprezintă o extensie a capacității de experimentare aerodinamică a sufleriei către domeniul testării în regim dinamic, vizând determinarea derivatelor aerodinamice pe axa de ruluu pentru diferite regimuri de curgere.

#### 4.2.1. Prezentarea sistemului de testare

Sistemul de testare *RDR* reprezintă o extindere a capacităților de testare aerodinamică în sufleria trisonică a INCAS, motiv pentru care acest sistem este proiectat astfel încât să se poate instala în peretele mobil al sufleriei pentru a realiza experimentele la unghiurile de incidență dorite. În Figura 10 se prezintă secțiunea longitudinală prin planul de simetrie al sistemului de testare *RDR*:

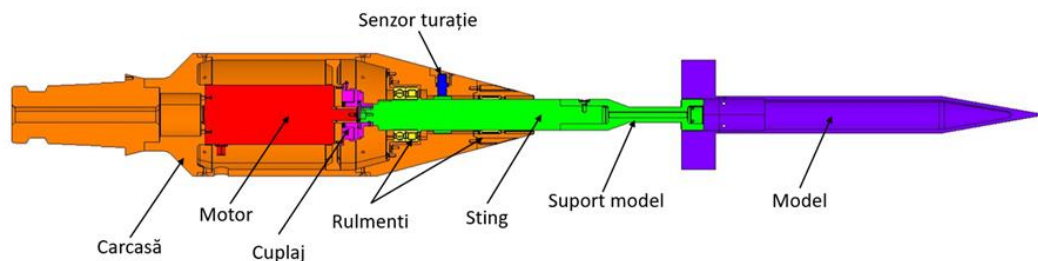


Figura 10 Secțiune longitudinală prin sistemul RDR

În Figura 22, Figura 23 și Figura 24 se prezintă instalația RDR montată în camera experimentală a sufleriei.



Figura 22 Vedere frontală



Figura 23 Vedere izometrică

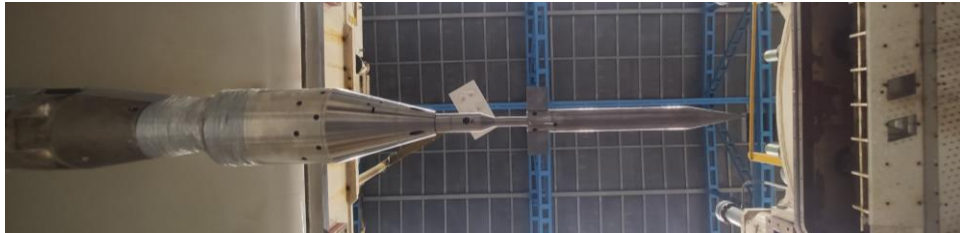


Figura 24 Vedere ventrală

#### 4.2.2. Estimarea sarcinilor și analiza structurală

##### 4.2.2.1 Estimarea sarcinilor masice și aerodinamice

Pentru regimul nestaționar de start nu există metode de evaluare a sarcinilor ce apar, cu excepția *metodei undei de șoc normale* descrisă în [45] și în [46], care permite o estimare robustă a sarcinilor maxime ce apar în regimul nestaționar de deschidere a valvei până când se amortizează curgerea utilizând presiunea totală, numărul Mach și proiecția ariilor modelului în planul YoZ și XoY. Această metodă folosește aria proiecției modelului în planul longitudinal al sufleriei ( $A_N$ ) și în planul transversal al sufleriei ( $A_F$ ).

Solicitările aerodinamice critice sunt prezente în regimurile supersonice la începutul experimentelor până presiunea totală se stabilizează. Astfel că sarcinile aerodinamice critice sunt prezentate în **Tabel 3**:

**Tabel 3 – Solicitățile aerodinamice supersonice nestaționare**

			Mach [-]	1.4	1.6	2.0	2.5	3	3.5	
	$A_N$ [dm <sup>2</sup> ]	$A_F$ [dm <sup>2</sup> ]	$p_0$ [bar]	1.6	1.6	1.8	2.5	5.0	6.0	$F_A$ [N]
BFM	0.049	0.003	$F_N$ [N]	466	871	1565	2435	4550	3470	455
RDR	0.112	0.032	$F_N$ [N]	998	1870	3349	5158	9534	7144	4853

## 4.5. REZULTATELE OBȚINUTE

### 4.5.1. Influența corecțiilor

#### 4.5.1.1. Corecțiile de tară

Acest tip de corecții vizează extragerea contribuției efectelor mecanice (efectul frecării din rulmenți) din rezultatele obținute rezultând astfel contribuția aerodinamică asupra amortizării mișcării de rulu.

În vederea identificării tarei (amortizării mecanice a sistemului) se realizează un set de experimente cu sistemul RDR fără condiții de curgere.

#### *Observații:*

Din rezultatele prezentate se poate observa că efectul tarei implică abateri ridicate față de rezultatul țintă, în special la turații scăzute unde efectele frecării din rulmenți sunt semnificative în raport cu momentul de amortizare aerodinamică. De asemenea se poate observa că variația rezultatelor corectate, cât și necorectate, cu turația prezintă un caracter asimptotic față de dreapta valorii țintă, motivul fiind datorat tarei aerodinamice.

Tara aerodinamică reprezintă efectele frecării din rulmenți datorate sarcinilor aerodinamice, aceasta este dificil de identificat, singura opțiune ca tara aerodinamică să nu altereze rezultatele este ca aceasta să fie neglijabilă, învârtind modelul la turații foarte mari astfel încât momentul de amortizare să fie mult mai mare comparativ cu momentele de frecare din rulmenți datorate sarcinilor aerodinamice. Această practică a rotirii la turații foarte mari a modelului este utilizată în toate majoritatea experimentelor realizate, printre care și în lucrările: [15] și [29]. Acest efect se amplifică în cazurile în care solicitările aerodinamice cresc, rezultând eforturi ridicate în rulmenți, fapt care induce creșterea frecării în aceștia, după cum s-a observat în regimul transonic în Figura 43 sau la incidențe ridicate în Figura 42 sau Figura 46.

Un alt aspect important care se observă din cazurile prezentate îl constituie similaritatea rezultatelor obținute prin cele două metode: Metoda rotației forțate (MRF) și Metoda rotației libere (MRL). Deși obținute independent, valorile coeficientului de amortizare pe axa de rulu sunt foarte apropiate, ceea ce implică o creștere a gradului de confidență atât a metodei dezvoltate în această lucrare (MRF), cât și a datelor în sine.

Ca o concluzie generală asupra corecției cu tara se poate afirma că aceasta reprezintă o corecție importantă, ce oferă o precizie ridicată a rezultatelor în special la turații reduse unde momentul de amortizare este comparabil cu momentul de frecare.

#### 4.5.1.2. Corecțiile cu deviația geometrică

Acest tip de corecții vizează extragerea contribuției momentului aerodinamic parazit datorat deviației geometrice din rezultatele obținute, rezultând astfel contribuția aerodinamică pură asupra amortizării mișcării de rulu.

În vederea realizării corecției cu deviația geometrică se realizează un set de experimente în tunel cu titlul „Corecție”. Aceste experimente sunt necesare pentru a demonstra o tactică de corecție mai simplă și anume considerarea pantei punctelor, în schimbul raportului momentului de amortizare aerodinamică cu turația, prezentat în [1].

*Observații:*

Pentru cazurile de incidență nulă, se observă clar că datele brute (atât cele obținute cu MRF, cât și cele obținute cu MRL) se poziționează simetric față de datele corectate reprezentate de o dreaptă ce trece prin originea sistemului. Intersecția dreptelor de regresie construite pe rezultatele necorectate, cu axa  $oY$ , reprezintă coeficientul momentului aerodinamic rezultat din deviația geometrică a modelului, acesta fiind aproape egal pentru cele două direcții de rotație, CW, respectiv CCW. Mai mult, intersecția dreptelor de regresie construite pe rezultatele necorectate, cu axa  $oX$ , reprezintă valoarea turației modelului când momentul aerodinamic rezultat din deviația geometriei este egal cu momentul aerodinamic de amortizare, fără contribuția unui alt moment exterior. Această turație parazită este aproape egală pentru cele două sensuri de rotație.

În plus, se poate observa că dreptele de regresie construite pe rezultatele necorectate au pante similare atât între ele, cât și cu dreapta de regresie a datelor corectate, astfel se poate admite faptul că nu este neapărat nevoie ca modelul să fie rotit în ambele sensuri pentru a determina coeficientul de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu, ci doar un singur sens de rotație și câteva puncte din care să rezulte panta acestora.

Ca o concluzie generală asupra corecției cu deviația geometrică se poate admite faptul că aceasta corecție prezintă o importanță deosebită asupra valorii coeficientului momentului de ruluu, însă pentru coeficientul de amortizare pe axa de ruluu, metoda de corecție nu schimbă cu mult valoarea rezultatelor.

#### **4.5.2. Variația turației cu timpul**

Pentru o înțelegere mai în detaliu a fenomenului de amortizare aerodinamică, în continuare se prezintă variația turației în timp atunci când modelul este lăsat liber să se rotească în condiții de curgere. Turația de pornire este turația maximă utilizată și anume 1000 rpm, iar sensurile de rotație sunt atât CW, cât și CCW, în vederea observării efectelor sensului de rotație asupra amortizării aerodinamice.

Cazurile prezentate în această secțiune sunt cazurile de Mach 0.4 ( $0^\circ$  și  $20^\circ$  AoA), Mach 0.95 ( $0^\circ$  AoA), Mach 1.6 ( $0^\circ$  AoA) și Mach 2.5 ( $0^\circ$  și  $20^\circ$  AoA). În cadrul acestor cazuri analizate vor fi identificate ferestrele utile de calcul, turația parazită și caracteristicile curbelor de variație a turației în timp.

*Observații:*

Din graficele prezentate mai sus, se poate observa că există diferențe de variație între curbele determinate rotind modelul CW și cele determinate rotind modelul CCW. Coroborând aceste informații cu informațiile din secțiunea 4.5.1.2. *Corecțiile cu deviația geometrică* se poate observa că momentele aerodinamice datorate deviației geometrice generează aceste diferențe de variație între curbele de variație turație-timp. Astfel, pentru momente parazite mari, diferențele de variație sunt semnificative, iar pentru momente parazite mici, diferențele de variație sunt nesemnificative.

Tot bazat pe influența momentelor parazite, se observă că pentru momente parazite mari, turațiile parazite sunt de asemenea ridicate, iar pentru momente parazite mici, turațiile parazite sunt scăzute. Așadar diferențele de variație dintre CW și CCW

sunt rezultate din faptul că datele determinate rotind CW ajung mai întâi prin turație 0 rpm, apoi la turația parazită de sens opus (deși pe grafic sunt prezentate în mod absolut), iar datele determinate rotind CCW tind direct către turația parazită (de același sens) fără a mai trece prin 0 rpm. Astfel, datorită turației parazite scăzute prezente în anumite cazuri, tendințele curbelor de variație sunt apropiate.

#### 4.5.3. Variația momentului de amortizare cu turația

În Figura 60 se prezintă variația coeficientului de amortizare pe axa de ruluu cu turația ( $C_{ip}(n)$ ) considerând cazurile precedente. Din această figură se poate observa că deși datele au un caracter derivat, acestea sunt consistente și se poziționează cu precizie față de dreptele de calibrare. Se poate distinge faptul că datele obținute cu MRF sunt poziționate pe dreapta de calibrare, în timp ce datele obținute cu MRL se poziționează în vecinătatea acestora prezentând un caracter ușor oscilant, în special la regimul Mach 1.6.

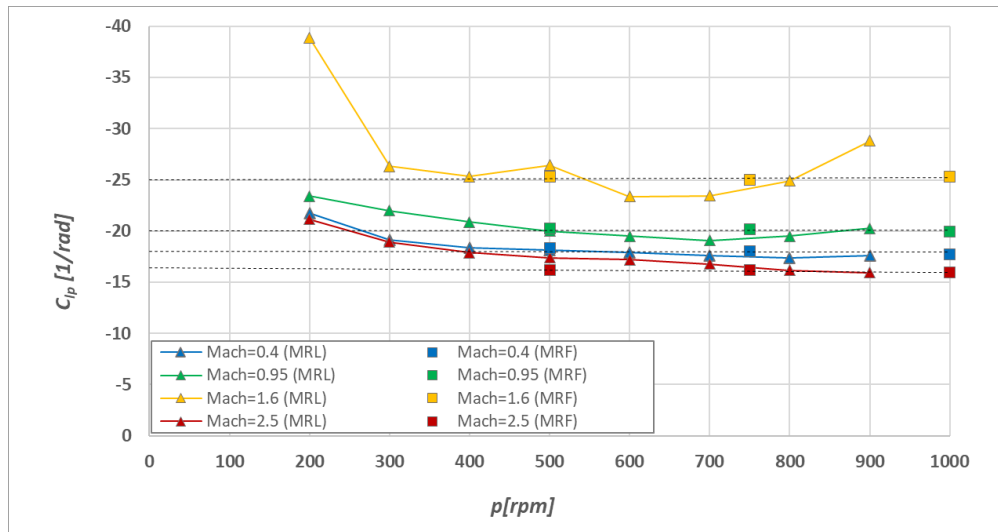


Figura 60 Variația coeficientului derivatei de amortizare  $C_{ip}$  cu turația

Și în această figură se poate observa că la turații sub 500rpm, valorile coeficientului de amortizare pe axa de ruluu obținute prin MRL se abat de la dreapta de calibrare, motivul fiind efectul tării aerodinamice care devine semnificativ la turații scăzute. Totuși, considerând valorile la turațiile ridicate, acestea prezintă o precizie ridicată, atât în ceea ce privește MRF, cât și pentru MRL.

##### Observații:

Rezultatele obținute prezintă o precizie foarte bună, validând metodologiile utilizate de identificare și de corecție a datelor. Astfel, se poate afirma că fenomenul de amortizare aerodinamică a fost surprins atât de metoda rotației libere, cât și de metoda propusă a rotației forțate.

În plus, s-a observat efectul tării aerodinamice, care la turații scăzute induce o supra-estimare a coeficientului de amortizare pe axa de ruluu, fapt ce poate fi evitat considerând turații ridicate, astfel încât aceasta să devină neglijabilă.

#### 4.5.4. Variația coeficientului de amortizare cu numărul Mach

În vederea calibrării dispozitivului și a verificării metodelor aplicate pentru obținerea datelor experimentale, în continuare se prezintă variația coeficientului de amortizare pe axa de ruluu cu numărul Mach fiind prezente și date de referință de la NOL [15], BRL [14] și NAL [17] după cum se poate observa din Figura 61.

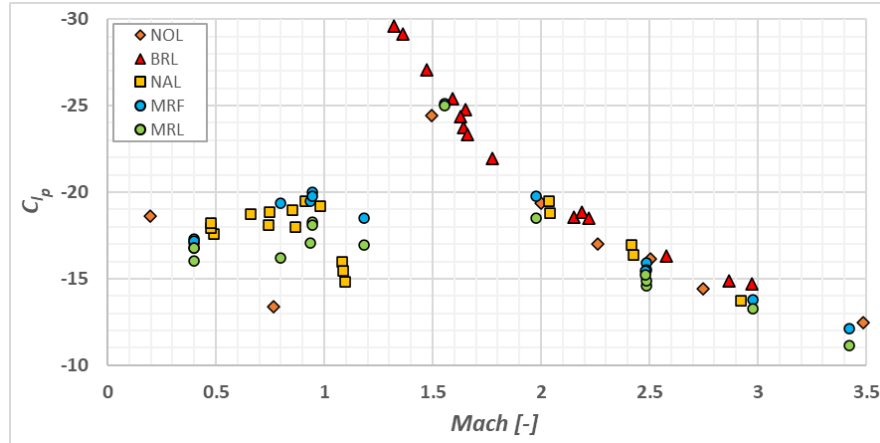


Figura 61 Variația  $C_{dp}$  cu numărul Mach

Din Figura 61 se poate observa că rezultatele obținute (MRF și MRL) sunt în concordanță cu rezultatele de referință, diferențele fiind minore și prezente doar în regimurile subsonic și transonic.

#### 4.5.5. Variația coeficientului de amortizare cu incidența

Această variație este prezentă în doar două surse și anume NAVORD [15] și AEDC [16], acestea fiind utilizate și în acest caz pentru verificarea datelor obținute. Regimurile Mach considerate sunt Mach 2.5 pentru care există date atât în [15], cât și în [16], și respectiv Mach 0.4 fiind numărul Mach minim ce poate fi obținut în tunelul aerodinamic trisonic al INCAS, datele de referință fiind obținute pentru Mach 0.22 în [15].

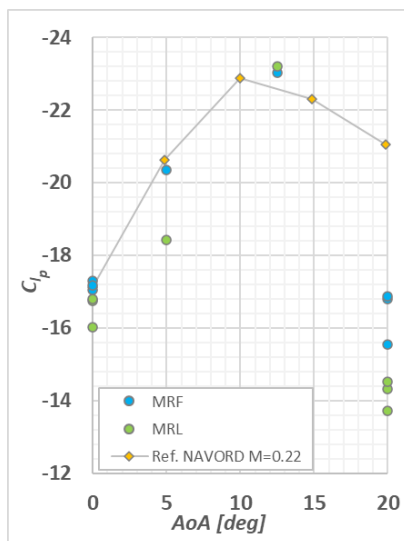


Figura 62 Variația  $C_{dp}$  cu incidența la Mach 0.4

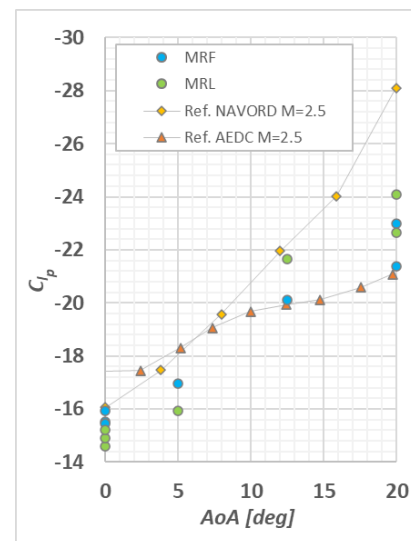


Figura 63 Variația  $C_{dp}$  cu incidența la Mach 2.5

Datele prezentate sunt obținute atât prin MRF, cât și prin MRL și prezintă valori apropiate, în concordanță cu cele de referință, exceptând incidența de  $20^\circ$  unde rezultatele obținute par să subestimeze cu mult datele de referință.

#### 4.6. OBSERVAȚII

În cadrul studiului experimental au fost prezentate două metode eficiente (MRF și MRL) de obținere a coeficientului de amortizare pe axa de ruluu, dar și două metode de corecție a datelor achiziționate. Rezultatele obținute cu metodele prezentate au fost comparate cu date de referință din literatura de specialitate și s-a arătat gradul ridicat de acuratețe al datelor obținute.

În plus, acest studiu a validat metodologia propusă de identificare a coeficientului de amortizare pe axa de ruluu utilizând puterea consumată a motorului electric.

Atât metoda rotației forțate, cât și metoda rotației libere prezintă atât avantaje, cât și dezavantaje. MRF deși prezintă o acuratețe mai bună decât MRL, necesită un sistem mai complex de achiziție și timpi mai mari de achiziție. MRL prezintă avantajul unui timp redus de achiziție și un sistem simplist de achiziție, dar acuratețea datelor este mai slabă decât MRF, iar datele brute prezintă oscilații, fiind o metoda cu o sensibilitate ridicată.

Corecția cu tara reprezintă o primă corecție foarte necesară ce se poate aplica într-o manieră foarte simplă, nefiind nevoie de teste de suflerie. Determinarea tarei se realizează optim în condiții de vacuum, însă pentru comoditate se poate determina și în condiții atmosferice. Această corecție evită supraestimarea coeficientului de amortizare datorită efectelor de frecare din sistemul de prindere, în cazul de față, din rulmenți.

Tot din categoria corecției de tare face parte și corecția de tară aerodinamică, aceasta referindu-se la efectele frecării din rulmenți datorate sarcinilor aerodinamice ce acționează pe model în timpul rafalei. Acest tip de corecție este foarte greu de realizat, fiind mai indicată evitarea acesteia prin utilizarea unor turații foarte mari a modelului, astfel încât efectul tarei aerodinamice să fie neglijabil în comparație cu momentul de ruluu.

Corecția cu deviația geometrică reprezintă de asemenea o corecție foarte importantă, însă prezintă un cost ridicat de realizare fiind necesare teste de suflerie cu modelul rotit în sens contrar.

Datele experimentale obținute sunt în concordanță cu datele de referință atât pentru variații cu numărul Mach, cât și pentru variația cu turația și cu unghiul de atac. Prezența unor mici diferențe în cazul variației coeficientului de amortizare cu turația la turații scăzute se datorează efectului tarei aerodinamice care devine comparabil cu momentul de amortizare. În cazul variației coeficientului de amortizare cu unghiul de atac, apar mici diferențe la incidențe mai mari, motivul fiind datorat tot tarei aerodinamice, care crește cu incidența datorită creșterii forței normale pe model.

Ca o concluzie generală a acestui capitol se poate afirma că studiul experimental și-a atins obiectivele, dispozitivul fiind dezvoltat, iar metodologiile propuse de identificare și corecție fiind testate și validate.



## 5. STUDIUL NUMERIC

### 5.1. OBIECTIVELE STUDIULUI NUMERIC

Studiul numeric realizat prezintă următoarele obiective:

- Caracterizarea aerodinamică din punct de vedere al coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de rulu pentru modelul standard Basic Finner la diferite numere Mach și unghiuri de atac cu scopul de a extinde bazele de date actuale și de a crește confidența acestora;
- Identificarea caracteristicilor soluționării cvasi-staționare în comparație cu soluționarea nestaționară;
- Prezentarea variației coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de rulu cu unghiul de rulu pentru diferite numere Mach și unghiuri de incidență;
- Prezentarea fenomenelor aerodinamice care apar în timpul rotației modelului, prezentarea distribuției coeficientului de presiune și a numărului Mach;

### 5.2. PREZENTAREA SETĂRILOR CONSIDERATE

#### 5.2.1. Prezentarea domeniului de calcul

Domeniul de calcul utilizat este format din două subdomenii după cum se prezintă în Figura 64. Primul domeniu este cel exterior, acesta prezintă o formă sferică și un volum foarte mare, având diametrul  $D=100\text{m}$ . Al doilea domeniu este cel interior, acesta prezintă o formă cilindrică și un volum mult mai mic comparativ cu domeniul exterior, având diametrul  $d=0.2\text{m}$  și lungimea  $L=0.75\text{m}$  astfel încât să cuprindă modelul analizat Basic Finner Model.

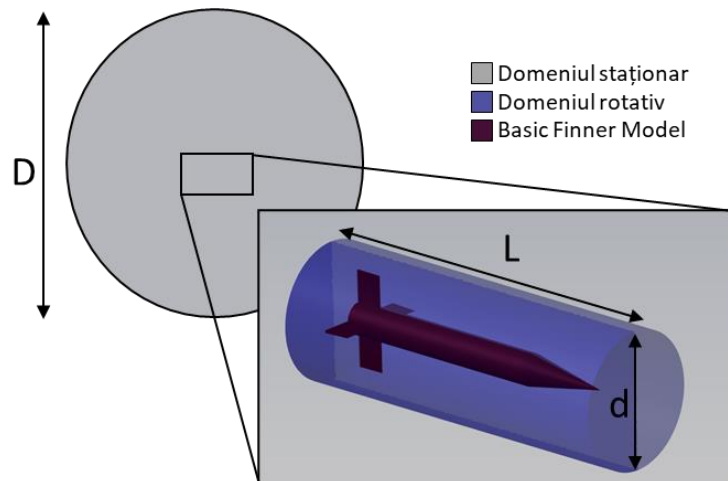


Figura 64 Domeniul de calcul

#### 5.2.2. Generarea grilei de calcul

Rețeaua de calcul utilizată prezintă o structură hibridă între discretizarea prismatică (în vecinătatea modelului) și discretizarea poliedrală (în domeniul interior și în cel exterior). Această abordare permite o bună acuratețe a geometriei și un număr redus de celule.

În Figura 65 se prezintă discretizarea suprafeței modelului cu detalii asupra discretizării pe regiunile înguste precum vârful modelului și al aripioarelor. Se observă că discretizarea cu celule hexagonale pe suprafață aproximează foarte bine modelul chiar și în regiunile înguste, fiind utilizate celule de mici dimensiuni. În Figura 66 se prezintă variația celulelor în planul de simetrie atât pentru domeniul staționar, cât și pentru domeniul rotativ.

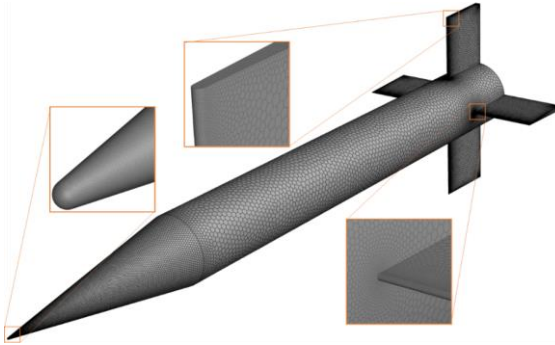


Figura 65 Discretizarea pe suprafața modelului

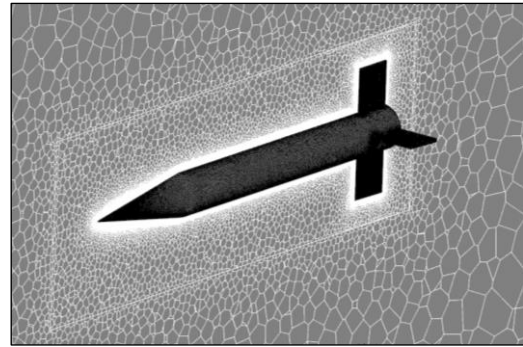


Figura 66 Discretizarea în planul vertical

### 5.2.3. Setarea condițiilor la limită

În vederea obținerii unor rezultate cu acuratețe ridicată, s-au impus următoarele condiții la limită pe frontierele celor două domenii. Frontiera exterioară a domeniului staționar prezintă condiția de *pressure far-field*. Frontiera interioară a domeniului staționar și corespondenta acesteia, frontiera exterioară a domeniului rotativ, prezintă condiția de *interfață*. Frontiera interioară a domeniului rotativ, care reprezintă și suprafața modelului, prezintă condiția de *perete fără alunecare*.

### 5.2.4. Setarea modelului de soluționare

Metoda de soluționare a modelului de calcul este implicită utilizând schema Roe-FDS (Flux-Difference Splitting) care prezintă acuratețe și robustețe pentru o gamă largă de aplicații. Soluționarea modelului de curgere se face în densitate fiind o variantă convenabilă. Calculul fluxurilor, a energiei cinetice turbulente și a ratei de disipație turbulente se realizează cu schema de ordin 2 upwind.

Timpul caracteristic ( $L_{ref}/V_{\infty}$ ), unde  $L_{ref}$  este anvergura modelului (0.18m), variază între 0.001317 pentru Mach = 0.4 și 0.000275 pentru Mach = 3.5. Astfel, considerând timpul adimensional (pasul de timp real / timpul caracteristic) egal cu 0.17453, se obțin pașii de timp pentru cazurile analizate.

## 5.3. PREZENTAREA ANALIZELOR NUMERICE

### 5.3.1. Matricea de analiză

Cazurile de analiză numerică realizate pentru determinarea coeficienților de amortizare aerodinamică pe axa de rulu cuprind cinci numere Mach reprezentative pentru regimurile subsonic (Mach 0.4), transonic (Mach 0.95) și supersonic (Mach 1.6, 2.5 și 3.5). Pentru fiecare număr Mach s-au considerat șase incidente pentru o caracterizare largă a coeficientului de amortizare în funcție de numărul Mach și de incidență. Unghiurile de atac considerate sunt: 0°, 10°, 20°, 30°, 40° și 50°.

## 5.4. REZULTATELE OBTINUTE ÎN REGIM CVASI-STAȚIONAR

Analizele numerice în regim cvasi-staționar au fost realizate cu scopul de a prezenta precizia rezultatelor comparativ cu rezultatele obținute în regimul nestaționar. Analizele efectuate sunt realizate doar pentru două regimuri și anume: Mach 0.4 și Mach 2.5, la incidențele de  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  și  $20^\circ$ . Simulările numerice în regim nestaționar sunt realizate pentru unghiuri de rului între  $0^\circ$  și  $90^\circ$ , iar simulările numerice în regim cvasi-staționar sunt realizate la unghiurile de rului de  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $75^\circ$  și  $90^\circ$ .

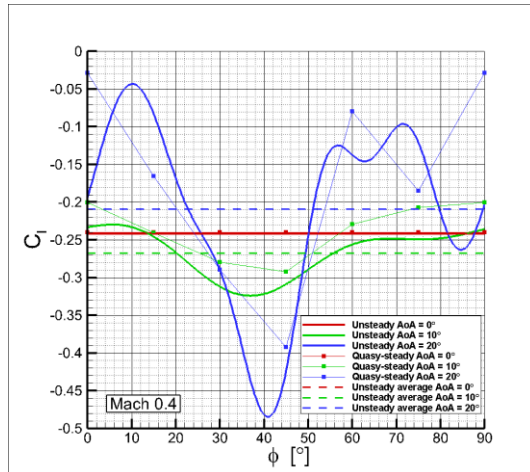


Figura 76  $C_1$  vs  $\phi$  la Mach = 0.4

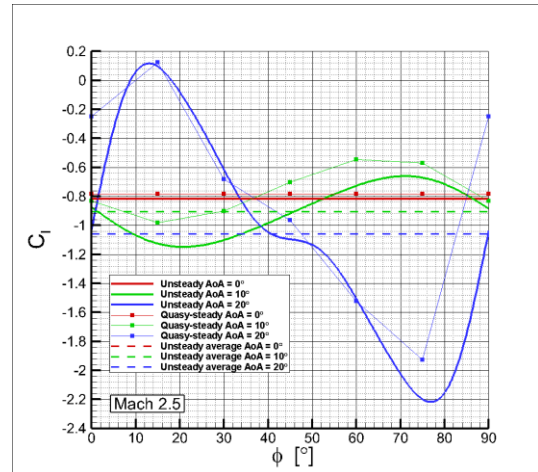


Figura 77  $C_1$  vs  $\phi$  la Mach = 2.5

## 5.5. REZULTATELE OBTINUTE ÎN REGIMUL NESTAȚIONAR

### 5.5.1. Variația $C_{lp}$ cu incidența și numărul Mach

În continuare se prezintă variația coeficientului de amortizare pe axa de rului cu unghiul de incidență la diferite numere Mach (Figura 78) și cu numărul Mach la diferite unghiuri de incidență (Figura 79).

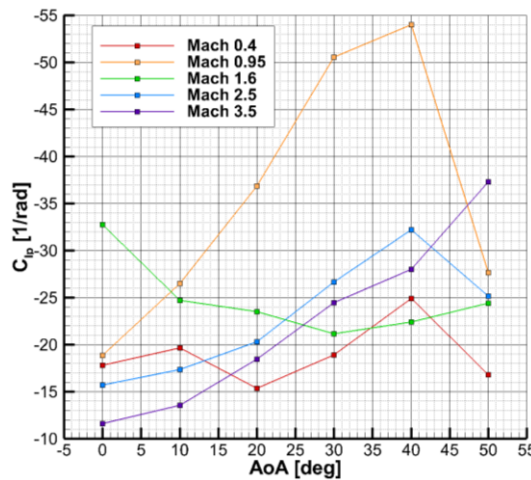


Figura 78  $C_{lp}$  vs AoA

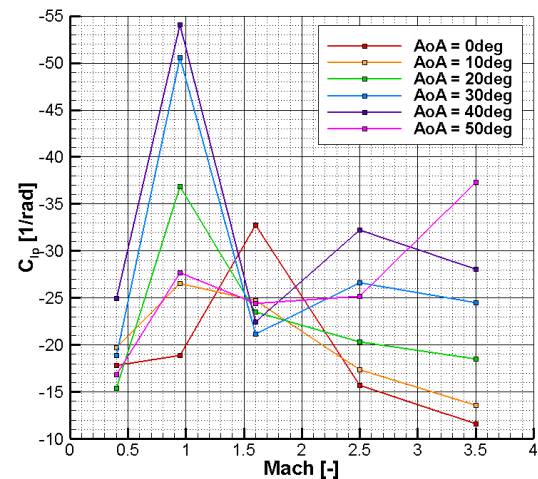


Figura 79  $C_{lp}$  vs Mach

Faptul că variațiile prezentate sunt puternic neliniare se datorează caracterului de derivată al coeficientului de amortizare și al cumulului de fenomene aerodinamice.

### 5.5.2. Variația $C_{lp}$ cu unghiul de rulu

În figurile de mai jos se prezintă variația coeficientului de amortizare pe axa de rulu cu unghiul de rulu pentru diferite numere Mach și unghiuri de incidență.

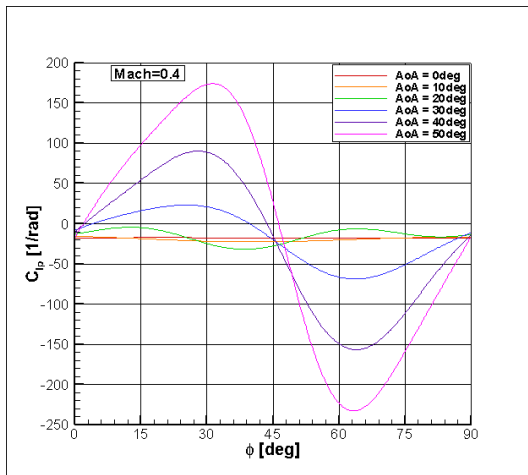


Figura 80  $C_{lp}$  vs unghiul de rulu la Mach 0.4

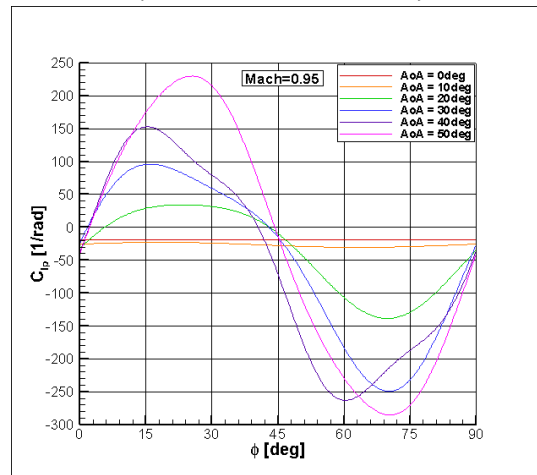


Figura 81  $C_{lp}$  vs unghiul de rulu la Mach 0.95

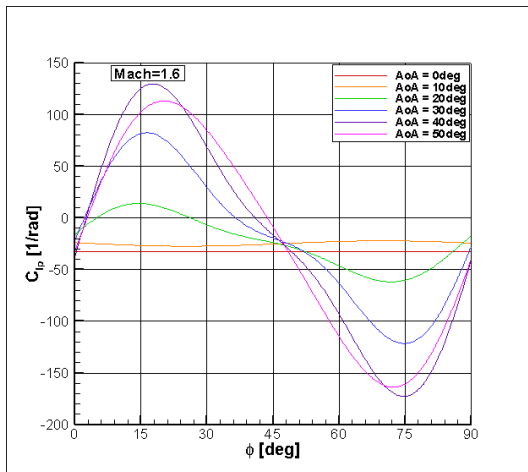


Figura 82  $C_{lp}$  vs unghiul de rulu la Mach 1.6

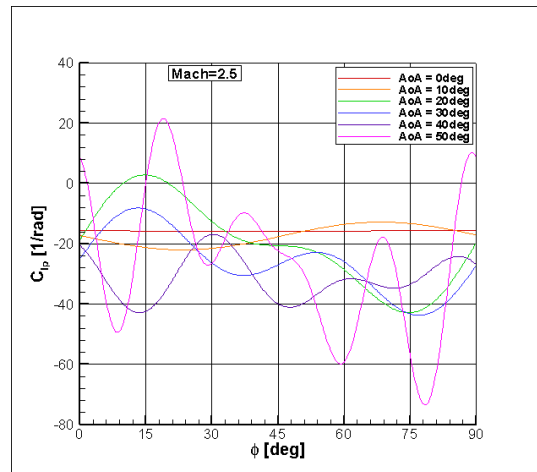


Figura 83  $C_{lp}$  vs unghiul de rulu la Mach 2.5

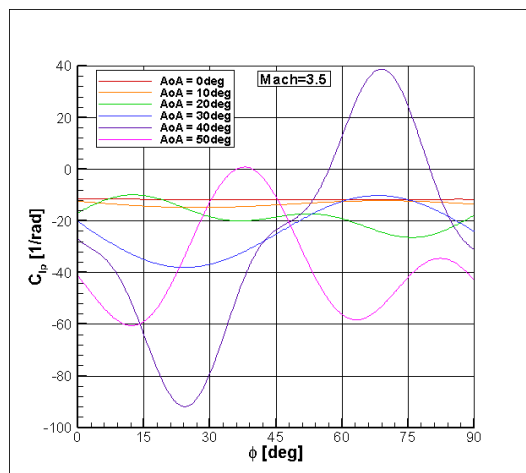


Figura 84  $C_{lp}$  vs unghiul de rulu la Mach 3.5

## 5.6. ANALIZA GRAFICĂ A REZULTATELOR

### 5.6.1. Distribuția $C_p$ și Mach în funcție de incidență

#### 5.6.1.6. *Observații*

În figurile de mai sus s-au prezentat aspectele curgerii în vecinătatea modelului pe poziția de  $0^\circ$  a unghiului de ruluu la incidențele de  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $40^\circ$  și  $50^\circ$  pentru numerele Mach 0.4, 0.95, 1.6, 2.5 și 3.5, cu scopul de a înțelege tendința de variație a coeficienților aerodinamici atât cu unghiul incidență, cât și cu numărul Mach.

La incidența nulă, aripioarele modelului resimt aceeași incidență, distribuția de presiuni de pe fețele acestora fiind identică între cele patru, rezultând astfel coeficienți aerodinamici nuli cu excepția coeficientului de moment de ruluu. Acest aspect se schimbă atunci când incidența crește datorită faptului că incidența efectivă pe aripioare variază cu unghiul de ruluu generând astfel o variație periodică a coeficienților aerodinamici. Perioada variației coeficienților aerodinamici este de  $90^\circ$ , egală cu spațierea unghiulară dintre aripioare.

Aripile situate dorsal prezintă valori scăzute ale presiunilor datorită faptului că acestea interacționează cu desprinderea curgerii de pe suprafața fuzelajului, iar aripile situate ventral prezintă valori crescute ale presiunii datorită faptului că acestea se situează într-o curgere nealterată, și pot prezenta chiar zone de stagnare.

În regimurile supersonice se poate observa prezența interacțiunilor dintre aripioarele modelului și unda de șoc ventrală generată de corpul modelului. Această interacțiune induce variații bruște de presiune pe aripă ceea ce implică variații bruște ale coeficienților aerodinamici cu unghiul de ruluu.

### 5.6.2. Distribuția $C_p$ în funcție de unghiul de ruluu

#### 5.6.2.7. *Observații*

Distribuția coeficientului de presiune pe suprafața modelului BFM la diferite unghiuri de ruluu și incidente, la numărul Mach=2.5 este prezentată pentru exemplificarea interacțiunilor ce se petrec în rotația modelului. Acest caz a fost considerat pentru exemplificare datorită faptului că prezintă cele mai puternice variații ale coeficientului momentului de ruluu cu unghiul de ruluu, fenomenele prezente sunt complexe și este reprezentativ pentru acest studiu.

Interacțiunea dintre curgerea dorsală și aripioare constă în pierderea eficienței aripioarelor poziționate în avalul curgerii dorsale datorită șiajului generat prin desprinderea curgerii. Această interacțiune induce o scădere de presiune pe aripioarele dorsale ce cauzează o variație în momentul de ruluu.

Interacțiunea dintre unda de șoc ventrală, generată de corpul modelului, și aripioare constă în pierderea parțială a eficienței aripioarelor poziționate pe zona ventrală a corpului. La incidente ridicate, unda de șoc se apropie de corpul modelului generând variații de presiune și pe aripioarele ventrale.

## 5.7. OBSERVAȚII

Studiul numeric prezintă variația coeficientului de amortizare pe axa de ruluu,  $C_{lp}$ , cu numărul Mach (0.4, 0.95, 1.6, 2.5 și 3.5), unghiul de atac ( $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ ) și unghiul de ruluu ( $0^\circ - 90^\circ$ ). Acest studiu reprezintă cel mai elaborat studiu numeric asupra modelului Basic Finner în rotație în jurul axei de ruluu, continuând astfel analizele numerice din lucrările [10], [8] și [6].

Rezultatele obținute prezintă trei variații ale  $C_{lp}$  și anume: variația  $C_{lp}$  cu numărul Mach, variația  $C_{lp}$  cu incidența și variația  $C_{lp}$  cu unghiul de ruluu. Pe lângă aceste variații mai sunt prezentate și distribuțiile de  $C_p$  pe suprafața modelului și distribuția numărului Mach în planul de simetrie pentru diferite incidente și numere Mach (unghiul de ruluu de  $0^\circ$ ) și respectiv distribuția de  $C_p$  pe suprafața modelului pentru diferite unghiuri de ruluu și unghiuri de atac (Mach =2.5

Din variațiile  $C_{lp}$  cu unghiul de incidență și numărul Mach, s-a observat că tendința de variație a  $C_{lp}$  cu incidența și cu numărul Mach este puternic neliniară, fapt datorat curgerii complexe în jurul unui model în rotație. Valorile coeficientului de amortizare pe axa de ruluu sunt strict negative, ceea ce indică o stabilitate pe axa de ruluu la toate regimurile analizate.

Variațiile  $C_{lp}$  cu unghiul de ruluu prezintă dependența coeficientului de amortizare pe axa de ruluu de unghiul de ruluu pentru diferite numere Mach și unghiuri de incidență. Aceste variații prezintă că dependența  $C_{lp}$  de unghiul de ruluu este o funcție periodică de perioadă  $90^\circ$ , egală cu spațierea unghiulară dintre aripioare. Variația  $C_{lp}$  cu unghiul de incidență este constantă ca urmare a încărcării similare ale aripioarelor.. De altfel, amplitudinile variațiilor  $C_{lp}$  față de numărul Mach, la incidență constantă sunt oarecum constante în regimurile subsonic și transonic și scad în regimurile supersonice. Regimurile supersonice, prezintă oscilații suplimentare față de regimurile subsonic și transonic datorită interacțiunilor dintre undele de șoc și modelul analizat.

Distribuția de  $C_p$  și Mach prezintă la incidente ridicate interacțiuni puternice ale aripioarelor modelului cu siajul generat pe suprafața dorsală a modelului și cu unda de șoc ventrală generată de corpul modelului, în cazul regimurilor supersonice. Aceste interacțiuni sunt corelate cu variațiile  $C_{lp}$  cu unghiul de ruluu, acestea inducând variații bruște cu amplitudini mari la incidente crescute și în special în regimuri supersonice.

Distribuția  $C_p$  pe suprafața modelului la diferite unghiuri de ruluu și incidente, indică o pierdere a eficienței aripioarei dorsale, datorită poziționării în siajul curgerii. O pierdere parțială a eficienței aripiei ventrale se întâmplă și la incidente mari în regimuri supersonice, când aceasta interacționează cu unda de șoc ventrală. În apropierea unghiului de ruluu de  $45^\circ$ , aripile sunt încărcate similar două câte două, amplitudinea  $C_{lp}$  față de medie fiind nulă.

Prin urmare, studiul numeric oferă o bază de date a coeficienților de amortizare pe axa de ruluu pentru diferite numere Mach, incidente și unghiuri de ruluu, prezintă fizica curgerii în jurul modelului în rotație și oferă o analiză comparativă între soluționarea cvasi-staționară și nestaționară.

## 6. CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII PROPRII

### 6.1. REZULTATE OBȚINUTE

În concluzie, lucrarea prezintă studii experimentale și numerice asupra amortizării aerodinamice pe axa de ruluu a modelului standard Basic Finner, aducând contribuții originale cu privire la metodele de identificare experimentală a amortizării aerodinamice, metode de corecție a datelor experimentale, dispozitiv de identificare a amortizării aerodinamice care include atât metoda rotației libere, cât și metoda rotației forțate, extinderea bazelor de date experimentale și numerice, studiu numeric comparativ între soluționarea cvasi-staționară și soluționarea nestaționară și nu în ultimul rând analiza fenomenelor aerodinamice pentru modelul Basic Finner în rotație de ruluu la diferite numere Mach, unghiuri de incidență și unghiuri de ruluu.

În primul capitol sunt prezentate fundamentele lucrării, obiectivele specifice și planul de realizare, acestea fiind necesare pentru abordarea problemei identificării coeficientului de amortizare aerodinamic pe axa de ruluu.

Lucrarea prezintă în secțiunile 2.1. *SCURT ISTORIC* și 2.2. *SITUAȚIA CURENTĂ* un scurt istoric și stadiul actual al dispozitivelor de identificare a amortizării aerodinamice pe axa de ruluu, dispozitive ce extind capacitatea sufleriilor către testare în regim dinamic. În secțiunile 2.3. *FUNDAMENTE TEORETICE* și 2.4. *MODELE DE CALCUL* sunt prezentate noțiunile teoretice ce stau la baza testării în regim dinamic, a modelelor și modelele matematice utilizate pentru determinarea coeficientului momentului de amortizare pe axa de ruluu, atât prin metoda rotației libere, cât și prin metoda rotației forțate.

În cel de-al treilea capitol sunt prezentate secțiunile: 3.1. *IPOTEZELE DE LUCRU*, unde se specifică modelul de testare și matricea de testare; 3.2. *TESTAREA EXPERIMENTALĂ*, unde se prezintă instalația de experimentare și anume sufleria trisonică a INCAS și tehnicile de experimentare considerate, și respectiv 3.3. *ANALIZA NUMERICĂ*, unde se prezintă modelul de calcul considerat și tehnicile de soluționare.

Capitolul 4, 4. *STUDIUL EXPERIMENTAL*, prezintă: obiectivele specifice ale studiului experimental, proiectarea sistemului de testare, campania de experimentare, programele de procesare a datelor, rezultatele obținute și discuții pe seama acestora.

Secțiunea 4.1. *OBIECTIVELE STUDIULUI EXPERIMENTAL* prezintă că principalele obiective ale studiului experimental sunt: caracterizare aerodinamică a BFM, validarea metodei de identificare prin MRF propuse, validarea metodei de corecție cu deviația geometrică propusă și dezvoltarea unui dispozitiv care utilizează MRF și MRL pentru identificarea momentului de amortizare aerodinamică.

În secțiunea 4.2. *PROIECTAREA SISTEMULUI DE TESTARE* se prezintă în detaliu modul de proiectare și funcționare al dispozitivului RDR, componentele acestuia, estimarea sarcinilor și analizele de rezistență mecanică realizate prin analize cu element finit.

În cea de-a treia secțiune a capitolului 4, și anume 4.3. *CAMPANIA EXPERIMENTAL* sunt prezentate caracteristicile de testare, tararea sistemului RDR, deviațiile modelului BFM și matricea de testare experimentală detaliată.

Secțiunea 4.4. *STRUCTURA PROGRAMELOR UTILIZATE* prezintă algoritmul de calcul pentru determinarea coeficienților de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu utilizând intensitatea curentului consumat prin MRF și variația turației în timp prin MRL. Valorile înregistrate sunt transformate în momente de amortizare, iar apoi în coeficienți aerodinamici ținând seama de parametrii curgerii.

Rezultatele obținute sunt prezentate în secțiunea 4.5. *REZULTATELE OBȚINUTE*, unde sunt analizate: influențele corecțiilor de tară și cu deviația geometrică a modelului, variația turației în timp, variația momentului de amortizare cu turația, variația  $C_{lp}$  cu numărul Mach și variația  $C_{lp}$  cu incidența. Aceste analize sunt prezentate în comparație cu date de referință obținute în mai multe facilități de experimentare prin diferite metode.

În secțiunea 4.6. se prezintă observațiile cu privire la: acuratețea rezultatelor obținute față de rezultatele de referință, modelul de obținere a rezultatelor prin cele două metode și fenomenele aerodinamice care alterează rezultatele obținute. Concluzia generală asupra studiului experimental este că: obiectivele specifice au fost îndeplinite în totalitate cu succes, rezultatele obținute prezintă o acuratețe foarte bună pentru majoritatea cazurilor cu excepția testării la incidențe crescute sau la turații reduse unde influența tarei aerodinamice devine considerabilă alterând datele.

În cadrul capitolului 5, 5. STUDIUL NUMERIC, se prezintă: obiectivele specifice, setările soluționării aerodinamice, caracteristicile analizelor numerice, rezultatele obținute considerând soluționarea cvasi-staționară și nestaționară și discuțiile aferente rezultatelor obținute.

Secțiunea 5.1. *OBIECTIVELE STUDIULUI NUMERIC* prezintă obiectivele specifice ale studiului numeric ce constau în: caracterizarea aerodinamică a BFM, studiu comparativ între soluționare cvasi-staționară și nestaționară, prezentarea variației  $C_{lp}$  cu parametrii curgerii și a fenomenelor aerodinamice specifice.

Secțiunea 5.2. *PREZENTAREA SETĂRILOR CONSIDERATE* prezintă: domeniul de calcul considerat și discretizarea acestuia, condițiile la limită impuse și setările aplicate modelului de soluționare. Domeniul de calcul este compus din două subdomenii, unul rotativ și unul staționar, care permite atât utilizarea MRFT, cât și SMT, grila de calcul este formată din celule poliedrale, rezultând în urma unui studiu de convergență a grilei circa 9 milioane de celule. Condițiile la limită sunt: perete fără alunecare pe suprafața modelului, interfață pe suprafața dintre cele două domenii și de presiune constantă pe suprafața exterioară domeniului staționar. Setările modelului de soluționare constau în: utilizarea formulării conservative a modelului și utilizarea schemei Roe FDS pe ordinul 2 up-wind.

În secțiunea 5.3. *PREZENTAREA ANALIZELOR NUMERICE* se prezintă matricea detaliată de analiză numerică, programul de post-procesare a datelor obținute și validarea rezultatelor numerice cu date experimentale de referință. Validarea rezultatelor se realizează pentru incidența de  $0^\circ$  pe intervalul Mach

Secțiunea 5.4. *REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIM CVASI-STAȚIONAR* prezintă o analiză comparativă între soluționarea cvasi-staționară și nestaționară. Această analiză prezintă avantajele unei soluționări rapide utilizând MRFT cu o acuratețe decentă în rezultate, însă și avantajele unei soluționări cu acuratețe ridicată



rezultatelor utilizând SMT. Acest studiu prezintă faptul că MRFT poate fi aplicat și când curgerea nu este axială pe rotor, rezultatele obținute fiind în apropierea rezultatelor obținute în soluționare nestaționară.

În secțiunea 5.5. *REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIMUL NESTAȚIONAR* se prezintă variația  $C_{lp}$  cu numărul Mach, cu incidența și cu unghiul de ruluu. Rezultatele obținute prezintă un caracter puternic neliniar pentru variațiile cu incidența și numărul Mach, iar pentru variațiile cu unghiul de ruluu prezintă variații periodice de perioadă  $90^\circ$  egală cu spațierea unghiulară dintre aripioarele modelului. S-a observat că variațiile cu numărul Mach și unghiul de incidență nu prezintă o tendință caracteristică. Acest fapt se datorează efectelor complexe prezente în curgere, lucru evidențiat în secțiunea 5.6. în distribuțiile de  $C_p$  și Mach pentru diferite numere Mach, incidente și unghiuri de ruluu. Principalele interacțiuni observate sunt între srijul dorsal și aripioare, unda de șoc ventrală generată de corpul modelului și aripioare și undele de șoc generate de aripioare și corpul modelului. Aceste interacțiuni creează variații puternice cu unghiul de ruluu a distribuției de presiuni, fapt ce implică un caracter puternic neliniar al variației momentului de ruluu cu diferiți parametri ai curgerii.

Secțiunea 5.7. prezintă principalele observații asupra rezultatelor numerice obținute. Această secțiune face un sumar asupra întregului capitol, prezentând îndeplinirea obiectivelor specifice și analizând efectele aerodinamice din câmpul curgerii.

Prin urmare, rezultatele experimentale și numerice obținute prezintă o acuratețe foarte bună, contribuind la caracterizarea momentului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu a modelului Basic Finner. Rezultatele experimentale obținute prin MRL și MRF au permis validarea metodei de identificare propuse și de asemenea creșterea confidenței datelor de referință.

Dispozitivul RDR realizat prezintă o modalitate simplistă de identificare a momentului de amortizare pe axa de ruluu în cadrul unei suflerii prin două metode independente. Acest dispozitiv este unic la nivel internațional având următoarele caracteristici: utilizează metodele MRF și MRL, măsoară momentul de amortizare pe axa de ruluu utilizând consumul de putere al motorului și reprezintă un sistem compact cu formă aerodinamică alungită.

Rezultatele numerice obținute sunt validate cu date de referință experimentale pentru anumite regimuri, fiind astfel posibilă caracterizarea modelului din punct de vedere al coeficientului de amortizare pe axa de ruluu pentru o plajă largă de numere Mach, unghiuri de incidență și unghiuri de ruluu. Fenomenele aerodinamice prezentate explică variațiile puternic neliniare ale dependenței  $C_{lp}$  de parametrii curgerii.

## 6.2. CONTRIBUȚII ORIGINALE

Contribuțiile originale aduse în cadrul lucrării sunt următoarele:

- Metodă de identificare a coeficientului de amortizare pe axa de ruluu utilizând metoda rotației forțate. Această metodă este prezentată în secțiunile 2.4.1. *Modelul rotației forțate* și 3.2.2.1. *Metoda rotației forțate*, dar și în lucrarea [19].
- Metodă de corecție a coeficientului momentului de ruluu cu deviația geometrică. Această metodă este prezentată în secțiunile 2.4.1. *Modelul rotației forțate* și 4.5.1.2. *Corecțiile cu deviația geometrică* dar și în lucrarea [19].
- Bază de date experimentale la diferite numere Mach, unghiuri de atac și viteze de rotație pentru modelul de calibrare Basic Finner. Aceste date sunt prezentate în secțiunile 4.5.3. *Variația momentului de amortizare cu turația*, 4.5.4. *Variația coeficientului de amortizare cu numărul Mach* și 4.5.5. *Variația coeficientului de amortizare cu incidența*, cât și în lucrările [19] și [48].
- Dispozitiv de identificare a amortizării aerodinamice pe axa de ruluu ce utilizează atât metoda rotației libere, cât și metoda rotației forțate. Acest dispozitiv este prezentat în secțiunea 4.2. *PROIECTAREA SISTEMULUI DE TESTARE* cât și în cadrul cererii de brevet de invenție nr. a 2023 00295, disponibil în Figura 151.
- Studiu privind precizia rezultatelor obținute prin soluționarea cvasi-staționară față de soluționarea nestaționară în probleme de identificare a amortizării aerodinamice. Această analiză este prezentată în secțiunea 5.4. *REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIM CVASI-STAȚIONAR* și în lucrarea [49].
- Bază de date extinsă asupra coeficientului de amortizare pe axa de ruluu pentru modelul Basic Finner, la diferite numere Mach, unghiuri de incidență și unghiuri de ruluu. Această bază de date este prezentată în secțiunea 5.5. *REZULTATELE OBȚINUTE ÎN REGIMUL NESTAȚIONAR* și în lucrarea [33]
- Analiza fenomenelor aerodinamice la diferite regimuri prezentată în secțiunile 5.6. și 5.7. , cât și în lucrarea [33]
- Publicarea a cinci articole științifice originale.
- Cererea spre brevetare a dispozitivului RDR.

Cele menționate mai sus reprezintă contribuții originale ale autorului asupra identificării coeficientului de amortizare aerodinamică pe axa de ruluu atât pe cale experimentală, cât și pe cale numerică.

## 6.3. LISTA LUCRĂRILOR ȘI PREZENTĂRILOR

### 6.3.1. Lista lucrărilor științifice

Pe parcursul studiilor doctorale, autorul a publicat cinci articole științifice corelate subiectului acestei lucrări după cum urmează:

1. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihai-Victor Pricop and Mihăiță Gilbert Stoican, *Roll Damping Measurements on Basic Finner Model Using Both Forced and Free Methods*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 60, Issue 6, 2023.
2. **Ionuț Bunescu**, Stefan Bogos, Teodor-Viorel Chelaru, Mihai-Vladut Hothazie, Mihai-Victor Pricop, *Coherent solutions to roll damping derivatives evaluation for a generic rocket model*, INCAS BULLETIN, Vol.15, Issue 3, pp. 19-30, 2023.
3. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, Mihai-Vlăduț Hothazie, *Identification of roll damping coefficient using the free rotation method*, INCAS BULLETIN, in press.
4. **Ionuț Bunescu**, Teodor Viorel Chelaru, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță Gilbert Stoican, Mihai-Vlăduț Hothazie, *Experimental Studies of Roll Damping Coefficient for Basic Finner Model*, AIP, in press.
5. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Tudorel-Petronel AFILIPOAE, Alexandru-Iulian ONEL, Mihai-Victor PRICOP, *A Comparison of Quasi-Steady and Unsteady CFD Methods on Roll Damping Derivatives Evaluation*, AIP, in press.

Dintre acestea, articolul 1 este publicat într-un jurnal cotate WoS (Factor de impact 2022: 1.6, Q3), articolele 4 și 5 sunt publicate în jurnale indexate WoS, iar articolele 2 și 3 sunt publicate în jurnalul INCAS Bulletin indexat în BDI.

### 6.3.2. Lista prezentărilor tehnice și științifice

Pe parcursul studiilor doctorale, autorul a prezentat nouă lucrări în cadrul manifestărilor științifice internaționale și a participat la realizarea a trei prezentări în cadrul manifestărilor tehnico-științifice internaționale. Acestea sunt expuse în cele ce urmează:

1. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, Ruxandra Dușmănescu, *Development of damping rigs for trisonic wind tunnel*, International Conference of Aerospace Sciences, București, Octombrie 2020.
2. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, *Roll damping coefficient determination and correction for Basic Finner Model*, International Conference of Aerospace Sciences, București, Octombrie 2022.
3. Mihai-Vladut Hothazie, **Ionuț Bunescu**, Mihai-Victor Pricop, Dumitru Pepelea, *CFD Numerical Predictions for Aerodynamic Roll Damping Coefficients on Basic Finner Model*, International Conference of Aerospace Sciences, București, Octombrie 2022.

4. Ciprian Chivu, **Ionuț Bunescu**, *Roll Damping Rig – Design and Validation*, STAI 134<sup>th</sup> Meeting 2022, Bedford, Octombrie 2022.
5. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vladut Hothazie, Mihai-Victor Pricop and Mihăiță-Gilbert Stoican, *Roll Damping Measurements on Basic Finner Using Both Forced and Free Methods*, AIAA SciTech Forum, National Harbor & Online, Ianuarie 2023.
6. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Victor Pricop, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihăiță-Gilbert Stoican, *Experimental investigation on roll damping coefficient*, 9th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, București, Mai 2023.
7. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vlăduț Hothazie, Ciprian Chivu, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, Nae Cătălin, *Roll Damping Rig validation with Basic Finner Model in dual mode: forced and free rotation method*, STAI 135<sup>th</sup> Meeting 2023, Tel Aviv, Mai 2023.
8. **Ionuț Bunescu**, Teodor Viorel Chelaru, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, Mihai-Vlăduț Hothazie, *Experimental Studies of Roll Damping Coefficient for Basic Finner Model*, International Conference for Nonlinear Problems Aeronautics and Aerospace, Praga & Online, Iunie 2023.
9. **Ionuț Bunescu**, Ștefan Bogos, Teodor-Viorel Chelaru, Mihai-Vladut Hothazie, Mihai-Victor Pricop, *Coherent solutions to roll damping derivatives evaluation for a generic rocket model*, EUCASS & CEAS, Laussane, Iulie 2023.
10. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Tudorel-Petronel AFILIPOAE, Alexandru-Iulian ONEL, Mihai-Victor PRICOP, *A Comparison of Quasi-Steady and Unsteady CFD Methods on Roll Damping Derivatives Evaluation*, International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Septembrie 2023..
11. **Ionuț Bunescu**, Ștefan Bogos, Teodor-Viorel Chelaru, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihai-Victor Pricop, Mihăiță-Gilbert Stoican, *Evaluation methods for roll damping coefficient*, The 40th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, București, Octombrie 2023.
12. **Ionuț Bunescu**, Mihai-Vladut Hothazie, Mihai-Victor Pricop, Alexandru Onel and Tudorel Afilipoae, *Numerical Investigation of Basic Finner Model in Roll Motion as Complement to the Experimental Work*, AIAA SciTech Forum, Orlando, Ianuarie 2024.

### 6.3.3. Lista brevetelor și a modelelor industriale

Autorul, împreună cu colaboratorii, au propus o cerere de brevet către OSIM în vederea patentării dispozitivului utilizat în cadrul studiului experimental. Acesta prezintă următoarele detalii:

1. **Ionuț Bunescu**, Ciprian Chivu, Mihai-Victor Pricop, Mihai-Vlăduț Hothazie, *Dispozitiv de identificare a amortizării aerodinamice pe axa de ruluu*, Nr. cerere brevet: a 2023 00295, 2023.

## 6.4. PERSPECTIVE DE DEZVOLTARE ULTERIOARĂ

Lucrarea prezintă două perspective mari de dezvoltare ulterioară:

Prima perspectivă constă în integrarea unei balanțe tensometrice pe axul dispozitivului astfel încât să poată fi determinate toate forțele și momentele aerodinamice dezvoltate în timpul rotației. Astfel se pot obține pe lângă amortizarea aerodinamică pe axa de rulu și derivatele forței laterale și a momentului de girație cu rotația redusă în jurul axei de rulu, coeficienți aerodinamici de interes denumiți și coeficientul de moment Magnus și coeficientul de forță Magnus. Această abordare prezintă avantajul imens al testării la turații foarte mici fără a avea contribuția tarei aerodinamice. Provocarea în acest caz constă în integrarea balanței în cadrul dispozitivului și protejarea acesteia de solicitările aerodinamice, de asemenea conectica balanței este o provocare, fiind nevoie de perii conectoare circulare sau altfel de conexiuni. A abordare simplista poate consta în rotirea modelului la turații reduse pe o plajă îngustă de unghiuri de rulu astfel încât firele de conexiune ale balanței să nu fie smulse. Această abordare poate fi aplicată pentru vehicule cu mișcare lentă în jurul axei de rulu, precum aeronavele.

A doua perspectivă constă în dezvoltarea unui dispozitiv similar care să determine amortizarea aerodinamică în jurul axelor de tangaj respectiv de girație. Un astfel de dispozitiv prezintă un mare interes datorită importanței coeficienților de amortizare pe axele de tangaj și girație ( $C_{mq}$  și  $C_{nr}$ ), acești coeficienți fiind dificil de estimat prin simulări numerice. Utilizarea acestuia pentru amortizarea în tangaj și girație se poate realiza prin simpla rotație cu  $90^\circ$  a dispozitivului. Similar dispozitivului de identificare a amortizării aerodinamice pe axa de rulu, un dispozitiv de identificare a amortizării pe axele de tangaj și girație poate utiliza fie metoda oscilației libere, fie metoda oscilației forțate. Metoda oscilației libere constă într-un sistem de scoatere din echilibru a modelului și într-un sistem elastic ce induce modelului o mișcare oscilatorie în jurul unei poziții de echilibru, determinarea coeficientului de amortizare pe axa de tangaj/girație realizându-se prin utilizarea relației decrementului logaritm. Metoda oscilației forțate constă într-un sistem de mișcare a modelului cu viteză constantă și un sistem de măsurare a momentului de tangaj/girație din timpul mișcării în jurul axei de tangaj/girație, coeficientul de amortizare obținându-se prin împărțirea coeficientului momentului de tangaj la frecvența redusă de oscilație. Provocările dezvoltării unui astfel de dispozitiv constă în: măsurarea cu precizie a oscilației modelului evitând modurile secundare date de prinderea modelului și a dispozitivului, poziționarea modelului la unghiul dorit, realizarea similitudinilor de frecvență redusă și moment de inerție redus, pe lângă similitudinea în nr. Mach și nr. Reynolds.

Un dispozitiv pentru identificarea amortizării aerodinamice pe axa de tangaj/girație este dezvoltat și în curs de testare în cadrul proiectului HiSAEROD (671 PED) prin care s-a finanțat și dezvoltarea și testarea sistemului RDR prezentat în această lucrare.

## 7. BIBLIOGRAFIE

- [1] C. Schueler, L. Ward și A. Hodapp, „Techniques for measurement of dynamic stability derivatives in ground test facilities,” Advisory group for aerospace research and development, 1967.
- [3] M. Samardzic, J. Isakovic, M. Milos, Z. Anastasijevic și D. B. Nauparac, „Measurement of the Direct Damping Derivative in Roll of the Two Calibration Missile Models,” *FME Transactions*, vol. 41, nr. 3, pp. 189-194, 2013.
- [8] V. A. Bhagwandin, „High-Alpha Prediction of Roll Damping and Magnus Stability Coefficients for Finned Projectiles,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 53, nr. 4, pp. 720-729, 2016.
- [10] M. R. Eidell, R. P. Nance, G. Z. McGowan, J. G. Carpenter și F. G. Moore, „Computational Investigation of Roll Damping for Missile Configurations,” în *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Louisiana, 2012.
- [14] J. Nicolaidis și R. Bolz, „On the Pure Rolling Motion of Winged and/or Finned Missiles in Varying Supersonic Flight,” *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 8, pp. 160-1683, 1953.
- [15] F. Regan, „Roll Damping Moment Measurement for the Basic Finner at Subsonic and Supersonic Speeds,” NAVORD, 1964.
- [16] B. Uselton și L. Jenke, „Experimental Missile Pitch- and Roll-Damping Characteristics at Large Angles of Attack,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 14, pp. 241-247, 1977.
- [17] S. M. Murthy, „Subsonic and Transonic Roll Damping Measurement on Basic Finner,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 19, nr. 1, pp. 86-87, 1982.
- [19] I. Bunescu, M.-V. Hothazie, M.-V. Pricop și M. G. Stoican, „Roll Damping Measurements on Basic Finner Using Both Forced and Free Methods,” în *AIAA Scitech 2023 Forum*, National Harbor, 2023.
- [29] L. Jenke, „Experimental Roll-Damping, Magnus and Static-Stability Characteristics of Two Slender Missile Configuration at High Angles of Attack (0 to 90 deg) and Mach Numbers 0.2 through 2.5,” Arnold Engineering Development Center, 1976.
- [30] S. Murthy, P. Rao și N. Vasudeva, „Development of a roll-damping test rig for measurements on continuously rotating models in the NAL 0.3m Trisonic Blowdown Tunnel,” NAL Report: AE-TM-1-81, 1981.
- [33] I. Bunescu, M.-V. Hothazie, M.-V. Pricop, A. Onel și T. Afilipoae, „Numerical Investigation of Basic Finner Model in Roll Motion as Complement to the Experimental Work,” în *AIAA SCITECH 2024 Forum*, Orlando, 2024.
- [48] I. Bunescu, T. Chelaru, M. Pricop, M. Stoican și M. Hothazie, „Experimental Studies of Roll Damping Coefficient for Basic Finner Model,” *AIP*, in press.