



Universitatea
Transilvania
din Braşov

ŞCOALA DOCTORALĂ INTERDISCIPLINARĂ

Facultatea de Inginerie Tehnologică și Management Industrial

Ing. Mihai-Victor PRICOP

Contribuții la managementul proceselor de aerodinamică
experimentală cu aplicații în aeronautică și spațiu

Contributions to experimental aerodynamic processes
management with applications in aeronautics and space

REZUMAT / ABSTRACT

Conducător științific

Prof. Univ. Dr. Ing. Dr. Ec. Mircea BOȘCOIANU

BRAȘOV, 2018



Universitatea
Transilvania
din Braşov

D-lui (D-nei)

COMPONENŢA

Comisiei de doctorat

Numită prin ordinul Rectorului Universităţii Transilvania din Braşov

Nr. din

PREŞEDINTE:	Prof. Dr. Ing. Gheorghe OANCEA Preşedinte, Universitatea Transilvania din Braşov
CONDUCĂTOR ŞTIINŢIFIC:	Prof. Univ. Dr. Ing. Dr. Ec. Mircea BOŞCOIANU Universitatea Transilvania din Braşov
REFERENŢI:	CS I Dr. Ing. Mat. Cătălin NAE Institutul Naţional de Cercetări Aerospaţiale “Elie Carafoli”, Bucureşti
	Prof. Dr. Ing. Ec. Ioan ABRUDAN Referent oficial, Universitatea Tehnică din Cluj-Napoca
	Prof. Dr. Ing. Gavrilă CALEFARIU Universitatea Transilvania din Braşov

Data, ora şi locul susţinerii publice a tezei de doctorat:, ora, sala

Eventualele aprecieri sau observaţii asupra conţinutului lucrării vor fi transmise electronic, în timp util, pe adresa mihai.pricop@unitbv.ro.

Totodată, vă invităm să luaţi parte la şedinţa publică de susţinere a tezei de doctorat.

Vă mulţumim.

Cuprins (limba română)

CUPRINS.....	VI	II
LISTA DE SIMBOLURI.....	X	IX
LISTA DE ABREVIERI.....	XI	X
LISTA FIGURILOR.....	XIII	XII
LISTA TABELELOR.....	XXIII	XVI
1 INTRODUCERE.....	1	1
1.1 JUSTIFICAREA ABORDĂRII TEMEI.....	1	1
1.2 DELIMITAREA TEMEI DE CERCETARE.....	2	2
1.3 IMPORTANȚA ȘI ACTUALITATEA TEMEI.....	2	2
1.4 CONTEXTUL ȘTIINȚIFIC ACTUAL.....	3	3
1.5 TITLUL TEZEI ȘI OBIECTIVELE PROPUSE SPRE REZOLVARE.....	7	6
2 STADIUL ACTUAL ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ.....	10	7
2.1 TUNELELE AERODINAMICE CA INSTALAȚII DE CERCETARE.....	11	9
2.1.1 <i>Clasificare după nivelul tehnic (TRL)</i>	11	9
2.2 PARAMETRI DE SIMILITUDINE RELEVANȚI.....	13	10
2.3 REGIMUL DE VITEZE MICI.....	15	12
2.4 REGIMUL DE VITEZE MARI.....	17	13
3 CONTRIBUȚII ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII DE AVIAȚIE.....	19	14
3.1 INVESTIGAREA INCREMENTALĂ A UNUI SISTEM DE HIPERSUSTENTAȚIE CU CONTROLUL PASIV AL CURGERII.....	19	
3.1.1 <i>Obiectivele și descrierea problemei</i>	19	14
3.1.2 <i>Definirea programului experimental</i>	19	14
3.1.3 <i>Proiectul mecanic și fabricația modelului</i>	20	15
3.1.4 <i>Implementare soft postprocesare rezultate</i>	22	16
3.1.5 <i>Realizarea campaniei experimentale</i>	27	19
3.1.6 <i>Analiza rezultatelor experimentale</i>	31	22
3.1.7 <i>Concluzii</i>	36	26
3.2 REALIZAREA ȘI CARACTERIZAREA EXPERIMENTALĂ A UNUI SISTEM DE HIPERSUSTENTAȚIE CU CONTROLUL ACTIV AL CURGERII.....	38	28
3.2.1 <i>Obiectivele și descrierea problemei</i>	38	28
3.2.2 <i>Planificarea campaniei experimentale</i>	38	29
3.2.3 <i>Identificarea răspunsului dinamic al balanței</i>	38	29
3.2.4 <i>Implementarea circuitului pneumatic de alimentare al sistemului AFC</i>	40	30
3.2.5 <i>Realizarea campaniei experimentale</i>	41	30
3.2.6 <i>Concluzii</i>	49	37
3.3 INVESTIGAREA ȘI CONTROLUL FENOMENULUI DE BUFFET ÎN REGIM TRANSONIC ÎN CAZUL UNEI ARIPI LAMINARE.....	51	39
3.3.1 <i>Obiectivele și descrierea problemei</i>	51	39
3.3.2 <i>Stabilirea arhitecturii modelului</i>	53	40
3.3.3 <i>Proiectarea aerodinamică</i>	53	41
3.3.3.1 <i>Reconstrucția profilului aerodinamic</i>	54	42
3.3.4 <i>Dezvoltarea modelului după cerințele și constrângerile operaționale</i>	57	43
3.3.5 <i>Instrumentarea modelului</i>	58	44
3.3.6 <i>Campania experimentală</i>	64	48
3.3.6.1 <i>Faza 1 Identificarea buffet și vizualizări</i>	64	49
3.3.6.2 <i>Faza 2 Identificarea buffet în distribuțiile de presiuni</i>	72	54
3.3.6.3 <i>Faza 3 Controlul activ al curgerii cu SJ</i>	73	55

3.3.7	<i>Construcția diagramei buffet onset din analiza spectrală a semnalelor de presiune</i>	74	55
3.3.8	<i>Concluzii</i>	75	56
4	CONTRIBUȚII ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII SPAȚIALE	79	60
4.1	EXPERIMENTAREA UNOR CORPURI CANONICE ÎN REGIM SUPERSONIC.....	79	60
4.1.1	<i>Corpul sferic</i>	79	60
4.1.1.1	Obiectivul studiului.....	79	60
4.1.1.2	Proiectarea mecanică calculul de rezistență și fabricația modelului.....	80	61
4.1.1.3	Instrumentarea.....	82	62
4.1.1.4	Campania experimentală și concluzii.....	82	62
4.1.2	<i>Rampa undă de șoc oblică</i>	84	63
4.1.2.1	Obiectivele studiului.....	84	63
4.1.2.2	Proiectarea mecanică și calculul de rezistență.....	84	63
4.1.2.3	Instrumentarea.....	86	65
4.1.2.4	Campania experimentală și analiza rezultatelor.....	87	65
4.1.2.5	Rezultate și concluzii.....	90	67
4.2	EXPERIMENTAREA UNOR CONFIGURAȚII DE VEHICUL AEROSPAȚIAL ÎN REGIM SUPERSONIC.....	92	69
4.2.1	<i>Fuselajul autoportant (Lifting Body)</i>	92	69
4.2.1.1	Obiectivul studiului.....	92	69
4.2.1.2	Proiectarea mecanică.....	92	69
4.2.1.3	Instrumentarea modelului.....	95	70
4.2.1.4	Campania experimentală și concluzii.....	95	70
4.2.2	<i>Boosterul planor cu revenire (Glide Back Booster)</i>	99	73
4.2.2.1	Obiectivul studiului.....	99	73
4.2.2.2	Proiectarea preliminară a vehiculului.....	99	73
4.2.2.3	Proiectarea mecanică a modelului.....	104	75
4.2.2.4	Instrumentarea modelului.....	105	76
4.2.2.5	Campania experimentală.....	105	76
4.2.2.6	Rezultate și concluzii.....	107	78
4.3	CONCLUZIILE APLICAȚIILOR DE AERODINAMICĂ EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII SPAȚIALE.....	110	80
5	CONTRIBUȚII LA MANAGEMENTUL PROIECTELOR ȘI PROGRAMELOR DE AVIAȚIE ȘI SPAȚIU ÎNTR-UN INSTITUT DE CERCETARE	111	81
5.1	OBIECTIVE.....	111	81
5.2	STADIUL ACTUAL AL CERCETĂRII ÎN DOMENIUL MANAGEMENTULUI PROIECTELOR.....	111	81
5.2.1	<i>Metode generale și inspirate din ingineria sistemelor complexe</i>	111	81
5.3	METODE OPERAȚIONALE AVANSATE ÎN CONDIȚII DE RISC ȘI INCERTITUDINE.....	119	88
5.3.1	<i>Tehnica de Benchmarking</i>	121	89
5.3.2	<i>Optimizarea execuției proiectelor prin simularea Monte-Carlo</i>	123	90
5.3.2.1	Simularea Monte-Carlo a duratei de execuție a unui proiect.....	123	94
5.3.3	<i>Optimizarea profitului activității pe compartimentele departamentului prin programarea lineară</i>	129	94
5.3.4	<i>Concluzii</i>	131	
5.4	ANALIZA POTENȚIALULUI NAȚIONAL DE FINANȚARE A PROIECTELOR AEROSPAȚIALE.....	132	95
5.4.1	<i>Concluzii</i>	137	98
5.5	OPORTUNITĂȚILE LA NIVEL NAȚIONAL.....	138	98
5.5.1	<i>Concluzii</i>	141	101
5.6	OPORTUNITĂȚILE LA NIVEL EUROPEAN.....	142	101
5.6.1	<i>Oportunitățile din cadrul ESA</i>	142	101
5.6.2	<i>Oportunitățile din cadrul CE</i>	143	102

5.6.3	Concluzii.....	145	103
5.7	IMPLICAREA MULTIDISCIPLINARĂ ÎN PROIECTE.....	145	104
5.7.1	Proiecte naționale.....	145	104
5.7.2	Proiecte internaționale.....	146	105
5.7.3	Contribuții personale în proiectele aerospațiale.....	147	106
5.7.3.5	Realizarea unor componente de machetă de suflerie la scară mare (LOSPA)	153	108
5.7.4	Concluzii.....	158	111
5.8	ANALIZA PROIECTELOR AEROSPAȚIALE REALIZATE.....	160	112
5.8.1	Analiza activității științifice.....	160	112
5.8.2	Analiza activității de inginerie industrială.....	161	113
5.8.3	Analiza caracteristicilor tipice ale proiectelor din domeniul sistemelor aerospațiale.....	161	113
5.8.4	Analiza critică a problemelor din cadrul proiectelor cu activități unicate.....	163	114
5.8.5	Indicatori de performanță.....	165	117
5.8.6	Concluzii.....	166	117
5.9	OPTIMIZAREA PERFORMANȚEI LA NIVEL DE DEPARTAMENT.....	167	118
5.9.1	Optimizarea performanței laboratorului de calcul numeric.....	170	121
5.9.2	Optimizarea performanței laboratorului supersonic.....	176	125
5.9.2.3	Instrument software de optimizare a automatizării și reglajului.....	191	134
5.9.2.4	Instrument software de optimizare a scării modelului și a programului experimental.....	194	136
5.9.2.5	Concluzii.....	199	141
5.9.3	Optimizarea laboratorului de aerodinamică generală.....	200	141
5.9.3.1	Optimizarea aerodinamică a suprafeței mediane și a formei în plan.....	200	141
5.9.3.2	Optimizarea directă a profilelor aerodinamice.....	201	142
5.9.4	Managementul resurselor umane.....	211	149
5.9.4.5	Managementul conflictelor.....	218	154
5.9.4.6	Între Leader și Manager.....	221	155
5.9.5	Reziliența la oportunitățile cu grad ridicat de risc.....	222	157
5.9.6	Organizarea și stocarea electronică a proiectelor.....	223	157
5.10	INIȚIATIVE STRATEGICE.....	225	158
5.10.1	Inițiativa Microfighter.....	225	159
5.10.1.1	Considerații generale.....	226	159
5.10.1.2	Definirea misiunii.....	228	160
5.10.2	Inițiativa Strike Lancer.....	232	163
5.10.2.1	Considerații generale.....	235	163
5.10.2.2	Configurarea platformei de atac suprafață și aer-aer.....	235	165
5.10.2.3	Configurarea platformei de recunoaștere și coordonare atac suprafață.....	238	167
5.10.2.4	Considerații pentru avionică.....	239	167
5.10.3	Concluzii.....	240	168
6	CONCLUZII GENERALE	242	170
6.1	CONTRIBUȚIILE AUTORULUI.....	242	170
6.1.1	Contribuții în experimentarea sistemului de hipersustentație cu controlul pasiv al curgerii.....	242	170
6.1.2	Contribuții în experimentarea sistemului de hipersustentație cu controlul activ al curgerii.....	243	171
6.1.3	Contribuții la caracterizarea experimentală și controlul fenomenului de buffet pe o aripă laminară.....	243	171
6.1.4	Contribuții în aerodinamica experimentală pentru aplicații spațiale.....	244	172
6.1.5	Implicații manageriale și contribuții la managementul proiectelor și programelor de aviație și spațiu într-un institut de cercetare.....	245	173
6.2	DIRECȚII DE LUCRU VIITOARE.....	248	175
6.2.1	Modelarea configurațiilor aerodinamice.....	248	175

6.2.2	<i>Dezvoltarea capacităților soft de nouă generație pentru tunelul supersonic.....</i>	248	175
6.2.3	<i>Dezvoltarea capacității de optimizare a execuției proiectelor.....</i>	248	176
6.2.4	<i>Aplicarea metodelor de optimizare aerodinamică în proiectarea turbinelor eoliene.....</i>	249	176
6.2.5	<i>Inițiativa și proiectul preliminar Microfighter.....</i>	249	176
6.2.6	<i>Inițiativa și proiectul preliminar Strike Lancer.....</i>	249	176
6.2.7	<i>Mecanica fluidelor computațională.....</i>	249	177
6.2.8	<i>Optimizarea structurală.....</i>	250	177
6.2.9	<i>Optimizarea aerodinamică.....</i>	251	177
6.2.11	<i>Optimizarea multidisciplinară a vehiculelor aerospațiale.....</i>	251	178
6.3	DISEMINAREA REZULTATELOR.....	252	178
6.4	CARACTERUL DE ORIGINALITATE.....	252	178
7	BIBLIOGRAFIE.....	253	179
8	SCURT REZUMAT AL TEZEI DE DOCTORAT.....	419	189
9	ANEXA CURRICULUM VITAE.....	420	190

Cuprins (limba engleză)

CONTENTS	VI	II
LIST OF SYMBOLS	X	IX
LIST OF ABBREVIATIONS	XI	X
LIST OF FIGURES	XIII	XII
LIST OF TABLES	xxiii	xvi
1 INTRODUCTION	1	1
1.1 JUSTIFICATION OF THE SUBJECT APPROACH.....	1	1
1.2 DELIMITATION OF THE RESEARCH.....	2	2
1.3 IMPORTANCE AND ACTUALITY OF THE RESEARCH.....	2	2
1.4 CURRENT SCIENTIFIC CONTEXT.....	3	3
1.5 THESIS'S TITLE AND OBJECTIVES.....	7	6
2 STATE OF THE ART IN EXPERIMENTAL AERODYNAMICS	10	7
2.1 WIND TUNNELS AS RESEARCH INSTRUMENTS.....	11	9
2.1.1 <i>Classification considering TRL</i>	11	9
2.2 SIMILITUDE PARAMETERS.....	13	10
2.3 LOW SPEED REGIME.....	15	12
2.4 HIGH SPEED REGIME.....	17	13
3 CONTRIBUTIONS TO EXPERIMENTAL AERODYNAMICS FOR AERONAUTICS	19	14
3.1 INCREMENTAL ASESMENT OF A PASSIVE FLOW CONTROL HIGH LIFT SYSTEM.....	19	
3.1.1 <i>Objectives and description</i>	19	14
3.1.2 <i>Test matrix definition</i>	19	14
3.1.3 <i>Mechanical design and model manufacturing</i>	20	15
3.1.4 <i>Postprocessing software implementation</i>	22	16
3.1.5 <i>Experimental campaign</i>	27	19
3.1.6 <i>Results analysis</i>	31	22
3.1.7 <i>Conclusions</i>	36	26
3.2 IMPLEMENTATION AND EXPERIMENTAL CHARACTERIZATION OF A PASSIVE FLOW CONTROL HIGH-LIFT SYSTEM.....	38	28
3.2.1 <i>Objectives and description</i>	38	28
3.2.2 <i>Experimental campaign planning</i>	38	29
3.2.3 <i>Identification of balance's dynamic response</i>	38	29
3.2.4 <i>Pneumatic setup of the Active Flow Control system</i>	40	30
3.2.5 <i>Experimental campaign</i>	41	30
3.2.6 <i>Conclusions</i>	49	37
3.3 INVESTIGATION AND ACTIVE FLOW CONTROL OF BUFFET FOR A LAMINAR WING.....	51	39
3.3.1 <i>Objectives and description</i>	51	39
3.3.2 <i>Wind tunnel model architecture</i>	53	40
3.3.3 <i>Aerodynamic design</i>	53	41
3.3.4 <i>Model development according to requirements</i>	57	43
3.3.5 <i>Model instrumentation</i>	58	44
3.3.6 <i>Wind tunnel experimental campaign</i>	64	48
3.3.6.1 Phase 1 buffet identification and oil-flow visualizations.....	64	49
3.3.6.2 Phase 2 buffet identification in pressure distributions.....	72	54
3.3.6.3 Phase 3 active flow control with synthetic jets.....	73	55
3.3.7 <i>Buffet onset chart by pressure power spectral density</i>	74	55
3.3.8 <i>Conclusions</i>	75	56

4	CONTRIBUTIONS TO EXPERIMENTAL AERODYNAMICS FOR SPACE APPLICATIONS	79	60
4.1	CANONIC BODIES IN SUPERSONIC REGIME.....	79	60
4.1.1	<i>Spherical body</i>	79	60
4.1.1.2	Mechanical design and model manufacturing.....	80	61
4.1.1.3	Instrumentation.....	82	62
4.1.1.4	Wind tunnel campaign and conclusions.....	82	62
4.1.2	<i>Oblique shock wave ramp</i>	84	63
4.1.2.2	Mechanical design and model manufacturing.....	84	63
4.1.2.3	Instrumentation.....	86	65
4.1.2.4	Wind tunnel campaign.....	87	65
4.1.2.5	Results and conclusions.....	90	67
4.2	WIND TUNNEL TESTING OF SPACECRAFT IN SUPERSONIC REGIME.....	92	69
4.2.1	<i>Lifting Body</i>	92	69
4.2.1.1	Objectives.....	92	69
4.2.1.2	Mechanical design.....	92	69
4.2.1.3	Model instrumentation.....	95	70
4.2.1.4	Campaign and results.....	95	70
4.2.2	<i>Glide Back Booster</i>	99	73
4.2.2.1	Objectives.....	99	73
4.2.2.3	Mechanical design.....	104	75
4.2.2.4	Model instrumentation.....	105	76
4.2.2.5	Campaign.....	105	76
4.2.2.6	Results and conclusions.....	107	78
4.3	CONCLUSIONS OF EXPERIMENTAL AERODYNAMICS FOR SPACE.....	110	80
5	CONTRIBUTIONS TO PROJECT AND PROGRAM MANAGEMENT IN A RESEARCH ESTABLISHMENT	111	81
5.1	OBJECTIVES.....	111	81
5.2	STATE OF THE ART IN PROJECT MANAGEMENT.....	111	81
5.2.1	<i>Generic methods and inspired from complex systems engineering</i>	111	81
5.3	ADVANCED OPERATIONAL METHODS UNDER RISK AND UNCERTANTIES.....	119	88
5.3.1	<i>Benchmarking technique</i>	121	89
5.3.2	<i>Monte-Carlo simulation as project optimization method</i>	123	90
5.3.3	<i>Optimization of profit at department level by linear programming</i>	129	94
5.3.4	<i>Conclusions</i>	131	
5.4	ANALYSIS OF NATIONAL POTENTIAL FUNDING FOR AEROSPACE PROJECTS.....	132	95
5.4.1	<i>Conclusions</i>	137	98
5.5	NATIONAL LEVEL OPPORTUNITIES.....	138	98
5.5.1	<i>Conclusions</i>	141	101
5.6	EUROPEAN LEVEL OPPORTUNITIES.....	142	101
5.6.1	<i>ESA opportunities</i>	142	101
5.6.2	<i>CE opportunities</i>	143	102
5.6.3	<i>Conclusions</i>	145	103
5.7	MULTIDISCIPLINARY INVOLVMENT IN PROJECTS.....	145	104
5.7.1	<i>National projects</i>	145	104
5.7.2	<i>International projects</i>	146	105
5.7.3	<i>Personal contributions to aerospace projects</i>	147	106
5.7.4	<i>Conclusions</i>	158	111
5.8	ANALYSIS OF COMPLETED AEROSPACE PROJECTS.....	160	112
5.8.1	<i>Analysis of scientific activity</i>	160	112

5.8.2	<i>Analysis of industrial engineering activity</i>	161	113
5.8.3	<i>Analysis of common features of aerospace projects</i>	161	113
5.8.4	<i>Critical analysis of projects with one of kind activities</i>	163	114
5.8.5	<i>Performance indices</i>	165	117
5.8.6	<i>Conclusions</i>	166	117
5.9	PERFORMANCE OPTIMIZATION AT DEPARTMENT LEVEL.....	167	118
5.9.1	<i>CFD lab performance optimization</i>	170	121
5.9.2	<i>Supersonic wind-tunnel performance optimization</i>	176	125
5.9.2.3	Software tool for optimization of control law.....	191	134
5.9.2.4	Software tool for optimization of model scale and regimes.....	194	136
5.9.2.5	Conclusions.....	199	141
5.9.3	<i>General aerodynamics lab performance optimization</i>	200	141
5.9.3.2	Airfoil optimization.....	201	142
5.9.4	<i>Management of human resources</i>	211	149
5.9.4.5	Management of conflicts.....	218	154
5.9.4.6	Between Leader and Manager.....	221	155
5.9.5	<i>High risk opportunities resilience</i>	222	157
5.9.6	<i>Projects electronic organization and storage</i>	223	157
5.10	STRATEGIC INITIATIVES.....	225	158
5.10.1	<i>Microfighter initiative</i>	225	159
5.10.2	<i>Strike Lancer initiative</i>	232	163
5.10.3	<i>Conclusions</i>	240	168
6	GENERAL CONCLUSIONS	242	170
6.1	AUTHOR'S CONTRIBUTIONS.....	242	170
6.1.1	<i>Contributions to pasive flow control high lift system testing</i>	242	170
6.1.2	<i>Contributions to active flow control high lift system testing</i>	243	171
6.1.3	<i>Contributions to experimental characterization of buffet on a laminar wing</i>	243	171
6.1.4	<i>Contributions to experimental aerodynamics for spacecraft</i>	244	172
6.1.5	<i>Contributions to project management for aerospace in a research establishment</i>	245	173
6.2	FUTURE WORK.....	248	175
6.2.1	<i>Geometric modeling of aircraft</i>	248	175
6.2.2	<i>Software for the supersonic wind tunnel: control and postprocessing</i>	248	175
6.2.3	<i>Project management software tools</i>	248	176
6.2.4	<i>Numerical optimization of horizontal axis wind turbines</i>	249	176
6.2.5	<i>Microfighter preliminary design and promotion</i>	249	176
6.2.6	<i>Strike Lancer preliminary design and promotion</i>	249	176
6.2.7	<i>Computational Fluid Dynamics</i>	249	177
6.2.8	<i>Structural optimization</i>	250	177
6.2.9	<i>Aerodynamic optimization</i>	251	177
6.2.11	<i>Multidisciplinary optimization of aerospace vehicles</i>	251	178
6.3	DISSEMINATION OF RESULTS.....	252	178
6.4	ORIGINALITY OF WORK.....	252	178
7	REFERENCES	253	179
8	SHORT SUMMARY OF THESIS	419	189
9	CURRICULUM VITAE	420	190

Lista de simboluri

Simbol	Definiție	Unitate măsură
α	Unghi de atac	grad
ρ	Densitatea aerului	Kg/m ³
μ	Vâscozitatea dinamică a aerului	Pa s
δ_f	Unghiul flapsului	grad
$Re = \frac{\rho V c}{\mu}$	Numărul Reynolds	-
DC	Factor de umplere (<i>duty cycle</i>)	-
\dot{M}	Debit masic (sistem suflaj)	Kg/s
V	Viteza de la infinit amonte	m/s
H	Lățimea fantei de suflaj	m
\bar{u}	Viteza medie de suflaj	m/s
c_μ	Coefficientul de impuls al sistemului de suflaj	-
[X, Y, Z]	Componentele vectorului forță aerodinamică în sistem legat de model	N
[L, M, N]	Componentele vectorului moment aerodinamic	Nm
CD, CS, CL	Coefficienții aerodinamici de forță: rezistența la înaintare, forța laterală și portanța, în sistemul legat de curent	-
Cl, Cm, Cn	Coefficienții aerodinamici de moment: ruluu, tangaj și girație, în sistemul legat de curent	-
Cx, Cy, Cz	Coefficienții aerodinamici de forță în sistemul legat de model	-
L_{ref}	Lungimea de referință aerodinamică	m
n_x, n_y, n_z	Componentele versorului normal la suprafață, orientat către interior	-

Lista de abrevieri

AFC	Controlul activ al curgerii (<i>Active Flow Control</i>)
ALM	Fabricația aditivă (<i>Additive Layer Manufacturing</i>)
ASR	Agenția Spațială Română
AVERT	Proiectul <i>Aerodynamic Validation of Emission Reducing Technologies</i>
BOK	Corpul cunoașterii (<i>Body of Knowledge</i>)
BUCOLIC	Grupul de lucru <i>Buffet Control of Transonic Wings</i>
CD	Cercetare-Dezvoltare
CDR	Analiza critică a proiectului (<i>Critical Design Review</i>)
CE	Comisia Europeană
CESAR	Proiectul <i>Cost Effective Small Aircraft</i>
CIRA	Centrul de cercetare aerospațial italian (<i>Italian Aerospace Research Centre</i>)
CFD	Dinamica fluidelor computațională (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)
DLR	Centrul de cercetări aerospațiale german (<i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>)
ESA	Agenția spațială europeană (<i>European Space Agency</i>)
ESTEC	Centrul tehnic al ESA (<i>ESA Technical Center</i>), Noordwijk, Olanda
FLPP	Programul de pregătire al lansatoarelor viitorului (<i>Future Launchers Preparatory Programme</i>)
GA	Algoritm genetic (<i>Genetic Algorithm</i>)
GBB	Booster planor (<i>Glide Back Booster</i>)
GRA	Proiectul <i>Green Regional Aircraft</i>
HPC	Calcul numeric de înaltă performanță (<i>High Performance Computing</i>)
ILOT / IoA	Institut Lotnictwa Warszawa / <i>Institute of Aviation Warsaw</i>
INS	Institutul Național de Statistică
ITAR	International Traffic in Arms Regulations
IXV	Proiectul ESA – <i>Intermediate Experimental Vehicle</i>
JTI	Proiect de tip Inițiativă tehnologică comună a CE (<i>Joint Technology Initiative</i>)
JTI Clean Sky	Proiectul <i>Joint Technology Initiative – Clean Sky</i>
JU	Întreprindere comună a CE pentru un proiect de tip JTI (<i>Joint Undertaking</i>)
Kulite	Companie care produce traductori de presiune, în special dinamici
LB	Fuselaj autoportant (<i>Lifting body</i>)
LES	Simularea numerică directă (dinamica fluidelor) a scărilor mari (<i>Large Eddy Simulation</i>)
LOSPA	Subproiectul <i>JTI Clean Sky Model Design and Manufacturing of the Turbofan Configuration for Low Speed Aerodynamic and Acoustic Testing</i>
MApN	Ministerul Apărării Naționale
Max. Ext.	Extensia de coardă pentru aripă ca sistem de hipersustentație (<i>Chord Extension</i>)
MC	Ministerul Cercetării
MCI	Ministerul Cercetării și Inovării
ME	Ministerul Economiei
MVG	Generator de vârtejuri mecanic (<i>Mechanical Vortex Generator</i>)
NI	Compania <i>National Instruments</i>
ONERA	Institutul francez aerospațial <i>Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales</i>
PDAS	Compania <i>Public Domain Aeronautical Software</i>

PDR	Analiza preliminară a proiectului (<i>Preliminary Design Review</i>)
PMBok	Corpul de cunoaștere al PM (<i>Project Management Body of Knowledge</i>)
PM	Managementul Proiectului (<i>Project Management</i>)
PFC	Controlul pasiv al curgerii (<i>Passive Flow Control</i>)
PSP	Vopsea sensibilă la presiune (<i>Pressure Sensitive Paint</i>)
rake	Dispozitiv de măsură a presiunii statice, totale sau combinate, multi-element, asemănător unei furci, sau unui pieptăne
RBM	Momentul de încovoiere la încastrarea aripii (<i>root bending moment</i>)
rms	Abaterea medie patratică (<i>root mean square</i>)
RANS	Sistemul de ecuații Navier-Stokes mediat în timp (<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>)
ROSA	Agenția Spațială Română (<i>Romanian Space Agency</i>)
SADRN	Sistem de Atac, Defensiv, Recunoaștere și Navigație
SCB	Protuberanță pentru controlul undei de șoc (<i>Shock Control Bump</i>)
SFWA	Subproiectul <i>JTI Clean Sky Smart Fixed Wing Aircraft</i>
SJ	Actuator cu jet sintetic (<i>Synthetic Jet Actuator</i>)
STAR	Programul de cercetare tehnologică al ROSA/ASR (<i>Space Technology Advanced Research</i>)
STOL	Tehnologia de decolare și aterizare scurtă (<i>Short Take Off And Landing</i>)
SWBLI	Interacțiunea undă de șoc-strat limită (<i>Shock Wave-Boundary Layer Interaction</i>)
TED	Dispozitiv aerodinamic de bord de fugă (<i>Trailing Edge Device</i>)
THMR	Mini furcă pentru presiunile totale (<i>Total Head Mini Rake</i>)
TO	Optimizare topologică (<i>Topology Optimization</i>)
TRL	Nivel de maturitate tehnologică (<i>Technical Readiness Level</i>)
TSAGI	Institutul de aerodinamică central al Rusiei (<i>Central Aerohydrodynamic Institute</i>)
TSP	Vopsea sensibilă la temperatură (<i>Temperature Sensitive Paint</i>)
TUB	Universitatea tehnică Berlin (<i>Technische Universität Berlin</i>)
UAV	Avion fără pilot (<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>)
UFAST	Efecte nestaționare în separarea indusă de unda de șoc (<i>Unsteady Effects in Shock Wave Induced Separation</i>)
UȘO	Undă de șoc oblică
UV	Ultraviolet
VG	Generator de vârtej (<i>Vortex Generator</i>)
VTOL	Tehnologia de decolare și aterizare verticală (<i>Vertical Take Off And Landing</i>)
WB	Banca Mondială (<i>World Bank</i>)
WBS	Structura de defalcare a manoperei (<i>Work Breakdown Structure</i>)
WP	Activitate în proiect (<i>Work Package</i>)

Lista figurilor

Fig. 1.1 Evoluție flap Boeing 747, 777, 787 (internet).....	5
Fig. 1.2 Flaps simplu element sau monobloc Airbus 340, 380, 350 (internet)	5
Fig. 1.3 Convergența temelor de actualitate în lucrare.....	6
Fig. 2.1 Principalii factori de progres în aerodinamică	9
Fig. 3.2 Poziționarea prizelor de presiune pe elementele machetei.....	16
Fig. 3.3 Instalarea și verificarea scanivalvelor mecanice în aripă.....	16
Fig. 3.5 Schema bloc a procesării forțelor și momentelor.....	17
Fig. 3.4 Schema bloc a programului sigma și intrări/ieșiri.....	17
Fig. 3.6 Schema procesării semnalelor de presiune pe secțiunile elementelor portante.....	18
Fig. 3.7 Evaluarea efectului numărului Reynolds la configurația de aterizare	19
Fig. 3.8 Generatoarele de vârtej MVG1 și MVG2.....	20
Fig. 3.9 Generatoarele de vârtej MVG3 și MVG4.....	20
Fig. 3.10 Efectul grosimii VG asupra portanței și rezistenței la înaintare	21
Fig. 3.11 Evoluția iterativă a plăcilor de capăt în procesul de optimizare empiric a) discoidale vibrații puternice, b) eliptice vibrații puternice, c) eliptică în amonte și îngustă în aval, comportament normal .	21
Fig. 3.12 Generatoarele de vârtej în două versiuni: joase (MVG3, MVG4) și înalte (MVG1, MVG2)	22
Fig. 3.13 Reducerea rezistenței induse prin optimizarea plăcilor de capăt.....	22
Fig. 3.14 Curbele de portanță a) și polarele pentru cele 54 de configurații b).....	23
Fig. 3.15 Comparație CLmax balanță și rezultat integrare numerică.....	23
Fig. 3.16 Distribuții de presiune pentru experiențele 1 a), 31 care are flap cu dublă fantă b) și configurația cea mai performantă 46 c)	24
Fig. 3.17 Config. 3, Descompunerea CL și CD din integrarea presiunii	24
Fig. 3.18 Vizualizări Config. 43 la unghi atac 10 grade	25
Fig. 3.19 Vizualizare Config. 43 a) și Config. 44 b) în vecinătatea CLmax	25
Fig. 3.20 Schema de excitație a balanței pentru identificarea frecvențelor proprii fundamentale	30
Fig. 3.21 Integrarea actuatorilor pneumatici în flap.....	30
Fig. 3.22 Distribuțiile de presiune pentru cele trei poziții studiate, la unghi atac 0 grade necorectat a) macheta instalată pe balanță, tunel subsonic INCAS b).....	31
Fig. 3.23 Distribuțiile de presiune fără suflaj la pozițiile flap de 40, 45 și 49 grade	31
Fig. 3.24 Rezultatele experimentale pentru unghi flap 49 grade, fără suflaj	32
Fig. 3.25 Profilul temporar al vitezei de suflaj la 4 și 8 bar, 100 Hz a) și b) ciclul sistemului AFC cu factor de umplere DC=50%, c)	32
Fig. 3.26 Evaluarea globală a celor trei configurații cu și fără suflaj	34
Fig. 3.27 Dependența CL de presiunea de alimentare și frecvență, rezultate balanță, flap 49 grade	34
Fig. 3.28 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 49 grade, 100 Hz a), parametrii	35
Fig. 3.29 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 40 grade, 100 Hz a), parametrii	35
Fig. 3.30 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 45 grade, 100 Hz a), parametrii	35
Fig. 3.31 Indexul de performanță al AFC sus, flap 45 grade, unghi atac 0 grade și derivata jos.....	36
Fig. 3.32 Dependența CL de frecvența de alimentare și presiune, rezultate balanță, flap 49 grade	36
Fig. 3.33 Flap 49 grade, Re=2M, fără suflaj	36
Fig. 3.34 Flap 40 grade, Re=2M, fără suflaj	36
Fig. 3.35 Vizualizări laser/fum flap 49 grade, Re = 2M, f=100Hz, p=8 bar fără suflaj a), cu suflaj b)	37
Fig. 3.36 Profilele studiate: NASA HSNLF la prima iterație a) și SAAB pentru configurația finală b)	41
Fig. 3.37 Contururi de presiune pentru prima iterație, extrados a), intrados b).....	42
Fig. 3.38 Contururi Mach a), unghi atac 0 grade, b) 2 grade, P ₀ =3bar, Re=10.74M, a doua iterație	42
Fig. 3.39 Semimacheta, iterația 2 a), geometrie aripă b)	42
Fig. 3.40 Distribuția încărcării pe anvergura aripii, Mach=0.75	43
Fig. 3.41 Distribuții presiune calculate cu grila rară a) și fină b)	43
Fig. 3.42 Adaptorul machetei montat la camera transonică a tunelului a), axul adaptorului cu flanșa pătrată; orificiul de transfer cablaj și tubulatura b).....	44
Fig. 3.43 Adaptorul "T" al aripii și plasarea mărcilor tensometrice	44
Fig. 3.44 Accelerometrul cu trei axe ADXL 335, de la www.robofun.ro	44
Fig. 3.45 Schema instrumentației de presiune și a poziționării actuatorilor cu jet sintetic	45
Fig. 3.46 Spațiul alocat pentru matricea de actuatori.....	46
Fig. 3.47 Caracteristicile membranei Kyocera și primul mod propriu de vibrație	46
Fig. 3.48 Cositorirea în trei puncte a conductorului pe membrană	48
Fig. 3.49 Corpul membranelor realizat prin ALM, cavitatea și gâtul rezonatorului vizibile	48
Fig. 3.50 Modele CAD bloc de cavități a) și cavitatea racordată la gât b)	48
Fig. 3.51 Inserția cu matricele de actuatori SJ, bușele de montare presate, cablajul și capacele conforme pe suprafața de intrados a aripii.....	48

Fig. 3.52 Spectru de putere marcă tensometrică, cu filtrarea armonicilor de 50 Hz	49
Fig. 3.53 Semnal marcă tensometrică.....	49
Fig. 3.54 Schemă soft postprocesare Faza 1.....	49
Fig. 3.55 Momentul de încovoiere pentru cele două canale (roșu și albastru), plus polinoamele de regresie (negru).....	50
Fig. 3.56 Primele două moduri proprii la 38 și 142 Hz; zgomotul electric la 50 și 150Hz, filtrat în analize, canalele 1 și 2 suprapuse.....	51
Fig. 3.57 Indicația accelerometrului: RMS normalizat	51
Fig. 3.58 Indicatorul de la mărcile tensometrice, canalul 1 a), canalul 2 b).....	51
Fig. 3.59 Momentul de încovoiere la încastrare, măsurat tensometric pe profilul "T" [MPa], faza 1.....	51
Fig. 3.60 Amprenta undei de șoc cu fixarea tranziției.....	52
Fig. 3.61 Dezlipirea bandă fixare tranziție.....	52
Fig. 3.62 Schimbarea bruscă a momentului de încovoiere la încastrare la dezlipirea benzii de fixare tranziție	52
Fig. 3.63 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 6^\circ$	52
Fig. 3.64 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 7^\circ$	52
Fig. 3.65 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 8^\circ$	53
Fig. 3.66 Configurații cu două unde de șoc	53
Fig. 3.67 Interacțiune incluziune turbulentă – undă de șoc oblică.....	54
Fig. 3.68 Linie tranziție și limitele, #7694.....	54
Fig. 3.69 Distribuție rms presiune tipică buffet, #7762, 1.5 grade faza 2, a), #7794, 2.0 grade control activ ON și OFF, faza 3, b)	54
Fig. 3.70 Schemă postprocesare Faza 2	55
Fig. 3.71 Postprocesare Faza 3	55
Fig. 3.72 Semnalul accelerometrului la excitația de tip impuls	55
Fig. 3.73 Primele două frecvențe proprii ale aripilor: 28 și 100 Hz.....	55
Fig. 3.74 Comparații între PSD cu suflaj (albastru) și fără suflaj (roșu)	55
Fig. 3.75 Coeficientul global β ca indicator de buffet, faza 2, divergență la Mach=0.7	56
Fig. 3.76 Distribuții PSD pe coardă, Mach=0.8, #7737, 4 grade secțiunea 5 fără buffet, a) Mach=0.8, #7764, 3.5 grade condiție de buffet b).....	58
Fig. 3.77 CL calculat din integrarea presiunii mediate în Secțiunile 2 și 5, Faza 2	58
Fig. 3.78 Buffet onset în coordonate (unghi atac, Mach), trasaș poligonal manual stânga, trasaș prin regresie dreapta	58
Fig. 3.79 Buffet onset coordonate (CL, Mach) pentru secțiunile 2 și 5	59
Fig. 4.2 Verificarea model la presiune, sub sarcinile calculate numeric	61
Fig. 4.3 Instrumentarea machetei de tip sferă	62
Fig. 4.4 Distribuții temperatură rafala 7805, Mach=2.0 a), rafala 7806, Mach=2.5 b) și rafala 7808, Mach=3.0 c), între momentul inițial și momentul încheierii procesului de experimentare, punctul de stagnare la dreapta	62
Fig. 4.5 Istoria temperaturii în toate punctele de măsură #7805, Mach=1.98, #7806, Mach=2.46, #7808, Mach=2.95.....	63
Fig. 4.6 Vizualizări Schlieren pentru Mach=2, 2.5, 3	63
Fig. 4.7 a) Iterația 3, b) iterația 4, bloc superior monolitic fără prag, THMR definitivat	64
Fig. 4.8 Definirea coordonatelor THMR cu aglomerarea nelineară la peretele solid	64
Fig. 4.9 Poziționarea preliminară a THMR pentru măsurarea stratului limită după UȘO	64
Fig. 4.10 Instrumentarea modelului rampă	65
Fig. 4.11 Program experimental, iterația 3 – realizat	65
Fig. 4.12 Rampa undă șoc oblică instalată pe sting	66
Fig. 4.13 Distribuția de viteze adimensională în stratul limită	68
Fig. 4.14 Rafala 7956, curgere neamorsată, P0=3.0 bar, M=2.75	68
Fig. 4.15 Distribuție presiune totală strat limită stânga, presiune statică dreapta.....	68
Fig. 4.16 Schlieren Mach=2, THMR poziționat la 60, 90 and 120mm față de muchia rampei.....	68
Fig. 4.17 A treia iterație, prindere posterioară	70
Fig. 4.19 Instrumentarea și instalarea machetei lifting body	70
Fig. 4.20 Istoriile temperaturii pentru lifting body și plasarea termocuplelor	71
Fig. 4.21 Distribuții presiuni, AoA=25 grade.....	71
Fig. 4.22 Distribuții presiuni, AoA=40 grade.....	72
Fig. 4.23 Vizualizările Schlieren pentru lifting body, unghi atac 25 grade	72
Fig. 4.24 Vizualizările Schlieren pentru lifting body, unghi atac 40 grade	72
Fig. 4.25 Modul unitar conceput 4 stânga, profil urcare verticală dreapta	74
Fig. 4.26 Avionul purtător cu glide back booster AL3.....	75
Fig. 4.27 Diferite tipuri de lansatoare bazate pe modulul/motorul unitar	75

Fig. 4.28 Proiectul mecanic al machetei, incluzând servomotorul (ing. Leonard Costian/INCAS)	75
Fig. 4.29 Amplasarea machetei în raport cu fereastra Schlieren	77
Fig. 4.30 Modelul Glide Back Booster instalat pe sting	78
Fig. 4.31 Coeficienți aerodinamici GBB cu bracaje canard, Mach=3.0.....	78
Fig. 4.32 Coeficientul de moment de tangaj funcție de unghiul atac și de bracajul canardului, Mach=3.0	79
Fig. 4.33 Curbele polare a) și curbele de finețe b) pentru Mach de la 0.5 la 3.0, bracaaj canard nul	79
Fig. 4.34 Curbele de portanță de la Mach 0.5 la 3.0, bracaaj canard nul	79
Fig. 5.1 Constrângeri care duc la eșec și factori care duc la succes	81
Fig. 5.2 Schemă adaptată după (Saynisch, 2010) pentru evoluție ordinele unu și doi	83
Fig. 5.3 Schemă de algoritm evolutiv, după (Saynisch, 2010).....	84
Fig. 5.4 Schematizarea PM-2 la evoluția institutului și predicția până în 2025.....	84
Fig. 5.5 Costul agenției în teoria P-A.....	86
Fig. 5.6 Succesiunea evenimentelor în teoria P-A.....	87
Fig. 5.8 Schemă de organizare la nivel macro proiecte ROSA/STAR a) și proiecte sub CE, din poziția de partener b)	87
Fig. 5.9 Evoluții browniene ale prețului R&D pe doi ani, calculate cu metoda din (Bloom, 2007)	89
Fig. 5.10 Schema codului de analiză Monte-Carlo	91
Fig. 5.11 WBS a proiectului DTV (autori Adrian Toader, Alexandru Marin).....	91
Fig. 5.12 Comparatie generatoare <i>irand</i> și <i>random_number</i> diferite numere aleatoare, 10^4 , 10^5 , 10^6	92
Fig. 5.13 Histograme comparate începând cu debutul a), finalizare primele 7 activități b) și finalizare 19 activități c)	93
Fig. 5.14 Rezolvarea problemei de programare lineară de verificare a) și a problemei de optimizare a activității de aerodinamică experimentală b) cu codul gratis al lui J.-P. Moreau.....	93
Fig. 5.15 Harta grupului statelor pentru statistica WB	95
Fig. 5.16 PIB <i>per capita</i> , k\$, WB	96
Fig. 5.17 Evoluția procentajului PIB alocat pentru educație, WB.....	96
Fig. 5.18 Evoluția alocării PIB în sutimi de procent pentru CD în România, WB.....	96
Fig. 5.19 O comparație tipică a clasamentului alocării CD, conform WB, pe anii 2013 și 2015	96
Fig. 5.20 Evoluția procentajului PIB alocat pentru apărare în România	97
Fig. 5.21 Volumul exportului pentru România, după INS	97
Fig. 5.22 Proiecte CD spațiu în perioada 2011-2015.....	97
Fig. 5.25 Etapele realizării machetei LOSPA PDR 2012 a), CDR 2013 b) și Livrare, 2014 c)	108
Fig. 5.26 Control dimensional stereoscopic.....	109
Fig. 5.28 Remediere defect, inserție asamblată cu pană și sudură a), stabilizator b).....	109
Fig. 5.29 Stabilizatorul în ajustură pentru montaj a) mecanismul de angrenare stabilizator orizontal și ansamblul ampenaje b), schemele consorțiului și de activitate c)	110
Fig. 5.30 Expediție iunie 2014 a), retur iulie 2015 b).....	110
Fig. 5.31 Paradigma dualismului cercetare – inginerie la nivel de institut	112
Fig. 5.32 Structura departamentului și conexiunile cu alte departamente	118
Fig. 5.33 Cluster asamblat din Dell PowerEdge R 810	122
Fig. 5.34 Accelerarea paralelă obținută în rezolvarea cu diferențe finite a unei probleme de elastostatică cu mașina PowerEdge 610, discretizare 300x120 a) și 900x300 b) cu mașina PowerEdge R810 c), totul în comunicare blocantă	123
Fig. 5.35 Discretizarea structurată realizată cu programul propriu mesh2d a unui domeniu pentru profilul supercritic al lui Whitcomb a) cu detaliul din bordul de fugă b), distribuție Mach calculată c)	124
Fig. 5.36 Discretizare hibridă profil NACA 23012 contaminat cu gheață a), modelare geometrică aeronave și elice avansate în CATIA b).....	125
Fig. 5.38 Filtrare Fourier reușită	127
Fig. 5.39 Filtrare cu regresie polinomială independentă pe subintervale, 100 valori.....	128
Fig. 5.40 Filtrare cu metoda liniei poligonale de regresie pentru o funcție test, 4000 valori nefiltrate a), 4000000 b), la 100 valori filtrate	129
Fig. 5.41 Unghiul sting perturbat de funcționarea deficientă a encoderului FVS58 (verde) și reconstrucția cu linie poligonală (roșu), rafala 8322 a) encoderul b).....	129
Fig. 5.42 Filtrare cu linia poligonală de regresie, 30 valori	130
Fig. 5.43 Balanțe replicate după modelul TASK 2 in, din inventar	133
Fig. 5.45 Variația presiunii totale [count] în timpul rafalei #8121, în care segmentul de consumare este construit	134
Fig. 5.46 Densitatea din problema Riemann, caz Sod, schemă ordin trei Rusanov a), ordin patru Abarbanel b) cazuri rezolvate cu 800 noduri	135
Fig. 5.47 Diagrama de performanță a tunelului reconstruită analitic robust pentru optimizare	136
Fig. 5.48 Dimensiunile balanțelor și ale stingurilor considerate	138
Fig. 5.49 Modelul studiat cu un diametru de 1.9m (stânga) și aria expusă normal până 180 grade.....	139

Fig. 5.50 Nomograma pentru blocaj digitizată și reconstruită analitic din (Czysz, 1963)	140
Fig. 5.51 Schema procesului de optimizare cu VLMD a) rezultat optimizare avion de luptă b), rezultat optimizare UAV aripă zburătoare c).....	141
Fig. 5.52 Profile optimizate la Mach=0.2, Re=1.e5 stânga și Re=1.e6 dreapta.....	144
Fig. 5.53 Curba de portanță și polara pentru cele două profile optimizate la numere Re foarte diferite	145
Fig. 5.54 Repetabilitatea rezultatelor familiei #1, #2, #3 și familiei #10, #11	147
Fig. 5.55 Finețea aerodinamică a) a celor două familii de profile și procentaje tranziție b).....	147
Fig. 5.56 Profile optimizate cu gradul 5 al funcțiilor schelet și grosime Re=1.e7, un singur punct la 1.5 grade, profil turbulent a) multipunct pe interval [0,3] grade, laminar b)	148
Fig. 5.57 Profile optimizate cu gradul 8 al funcțiilor grosime și 5 al funcției schelet Re=3.e6, interval	148
Fig. 5.58 Cercul vicios al angrenării începătorilor în propunerile de proiecte	152
Fig. 5.59 Principiul PM-2 în managementul uzurii resursei umane	152
Fig. 5.60 Ciclul de viață al cercetătorului în raport cu seria de proiecte și necesitatea unei pauze de regăsire	153
Fig. 5.61 Foaie de parcurs evoluție profesională comparată a cercetătorilor și inginerilor de dezvoltare tehnologică.....	156
Fig. 5.63 Microfighter propus comparat cu F-5 Tiger	160
Fig. 5.64 Comparatie Microfighter și F-5 E, ca cel mai bun avion de luptă ușor, superior lui Mig-21	160
Fig. 5.65 Studiu parametric privind anvelopa de zbor	160
Fig. 5.66 Foaie de parcurs a produselor militare naționale de aviație pentru un secol.....	161
Fig. 5.67 Macheta Mig-21 existentă și o parte din panoplia de acroșaje, care include bomba Mk-82.....	162
Fig. 5.68 CFT modificat pentru amplasare seconformală arme aer-aer și conformală JDAM.....	165
Fig. 5.69 CFT modificat pentru amplasare integral ventrală, semiconformală toate armele	165
Fig. 5.70 CFT modificat pentru amplasare integral ventrală, semiconformală toate armele	166
Fig. 5.71 Platforma de recunoaștere de precizie (targeting).....	166

Lista tabelelor

Tabel 1.1 Conținutul de studii de aerodinamică experimentală	2
Tabel 3.1 Matricea de experiențe realizată	15
Tabel 3.2 Rezultatele și eroarea relativă la validarea rutinei 3σ	17
Tabel 3.3 Răspunsul dinamic al balanței: frecvențele principale	30
Tabel 3.4 Corelația dintre performanța flap-ului și vârful de expansiune de la bordul de atac	32
Tabel 3.5 Coeficientul de portanță în cazurile de calcul	43
Tabel 3.6 Caracteristicile rezonatorului acustic și ale membranei piezoelectrice	47
Tabel 4.1 Matricea de testare preliminară pentru corpul canonic de tip sferă $Cd=1$	60
Tabel 4.2 Matricea de testare realizată pentru sferă	62
Tabel 4.3 Matricea de testare lifting body	70
Tabel 4.4 Parametrii caracteristici ai GBB adoptați/calculați la predimensionare	74
Tabel 4.5 Deviz masă vehicul purtător	74
Tabel 4.6 Parametri EngineSim pentru calibrare	74
Tabel 4.7 Matricea de testare GBB a) și bracașele canard propuse b)	76
Tabel 5.1 Teorii analizate în (Saynisch, 2010)	83
Tabel 5.2 Fișier intrare pentru simulare Monte Carlo proiect mediu în context de institut	92
Tabel 5.3 Problemă optimizare profit compartiment aerodinamică experimentală	94
Tabel 5.4 Rolurile și consecințele în proiectele de cercetare.....	99
Tabel 5.5 Proiecte din cadrul CE, * propuneri în evaluare sau pregătire și domeniul	103
Tabel 5.6 Lista proiectelor internaționale.....	105
Tabel 5.7 Deplasări proiect LOSPA	108
Tabel 5.8 Defecte fabricație, greșeli proiectare	114
Tabel 5.9 Reutilizarea softului de casă pe nivele de la brut la aplicație	114
Tabel 5.10 Probleme de reutilizabilitate în softul de post-procesare aerodinamică.....	115
Tabel 5.11 Probleme de reutilizabilitate în softul de casă la nivel de institut	116
Tabel 5.12 Rata de succes în experiențele aerodinamice	116
Tabel 5.13 Continuitatea proiectelor ca indicator de performanță	117
Tabel 5.14 Forțe și momente balanță	130
Tabel 5.15 Baza de interpolare balanța TEM 39, ordinul 2, dimensiune 27.....	131
Tabel 5.16 Baza de interpolare balanța TEM 39, ordinul 3, dimensiune 96.....	131
Tabel 5.17 Vectorul de reziduri din metoda de calibrare iterativă AIAA 2018.....	132
Tabel 5.18 Vectorul de reziduri din metoda de calibrare iterativă AIAA 2018.....	132
Tabel 5.19 Variabile de optimizare globale și locale	137
Tabel 5.20 Matricea de compatibilitate sting/balanță.....	137
Tabel 5.21 Rezultatele optimizării pentru o matrice de experiențe de supersonic	140
Tabel 5.22 Repetabilitate rezultate în formularea cu constrângeri	143
Tabel 5.23 Dispersie rezultate în formularea fără constrângeri	144
Tabel 5.24 Parametrii și soluțiile problemelor de optimizare	147
Tabel 5.25 Mesaje email pentru realizarea de articole pentru conferințe în ultimii cinci ani.....	150
Tabel 5.26 Tipuri de angajați, rezultate	150
Tabel 5.27 Subiecte de programare	151
Tabel 5.28 Capacitatea de integrare și rezultatele obținute pe tipuri de angajați	153
Tabel 5.29 Dezechilibru obținere grade profesionale pe discipline/meserii	154
Tabel 5.30 Activități/constrângeri cercetători/ingineri.....	155

1 INTRODUCERE

1.1 JUSTIFICAREA ABORDĂRII TEMEI

Tema aleasă este parte din activitatea autorului în cadrul institutului unde lucrează. Aerodinamica experimentală este practic fundația institutului, prin facilitățile experimentale pe care le deține și exploatează în cadrul proiectelor. Prin urmare realizarea lucrării este o prelungire naturală a activității autorului în cei peste șaisprezece ani de activitate de institut și ideea este de a realiza o sinteză superioară a rapoartelor de proiect realizate recent, suprapuse temporal cu programul doctoral, din care se pot trage concluzii tehnico-științifice și de management care să ducă la creșterea performanței în activitate. La cele menționate se adaugă elemente noi realizate în cadrul programului doctoral, care țin de optimizarea activităților de management, de aerodinamică experimentală și computațională.

Deoarece bugetul unui program de aerodinamică experimentală într-un program european accesibil are valoarea cuprinsă între 100 și 700 mii Euro, iar temele provin din negocieri relativ intense între parteneri, este relativ greu de realizat un proiect doctoral care să devină un proiect finanțat de CE (Comisia Europeană). Mai degrabă se întâmplă invers: programul doctoral se bazează pe proiectele realizate, acesta fiind **parcursul natural**.

Datorită unei serii de proiecte de aerodinamică industrială care se întind din regimul incompresibil până la regimul compresibil supersonic, lucrarea acoperă un domeniu destul de amplu, adevărat, fără să atingă toate elementele posibile, dar cuprinzând o bună parte dintre ele.

Corespunzător proiectelor derulate, capitolele lucrării acoperă:

Aplicații de aviație în domeniul vitezelor mici: configurații hipersustentante

- Caracterizarea experimentală a unei configurații de hipersustentație cu controlul pasiv al curgerii;
- Caracterizarea experimentală a unei configurații de hipersustentație cu controlul activ al curgerii prin suflaj impulsiv pe flaps, fiind o premieră la nivel național;

Aplicații de aviație în domeniul vitezelor mari: studiul fenomenului de buffet pe o configurație de avion de transport

- Identificarea fenomenului de buffet în cazul unei aripi laminare în condiții nenominale și ameliorarea curgerii prin control activ cu SJ (*Synthetic Jet*);

Aplicații de tehnologie spațială în regimuri de la subsonic la supersonic

- Configurații canonice în regim supersonic: sferă (măsură presiuni și temperaturi) și rampă undă de șoc oblică (presiuni statice la perete și totale în stratul limită);
- Configurații spațiale industriale în regim supersonic: fuselaj autoportant (*lifting body*) similar IXV și machetă activă pentru Booster planor (*Glide Back Booster*);

Managementul proiectelor și programelor la nivel de departament

- Analiza potențialului de finanțare la nivel național și al UE;
- Realizarea și utilizarea unor instrumente software pentru optimizarea execuției proiectelor sau beneficiului activității experimentale;
- Analiza critică a proiectelor realizate cu evidențierea deficiențelor;
- Optimizarea activității la nivel de departament prin:
 - o Dezvoltarea instrumentului soft de optimizare a profilelor aerodinamice;
 - o Dezvoltarea instrumentelor de optimizare a operării tunelului supersonic la nivel de campanie experimentală și la nivel de proces de reglaj al fiecărei experiențe;
 - o Regenerarea unor capacități software în tunelul aerodinamic supersonic, ca prioritate de management;

- Metodele de pregătire, stimulare și selecție a personalului, pentru execuția proiectelor, diseminare și pentru activitatea de ofertare.
- Inițiative strategice Microfighter și Strike Lancer ca programe de avangardă pentru industria de aviație, la nivel de integrator;

Direcțiile de lucru viitoare

Acest subcapitol acoperă multe subiecte aflate în lucru, unele cu rezultate semnificative, care vor putea fi aduse la un nivel înalt de maturitate după programul doctoral.

Tabel 1.1 Conținutul de studii de aerodinamică experimentală

Contribuții la managementul proceselor de aerodinamică experimentală cu aplicații în aeronautică și spațiu		
Aviație	Spațiu	Management
Hipersustentație, pasiv	Corp canonic sferic	Analiza oportunităților
Hipersustentație, activ	Corp canonic rampă	Sinteza și analiza proiectelor
Buffet aripă laminară	Corp autoportant (<i>Lifting body</i>)	Optimizarea performanței de departament
	Booster planor (<i>Glide back booster</i>)	

Proiectele abordate au fost în mare măsură premiere naționale și practic s-a făcut activitate de pionierat. Nu toate proiectele/capitolele arată rezultate pozitive, dar aspectele negative sunt cele care duc la progres accelerat dacă sunt înțelese cauzele și rezultatele sunt valorificate progresist. Deoarece solicitarea autorului în derularea acestor proiecte a fost mare, rapoartele rezultate au fost livrate într-o formă perfectibilă. Contextul și timpul necesar pentru rafinarea și reorganizarea rezultatelor experimentale a fost găsit în programul doctoral, iar elementele noi rezultate se regăsesc integral în lucrare.

1.2 DELIMITAREA TEMEI DE CERCETARE

Cercetarea pe durata doctoratului s-a derulat în cadrul unor proiecte finanțate, la care s-a adăugat și experiența autorului dobândită în proiecte anterioare tezei, care în lucrare sunt reanalizate superior momentului realizării, inclusiv din perspectivă managerială.

Din tot ce presupune activitatea de aerodinamică experimentală, de la proiectarea unei configurații, trecând prin fabricație model, instrumentare, calibrare, campanie experimentală, post procesare, elaborare raport și nu în ultimul rând managementul de proiect, autorul a trecut prin toate aceste faze, dar în proiecte diferite, în grade de implicare diferite. Prin urmare, următoarele subiecte nu sunt acoperite (deși autorul le-a atins parțial): proiectarea de detaliu a modelelor, utilizarea sistemelor de achiziție de semnal, realizarea și utilizarea circuitelor electrice aferente, calibrarea senzorilor.

1.3 IMPORTANȚA ȘI ACTUALITATEA TEMEI

În context european activitatea de aerodinamică experimentală este crucială în dezvoltarea și modernizarea aeronavelor civile, militare și a vehiculelor spațiale. La nivel național pe moment nu se pune problema de a dezvolta aeronave de categorii eligibile pentru industria de transport, pentru care integratorul să beneficieze de un buget suficient de mare încât să apeleze la aerodinamica experimentală sau la cea computațională.

Este șansa noastră că în Uniunea Europeană putem totuși să luăm parte la proiecte relevante din punct de vedere industrial. O trecere în revistă a proiectelor în curs de realizare arată că deși aerodinamica teoretică (computațională) este într-un progres continuu, datorat nu doar evoluției spectaculoase a sistemelor de calcul, aerodinamica experimentală de asemeni beneficiază de progresul

din industria IT. Practic, elemente noi de măsură, miniaturizate, organizate în sisteme matriceale cu mult mai multe canale decât în trecut sunt astăzi disponibile și conduc la:

- un randament mai mare în utilizarea tunelelor aerodinamice;
- o înțelegere superioară a fenomenelor fizice cu efecte în optimizarea produselor.

Tehnicile de vizualizare cu laser, *Particle Image Velocimetry*, *Laser Doppler Anemometry*, analiza vibrațiilor, acoperirile termosensibile, piezosensibile (utilizabile în procesele staționare și nestaționare), imagistica interferometrică aduc rezultate incredibil de diverse, utile și inedite în aerodinamica experimentală. Tehnologiile de fabricație cu comandă numerică, pornind de la clasicele procese de strunjire și frezare, larg răspândite și mult mai accesibile decât la sfârșitul războiului rece, fac posibilă obținerea mai facilă a modelelor experimentale din ce în ce mai complexe.

Tehnologiile de tip ALM (*additive layer manufacturing* - stereolitografiere prin topire cu laser, sau cu plasmă) aduc posibilități noi care duc la realizarea unor modele experimentale cu o integrare superioară a elementelor de măsură (adâncă și de mare densitate), cu beneficii în calitatea rezultatelor pentru fenomene dinamice, dificil de investigat în versiunea de realizare clasică a modelelor (procedee de așchiere).

Se poate afirma deci că dacă în aerodinamica teoretică sau computațională, dezvoltările din industria IT influențează pe două nivele: **hard** (forță brută/CPU și comunicație, deci paralelism) și **soft** (compilatoare și suport paralelism), în aerodinamica experimentală avem beneficii în mai multe direcții: **instrumentare multifizică** MEMS (presiuni, temperaturi, imagine, vibrație, laser, infraroșu), **soft achiziție și analiză semnale, fabricație cu comandă numerică de mare acuratețe** (ALM, așchiere).

1.4 CONTEXTUL ȘTIINȚIFIC ACTUAL

Orice domeniu cuprinde zona academică, de cercetare fundamentală și zona aplicativă, apropiată de industrie. În zona academică resursele experimentale sunt în general limitate (tunele aerodinamice mici, instrumentar și metode foarte avansate) dar se investighează tehnologii cu un nivel de maturizare coborât. În zona aplicativă se găsesc și se utilizează cele mai mari resurse pentru programe majore comerciale sau militare, acolo unde se încadrează lucrarea de față.

Deoarece aerodinamica experimentală evoluează în paralel cu aerodinamica computațională, lucrurile sunt legate destul de sinergic cel puțin în lumea vestică, pe care o considerăm reper în domeniu. Tandemul numeric-experimental este cel care generează rezultatele calitative și cantitative necesare și dorite, care duc la înțelegerea și controlul unor fenomene, ajungând la optimizarea produselor și proceselor industriale.

Apariția sistemelor de măsură cu densitate mare de traductori și răspuns în timp la frecvențe mari ajută esențial la înțelegerea fenomenelor tranzitorii din aplicațiile industriale ca fenomenul de buffet, întâlnit la avioanele de viteză mare comerciale, militare și vehiculele lansator spațial (cu efect în stabilitate în special în regimul transonic). Matricele dense de elemente de măsură depuse pe suport subțire polimeric, sau pur și simplu o densitate mare de traductori convenționali reprezintă o practică actuală în aerodinamica experimentală. Machetele mari de aeronave pot fi instrumentate cu sute de traductori, care pun mari probleme de integrare, dar tot acest efort aduce beneficii, întrucât gradul de certitudine al rezultatelor este mai mare decât al rezultatelor numerice și de fapt se caută complementaritatea ca măsură de creștere a gradului de certitudine și deci de minimizare a riscului în procesul de dezvoltare.

Traductorii *hot film* de tip multielement (MEMS) permit determinarea tensiunii vâscoase la perete incluzând direcția curgerii ca noutate. Complicația ține de integrarea senzorului multielement cu un controler suficient de mic, care să permită integrarea unui număr mare de senzori.

Machetele de avioane la scară mare în prezent sunt experimentate la DNW în Olanda și am luat partea la realizarea a peste 50% dintr-o asemenea machetă (LOSPA descrisă în lucrare), dotată cu simulatoare de motoare turboreactoare și actuatori electromecanici pentru profunde și eleroane.

Machetele de mari dimensiuni uneori includ reprezentarea sistemului de propulsie replicat la scară, tehnologie disponibilă în numai trei tunele aerodinamice din lume, astfel:

- turboreactor – se realizează un simulator de motor cu turbină pneumatică ce antrenează un ventilator. Se poate realiza similitudinea în tracțiune, dar a devenit un standard să se experimenteze și nacela liberă, fără propulsor, configurație denumită *flow through nacelle*.

- turbopropulsoarele se experimentează cu același sistem de turbină pneumatică, la care se adaugă transmisia și elicea obligatoriu cu pas variabil, servoacționat în timpul experimentării și comandabil pentru obținerea de productivitate.

Sistemele de măsură globale ale forțelor și momentelor integrate cu sistemul de manipulare al modelului permit utilizarea în mod dinamic pentru analiza amortizărilor aerodinamice sau chiar pentru experimentarea directă a legilor de comandă.

Miniaturizarea elementelor de măsură și de acționare permite în prezent acționarea simultană cu măsurarea momentelor de șarnieră pentru suprafețele de comandă, la fel cum sisteme de măsură miniaturizate pot fi aplicate în interiorul sau exteriorul modelului experimental pentru explorarea unor zone ale curgerii: dără vâscoasă, separație curent, undă de șoc, tranziție strat limită, etc. Acroșajele reprezintă un aspect crucial pentru avioanele militare, iar realizarea balanțelor de măsură miniaturizate permite măsurarea forțelor și momentelor pentru aceste elemente, ca prim pas, pentru studiul dinamicii separării. Am colaborat și avem acces la produsele companiei britanice ARA (Aircraft Research Association), care produce asemenea instrumente.

Tehnologia de curgere laminară este în curs de aplicare în Europa și SUA pentru avioanele comerciale. S-au făcut progrese importante ca ampenajele laminare ale companiei Boeing, mănușa laminară (*laminar glove*) pentru ampenaj orizontal Dassault Aviation, mănușa laminară a unui ampenaj vertical Airbus sau demonstratorul de panou de aripă laminară. Laminaritatea presupune ca elementele de măsură să fie mai puțin intruzive decât cele uzuale. Investigarea prin vizualizare în infraroșu a tranziției stratului limită pune probleme deoarece trebuie realizată o izolare termică a mănușii laminare pe un element portant (se folosește materialul *Earthalite*), dar procedeul este foarte scump și este stăpânit de puține institute la nivel mondial. Airbus UK a realizat în cadrul JTI Clean Sky o machetă dedicată studiului laminarității, la care o zonă de aripă este deformată corespunzător efectului structurii interne asupra învelișului în sarcină aerodinamică (efectul nervurilor și elementelor de rigidizare longitudinale).

Sistemele de hipersustentație de mare eficiență sunt necesare la aripile laminare din mai multe motive și prezenta lucrare conține două asemenea studii. Integratorii de aeronave de transport au tendința de a simplifica structura și cinematica sistemelor de hipersustentație (având consecință scăderea performanței aerodinamice) pentru creșterea fiabilității sistemului, iar readucerea în parametrii aerodinamici nu se poate realiza decât prin controlul pasiv sau activ al curgerii pe flap, mai ales ca să compenseze performanța redusă a voletului de bord de atac de tip Kruger prevăzut să echipeze aripile laminare. Practic se lucrează pentru conservarea performanței la aterizare cu penalizarea $\Delta CL^{Kruger} < \Delta CL^{slat}$, ceea ce se traduce prin faptul că incrementul de portanță de la un flap modern monoelement trebuie să fie mai mare decât cel generat de un flap multi-element $\Delta CL^{flap\ single\ element} > \Delta CL^{flap\ multi\ element}$. Simplificarea mecanică este evidentă în evoluția avioanelor Boeing Fig. 1.1 deoarece compania are un istoric de durată mai mare decât concurentul Airbus, care a pornit la drum cu soluții mai simple, mai moderne, în încercarea de a-și găsi loc pe piață, Fig. 1.2. Boeing include în mecanizarea aripilor și un original *High speed flap*, care lucrează ca eleron pentru atenuarea efectelor aeroelastice deoarece este plasat aproape de încastrare, dar care lucrează și sincronizat cu spoilerle.



Fig. 1.1 Evoluție flap Boeing 747, 777, 787 (internet)



Fig. 1.2 Flaps simplu element sau monobloc Airbus 340, 380, 350 (internet)

Controlul activ al curgerii pe flaps este o adevărată obsesie în institutele de cercetare din Europa de mulți ani. Un număr de soluții de suflaj impulsiv și de modulare a jeturilor se află în analiză, între care actuatorii fluerici au calitatea că funcționează prin rezonanță fluidică, care poate fi acordată aprioric și care nu trebuie să conțină elemente speciale nefiababile pentru modularea jeturilor. Creșterea TRL pentru aceste sisteme se realizează prin încercări destul de dure, cu aer contaminat cu agenți corozivi (nisip), corespunzător cerințelor din regulamentele de certificare.

Un rezultat al competiției intense dintre Airbus și Boeing este că la avionul B-787 din categoria *wide body* se aplică tehnologii de curgere laminară la bordul de atac al nacelelor și la bordul de atac al ampenajelor, prin tehnica de succiune aplicată unui înveliș cu microperforații (Braslow, 1999). Avionul de categoria *narrow body* B-737 MAX utilizează wingleturi laminare. Airbus este cumva rămas în urmă la TRL înalt, dar încearcă tehnologia laminară direct pe aripa unui *wide body* A-340 denumit BLADE - *Breakthrough Laminar Airplane Demonstrator in Europe*.

Tratarea suprafețelor cu materiale speciale ca *riblet* poate avea beneficii, dar o asemenea textură are problema deteriorării performanței în timp prin contaminarea cu poluanți din atmosferă și prin uzura mecanică inevitabilă. În absența dezavantajului menționat, *riblet* are avantajul că este o tehnologie pasivă.

Fenomenul de buffet este foarte dăunător laminarității curgerii ca tehnologie emergentă în aviația civilă de transport, domeniu extrem de competitiv. Prin urmare se fac mari eforturi în Europa prin proiectele JTI Clean Sky și BUCOLIC, pentru investigarea numerică (J. Delery, 1986) și experimentală a fenomenului, utilizând progresele recente de instrumentare și simulare. Din punct de vedere experimental s-au reluat campanii cu modele vechi de tunel, corespunzătoare Airbus-330, iar vizualizările cu PSP și TSP au relevat aspecte noi prin înregistrări de înaltă fidelitate nestaționare, care pot fi comparate cu rezultatele numerice. În același timp se realizează experimente de control al fenomenului cu VG, cu actuatori pneumatici sau combinați pneumatici/piezoelectrice, caz în care școala franceză prin ONERA în primul rând, are rezultate remarcabile (Caruana, Mignosi, Corregge, & Le Pourhiet, 2004). Practic avem un diferend între școala engleză și cea franceză, în care prima susține că buffetul compromite laminaritatea, iar cea de-a doua o contrazice. Studiul numeric al controlului pasiv al buffet-ului cu SCB (*Shock Control Bump*) este în lucru la DLR (*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt*) foarte sistematic, după specificul național. Fenomenul se manifestă foarte intens pe configurațiile sau machetele bidimensionale, cum de altfel s-a studiat și la INCAS în cadrul proiectului UFAST și se manifestă mai puțin intens pe machetele cu geometrie tridimensională (aripi trapezoidale, etc.). Cum până la proiectul prezentat în lucrare (JTI SFWA 112) nu cunoaștem să existe rezultate experimentale publicate pentru studiul și controlul fenomenului, iată-ne într-o aventură de pionierat, din care am învățat multe, fiind probabil una dintre primele asemenea încercări cel puțin în Europa.

După aplicarea tehnicilor de curgere laminară pe suprafețele portante și fuselaje, au rămas nacelele motoarelor turboreactor cu dublu flux. Și aici se fac mari eforturi de la reprofilarea aerodinamică, până la aspecte tehnologice prin care trebuie rezolvată problema îmbinărilor din tablă cap la cap, generatoare de praguri care aproape cu certitudine produc sau grăbesc tranziția. Soluții noi pasive și active sunt studiate numeric și experimental. Soluțiile active presupun o suprafață poroasă (cu porozitate redusă) și o cameră de succiune (efect de *chambering*), unde se folosește un element de pompare activ, dedicat.

Necesarul de putere și complexitatea mecanică pentru orice versiune de control a curgerii trebuie evaluat pe modele experimentale/numerice, dar în cele din urmă beneficiul net al unui asemenea sistem nu poate fi evaluat decât după operarea unei aeronave pe o durată relevantă, într-o varietate de condiții de exploatare. Deoarece costurile unei asemenea aventuri sunt imense, iată că după decenii de existență și dezvoltare a tehnologiilor, încă nu există pe piață avioane la care să se aplice tehnologii de curgere laminară pe aripi la nivelul așteptărilor.

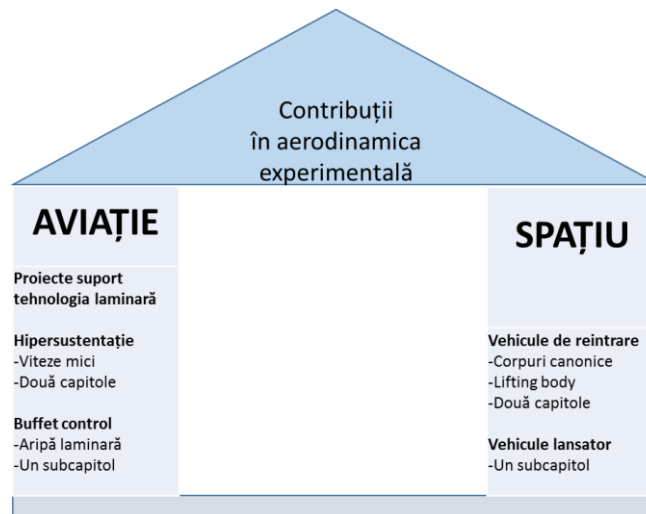


Fig. 1.3 Convergența temelor de actualitate în lucrare

Incursiunea lucrării în regimul supersonic se datorează implicării în proiectele spațiale corespunzător politicii guvernamentale de finanțare a cercetării. Oportunitățile de proiecte se referă la vehicule lansator și de reintrare, pentru care există configurațiile canonice gen sferă și rampă undă de șoc oblică, prezente în lucrare. Sunt de asemeni prezente două vehicule/configurații industriale, din care unul este similar IXV (*Intermediate Experimental Vehicle*), primul vehicul de reintrare de tip *lifting body* european, iar al doilea vehicul este un *Glide Back Booster*, ca tehnologie cu potențialul de a revoluționa în mod real operarea și eficiența lansatoarelor. În mod curent ESA dezvoltă un succesori care s-a numit PRIDE, iar în prezent se numește Space Rider. Am reușit să fim incluși în proiect, am reușit să trecem de faza de negociere finală a contractului și am încheiat o campanie experimentală relevantă pentru ultimele două decenii.

1.5 TITLUL TEZEI ȘI OBIECTIVELE PROPUSE SPRE REZOLVARE

Teza numită *Contribuții la managementul proceselor de aerodinamică experimentală cu aplicații în aeronautică și spațiu* își propune să rezolve o parte din problemele de mare actualitate din aerodinamica industrială pentru aplicații de aviație comercială și o parte din problemele pentru aplicații spațiale.

Prin lucrarea de față ne propunem trei obiective majore.

Obiectivul 1: Dezvoltarea capacității de cercetare în aerodinamica experimentală pentru acele sisteme și tehnologii care sunt necesare pentru aeronavele cu aripi laminare:

- sistemele de **hipersustentație** pasive și active, care în cazul aripilor laminare sunt supuse mai multor constrângeri constructive și penalizări aerodinamice decât cele din cazul aripilor turbulente;
- studiul și tehnologia de control a fenomenului de buffet în cazul aripilor laminare, fenomen diferit radical față de cazul aripilor turbulente.

Obiectivul 2: Dezvoltarea capacității de cercetare în aerodinamica experimentală pentru aplicațiile **spațiale**:

- studiul unor configurații de reintrare: sfera ca formă relevantă pentru sistemele de protecție termice și vehiculul de reintrare alungit bont (*slender blunted body*), similar IXV;
- rampa ca instrument canonic pentru studiul undei de șoc oblice și a stratului limită în regim supersonic, pentru care se dezvoltă un mini-*rake* dedicat THMR;
- Boosterul planor GBB (*Glide Back Booster*), ca element din componența unui vehicul lansator, având și funcția de vehicul de reintrare, pentru care se dezvoltă un sistem de acționare a suprafeței de comandă canard (în premieră).

Obiectivul 3: Contribuții în dezvoltarea capacității de **management** a proiectelor de cercetare în contextul unui **institut de aviație și spațiu**, la nivel de departament de aerodinamică și spațiu:

- analiza potențialului național de finanțare și constrângerile pentru proiectele de cercetare aero-spațiale;
- analiza calitativă a proiectelor realizate;
- dezvoltarea instrumentelor software de analiză și optimizare a managementului proiectelor: analiza Monte Carlo a distribuției duratei de realizare a proiectelor, utilizarea instrumentului de programare lineară pentru optimizarea portofoliului de proiecte de aerodinamică experimentală;
- dezvoltarea la nivel de departament după criteriile aplicabile unui institut național, însemnând *leadership* și stimularea pregătirii profesionale prin integrarea tinerilor în proiecte, imprimarea unui ritm pentru realizarea de publicații, realizarea transferului de competență în domeniile critice de la generația care este pe cale să se retragă;
- optimizarea activității unui compartiment prin deschiderea subiectului optimizare aerodinamică pentru profile (algoritmi evolutivi) și pentru suprafețele portante;
- optimizarea activității unui compartiment prin regenerarea unor competențe critice, pentru care există riscul de a fi pierdute: tratamentul rezultatelor de la balanțele tensometrice de la tunelul aerodinamic supersonic, optimizarea scării și regimurilor unei campanii experimentale, optimizarea funcționării tunelului supersonic prin adaptarea legii de reglaj;
- direcția inițiative strategice include o propunere pentru un proiect al unui micro avion de luptă (*Microfighter*) și o propunere (Strike Lancer) a modificării radicale a Mig-21 într-o versiune care să deschidă o perspectivă nouă forței aeriene, industriei de aviație militară și cercetării la nivel național;

2 STADIUL ACTUAL ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ

Aerodinamica s-a constituit prin mijloace experimentale și prin modele matematice, în această ordine. Deși în prezent se folosesc variate metode matematice implementate numeric, experimentarea pe modele reduse la scară în tunele aerodinamice sau în zbor persistă. Războiul rece a dus la

dezvoltarea excepțională a aerodinamicii, din toate punctele de vedere, în toate regimurile, mergând de la regimul de viteze foarte mici cu aplicații tehnologice sau în medicină, până la regimul hipersonic. La nivel național avem parte de o literatură neașteptat de bogată în domeniul aerodinamicii clasice constând în primul rând într-un număr de cărți remarcabile pentru curgerile nevâscoase (Carafoli, 1957), (Carafoli, Elie; Constantinescu, V.N., 1981), apoi pentru curgerile vâscoase (Constantinescu V., 1987), (Constantinescu V., 1993), (Constantinescu, Dănăilă, & Găletușe, 2008), continuând cu o lucrare de anvergură (Dănăilă & Berbente, 2003) orientată către rezolvarea numerică a problemelor de la simplu la complex, acoperind toate regimurile relevante pentru aviație, această lucrare fiind prima care acoperă necesarul de aerodinamică computațională modernă pentru ingineri în România. O altă lucrare sintetizează elemente teoretice și numerice din zona mașinilor cu palete (Brebeneț & Berbente, 2010), care readuce în atenție metode tradiționale de analiză și aspecte utilizate mai rar, legate de contribuția umidității în ecuațiile de stare, sau de procesul de depunere a gheții în canalizațiile de admisie. Literatura din zona de aerodinamică experimentală este mai restrânsă, de ordin general prin (Marinescu, 1970), sau specifică regimului hipersonic (Dumitrescu L. Z., 1969).

Persistența aerodinamicii experimentale se datorează slăbiciunilor din anumite aspecte fundamentale ale aerodinamicii teoretice, unde modelarea turbulenței în mod special continuă să pună mari probleme. Modelarea robustă a turbulenței este o permanentă promisiune, o *Fata-Morgana în deșertul Mecanicii Fluidelor*, la care se fac progrese în permanență, pentru care se investesc sume mari și rezultatele nu sunt general aplicabile. Fenomenele aeroelastice, de ablație, de combustie, nu fac decât să complice și mai mult modelările matematice-numerice. Odată un model experimental pus la punct într-o facilitate experimentală adecvată regimurilor dorite, printr-o campanie experimentală se poate realiza o caracterizare amplă și robustă, cu un grad mare de certitudine, într-un timp rezonabil de scurt. Deși modelele experimentale și campania experimentală sunt scumpe, sunt și vor fi în continuare de actualitate atât din inerție cât și din motive de robustețe în raport cu modelele matematice/numerice.

Calculul numeric este în egală măsură costisitor deoarece necesită alocarea de personal foarte pregătit și foarte dificil de identificat pe piața muncii, durata rezolvării unei probleme este relativ mare, iar elementele software și hardware sunt prin excelență foarte scumpe. Un sistem de calcul plus software comercial de tip SGI UV 2000 aflat în dotarea INCAS, dacă se amortizează în 7 ani, are un cost de minim 500 Euro/zi, indiferent că este sau nu utilizat în producție.

Comunitatea inginerilor de aviație din România datorează în bună măsură inițierea în CFD lucrărilor de referință (Hirsch C., 1990) și (Dănăilă & Berbente, 2003). Metodele numerice specifice regimului compresibil sunt prezentate împreună cu aplicații. Ediția a doua a cărții profesorului Hirsch este mai cuprinzătoare și încorporează încă două decenii de experiență (Hirsch C., 2007). Multe aplicații în acest al doilea volum sunt legate de NUMECA, un cod ce excelează la capitolul discretizare geometrică, capitol de lucru care în CFD este foarte mare consumator de timp.

Un model experimental bine pregătit și conservat se poate refolosi după decenii, în condiții de instrumentare mai avansată, corespunzător progresului tehnic permanent în senzori și electronică, chiar dacă repetabilitatea rezultatelor este un subiect delicat (Wild J., 2012). Reutilizarea modelelor vechi este un subiect care nu se poate neglija, deoarece multe vehicule aerospațiale beneficiază de o durată de producție/exploatare foarte lungă și au nevoie de modernizări pentru menținerea competitivității. Tunelele aerodinamice criogenice aduc posibilitatea de a experimenta modelele la numărul Reynolds de zbor, ceea ce are consecințe capitale în dezvoltarea robustă a produselor.

În mod tradițional avem tunele aerodinamice academice, ieftine, cu performanțe reduse sau dimensiuni mici/foarte mici, unde se studiază fenomene/configurații canonice sau fundamentale și tunele aerodinamice industriale, cu dimensiuni de la mici la foarte mari, unde se studiază mai degrabă vehicule la un nivel tehnic (TRL) ridicat. În lucrarea de față avem rezultate din două tunele industriale,

subsonic și trisonic, obținute cu modele atât canonice cât și relevante din punct de vedere industrial pentru aplicații de aviație civilă și spațiu.

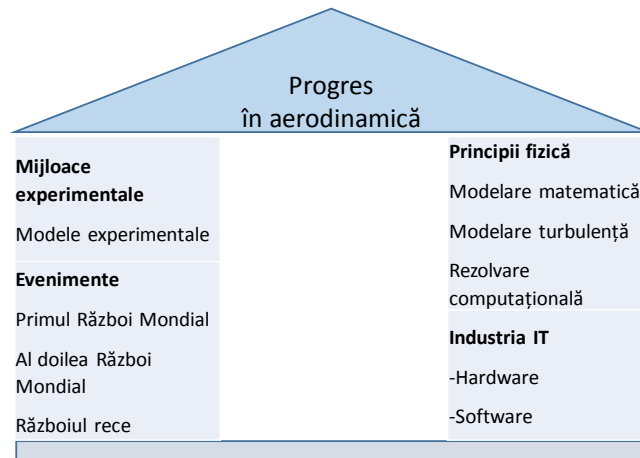


Fig. 2.1 Principali factori de progres în aerodinamică

2.1 TUNELELE AERODINAMICE CA INSTALAȚII DE CERCETARE

Lucrarea nu își propune să treacă în revistă toate tipurile de tunele aerodinamice industriale sau de cercetare, deoarece cuprinde proiecte realizate în numai două dintre tipurile consacrate și acelea industriale. Totuși merită menționate două clasificări ale tipurilor de instalații în raport cu experiența și oportunitățile pe care le avem, din punct de vedere fundamental și industrial.

2.1.1 Clasificare după nivelul tehnic (TRL)

Tunele aerodinamice industriale

Tunelele industriale sunt de departe cele mai performante, deoarece au destinația de a experimenta vehicule la TRL ridicat, fie că sunt modele experimentale complexe, la scări mari, fie că permit experimentarea la scara 1:1. În afara aplicațiilor industriale, se pot realiza cu succes campanii de experimentare pur exploratorii, sau fundamentale, dar acest lucru nu se întâmplă decât rar în practică, datorită costului foarte mare. De asemeni bugetele proiectelor sunt mari dacă sunt industriale și mici dacă sunt fundamentale.

- pentru aerodinamica vehiculelor aeriene – subsonic (Pope, A.; Harper, J. J., 1966), transonic (Hartzuiker, 1979), supersonic, (Munteanu, F., 2010), (LOCKHEED MARTIN, 2002);
- pentru aerodinamica vehiculelor spațiale – de tip *high enthalpy*, cu observația că pentru vehicule de reintrare, numărul Re obținut în tunel este mai mare decât cel din misiune, problemă rezolvată la tunelul TMK al DLR prin expansiunea în vid a aerului;
- zgomot redus/foarte redus ca *Large Low-Speed Facility* DNW;
- pentru zborul liber sau captiv, deși uneori zborul captiv este posibil și într-un tunel normal.

Tunele aerodinamice de cercetare

Acestea sunt tunelele aerodinamice aflate în general în inventarul universităților, sau chiar a unor institute mari, care tratează probleme fundamentale, la TRL jos. În aceste instalații, dimensiunile, performanța și inventarul de instrumente de măsură sunt de regulă insuficiente pentru a permite experimente industriale.

- viteze mici/foarte mici;
- zgomot redus/foarte redus ca Braunschweig Low-Speed Wind Tunnel;

- până la hipersonic, dar de dimensiuni foarte mici, (Dumitrescu L. Z., 1969), (Wright, 1961), (Jay H. Grinstead, 2010).

2.2 PARAMETRI DE SIMILITUDINE RELEVANȚI

Principalii parametri de similitudine utilizați în aerodinamica de tip convențional sunt numerele Mach și Reynolds. Alți parametri dau indicii despre nestaționaritate, efecte gravitaționale, reacții chimice, etc., care nu fac parte din obiectul lucrării.

$$M = \frac{U_\infty}{c} = \frac{U_\infty}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (2.1)$$

$$Re = \frac{\rho U_\infty L_{ref}}{c} \quad (2.2)$$

Menținerea unui număr Re constant în tunelul subsonic este posibilă, dar poate duce la alterarea numărului Mach. Datorită circuitului aerodinamic închis, căldura de disipație se acumulează în timp, provocând creșterea corespunzătoare a temperaturii aerului și obținând o nedorită scădere a numărului Re. Metoda prin care se poate recupera numărul Re este evident creșterea vitezei curentului, care însă determină o alterare importantă a numărului Mach. Prin urmare în practică păstrăm numărul Mach constant și tolerăm abaterea numărului Re. Dacă totuși clientul experimentului solicită în mod special, se poate menține Re constant în detrimentul Mach. Pe de altă parte datorită circuitului deschis și a lipsei acumulării de căldură în timpul rafalei, tunelul supersonic permite păstrarea cvasiconstantă a numărului Re pe durata unei rafale. Aici Mach și Re depind de calitatea reglajului automat al regimului.

În experimentele pentru aviație în general avem cerința de a realiza numere Re cât mai mari. Posibilitatea de ajustare a presiunii statice din camera de experiență a tunelului supersonic este foarte utilă din acest punct de vedere și permite obținerea de valori Re decente în raport cu cele de zbor. Numărul Re depinde oarecum linear de presiunea de stagnare, iar aceasta depinde de M în sensul în care obținerea de numere M mari în tunel nu se poate face fără presiuni de stagnare mari. În tunelul subsonic această posibilitate este dată numai de scara machetei și viteza de curgere, dar acestea sunt puternic constrânse de dimensiunea camerei de experiență, blocajul aerodinamic și de capacitatea de încărcare a balanței externe piramidale.

$$Re = \frac{\rho(p_0)U_\infty L_{ref}}{\mu(p_0)} = p_0 \frac{U_\infty L_{ref}}{RT_0 \theta^{3.5} \mu_0} \frac{T_0 + C\theta}{T_s + C} \left(\frac{T_s \theta}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.3)$$

$$\theta = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (2.4)$$

Situația este inversă în cazul experimentelor pentru vehiculele spațiale, în special de reintrare, pentru regimul supersonic. Acestea pot fi experimentate în general în bune condiții în tunelul supersonic, care este presurizat. Întotdeauna vom avea numere Re substanțial mai mari decât cele din procesul de reintrare. Destinația tunelului aerodinamic supersonic al INCAS este de fi utilizat pentru proiectele de aviație și nu pentru cele de spațiu. Capacitatea de a realiza la Mach mare Re mic într-un tunel cu descărcare (*blowdown*) este posibilă prin încălzirea aerului din rezervor și prin descărcarea în vid parțial, operațiuni realizate independent sau combinat. Aceste posibilități tehnice aduc cu sine costuri foarte mari pentru instalație și operare, iar de regulă asemenea facilități au dimensiuni mai mici decât tunelul trisonic al INCAS. Un exemplu este tunelul TMK al DLR, care are o secțiune a camerei experimentale de 0.6x0.6 m², față de 1.2x1.2m² pentru cel al INCAS. Dimensiunile mici aduc complicații constructive mari din punct de vedere al machetelor, care aproape toate cuprind elemente de mecanică fină, pentru care sunt puțini furnizori și costurile de manoperă sunt mari.

Numărul Strouhal poate fi un criteriu utilizabil în contextul tunelelor aerodinamice menționate din perspectiva verificării la rezistența mecanică a machetei, suportului, balanței, a interacțiunii între mai multe corpuri aerodinamice, etc.

$$St = \frac{f L}{U_{\infty}} \quad (2.5)$$

Astfel dacă pentru o machetă aerodinamică (mai ales canonică – sfera de exemplu) cunoaștem numărul Strouhal din diverse surse (literatură, modelare numerică), putem reconstitui frecvența de pulsație aerodinamică în vederea comparării cu prima frecvență proprie a ansamblului machetă/balanță, pentru evitarea unei posibile rezonanțe. Pentru obținerea primei frecvențe proprii a structurii putem utiliza metode experimentale, ca în prezenta lucrare, sau metode analitice, respectiv numerice (analiza modală cu elemente finite).

Caracterizarea globală absolută

În această situație se experimentează configurații pe cât posibil necontaminate cu elemente suplimentare (suport model, plăci de capăt, cabluri, tubulaturi pneumatice). Obiectivul este obținerea de valori absolute pentru estimarea performanțelor vehiculelor în cauză, sau pentru alte maturizarea unor tehnologii.

Caracterizarea globală relativă sau incrementală

În această situație se caracterizează o familie de configurații cum ar fi cele de hipersustentație, cu elementele de flap sau voletul într-o succesiune de poziții, prin care se identifică tendința unor mărimi globale sau locale în raport cu gradele de libertate de poziționare a flapsului ca variabile de optimizare/configurare aerodinamică. Aceste configurații prezintă niște particularități care dăunează reprezentativității curgerii (plăci de capăt, carenaje ale prizelor de aer, lipsa motoarelor din nacele, etc.). Prin urmare caracterizarea incrementală permite eliminarea efectului particularităților cu influență negativă, cu alte cuvinte în situația în care nu se poate realiza tarajul aerodinamic. Caracterizarea incrementală folosește în ambele situații: TRL scăzut, TRL ridicat.

2.3 REGIMUL DE VITEZE MICI

În ultimii ani proiectele derulate au fost de natură predominant industrială, iar utilitatea găsită pentru tunelul aerodinamic este de caracterizare absolută sau incrementală a sistemelor de hipersustentație. Un rol important îl au și experimentările industriale destinate caracterizării globale ale unor vehicule civile sau militare. Aceste activități fac obiectul unor contracte comerciale și rezultatele au un caracter confidențial.

Un **tunel subsonic tipic** este prezentat în (Stroescu & Marinescu, 1961), aparținând INCAS, cu dimensiunile camerei de experiență de 2.5x2m așa cum era configurat în anul 1961, precizând caracteristicile instalației și tipurile/dimensiunile machetelor care pot fi experimentate. Motorul care acționează ventilatorul avea inițial o putere de numai 253 KW, față de cel de 1200 KW, instalat în 1974, care este în exploatare și astăzi. Balanța de măsură forțe și momente prezentată în (Stroescu & Marinescu, 1961) a fost produsă de uzina de 23 August din București în colaborare cu Flaro din Sibiu. Articolul descrie determinarea calității curgerii în tunel o serie de experiențe, pentru planul vertical și cel orizontal, utilizând modele bidimensionale de aripă, cu profilul asimetric. Gradul de turbulență al tunelului este determinat cu un instrument cu fir cald și este la nivelul de 1%, similar cu cel măsurat în alte tunele aerodinamice subsonice. În acest tunel aerodinamic s-au realizat experiențele cu sisteme de hipersustentație din lucrare.

Instalațiile și tehnicile de aerodinamică experimentală din domeniul vitezelor mici sunt sintetizate în cartea (Pope, A.; Harper, J. J., 1966). Această carte a fost baza de lucru pentru echipa de

la tunelul aerodinamic subsonic. A treia ediție a cărții (Jewel B. Barlow, 1999) cuprinde informații suplimentare, datorită aplicațiilor diversificate. Calibrarea tunelelor aerodinamice de la viteze mici până în regim hipersonic este descrisă în (Pope A. , 1961), care nu este altceva decât raportul AGARD 54.

Prelucrarea datelor experimentale reprezintă o bună parte din activitatea tipică de tunel subsonic și este legată în primul rând de forțele și momentele măsurate cu balanțele. Raportul (Trifu, Octavian, 2001) trece în revistă corecțiile standard pentru efectul pereților solizi, în regim subsonic. Aceste corecții se pot utiliza pentru ambele suflerii și sunt aplicabile aeronavelor și vehiculelor spațiale. În lucrarea de față s-a considerat o versiune simplificată, adaptată aripilor cu sisteme de hipersustentație, experimentate în regim incremental, deoarece acestea fac obiectul studiului. Procedura de lucru generalizată, aplicată deja în proiectele de spațiu presupune calculul corecțiilor prin modelarea CFD (RANS), ca fiind cea mai generală metodă posibil, deși este de departe cea mai costisitoare. Raportul (Trifu, Octavian, 2002) este modern în sensul că tratează corecțiile aerodinamice în maniera de calcul numeric al curgerii, ca alternativă la metodele clasice, care furnizează formule empirice sau se bazează pe metodele cu imagini, care sunt relativ limitate. Astfel, modelarea cu panouri se realizează cu programul PANAIR (Boeing, 1992), care include multe modele și condiții la limită și care a fost îndelung validat în industria de aviație. Unele ca Gnuplot și GR-8 sunt utilizate pentru vizualizarea și construirea rețelelor de panouri. Raportul prezintă aplicarea tehnicii de corecție la cazul experimentării unei machete de tip ONERA M5.

Agard 336 (Ewald, 1998) este o colecție de articole realizate de institute prestigioase, dedicate corecțiilor aerodinamice în mărimi globale și în presiuni. Metodele cu imagini, cu panouri, cu ecuația potențialului perturbat, sunt aplicate pe diverse configurații. Această lucrare sintetizează cele mai aplicabile metode de calcul pentru corecțiile de pereți solizi, care au fost aplicate de dr. Octavian Trifu în cadrul tunelului supersonic până în anul 2002. Raportul AGARD 336 a servit ca lucrare documentară pentru (Trifu, Octavian, 2002). Regimul subsonic din punct de vedere al corecțiilor de perete solid este de departe cel mai bine documentat în (H.C. Garner, 1966) în care se prezintă o multitudine de metode aplicabile.

Repetabilitatea rezultatelor este un subiect în general filozofic, de asemeni deosebit de sensibil și care poate afecta credibilitatea unei instituții sau încrederea în sine a celor care lucrează în domeniu. Lucrarea (Wild J. , 2012) tratează repetabilitatea măsurătorilor pe termen lung, care este discutabilă în viziunea autorului și acesta este motivul de a nu compara rezultate din campanii diferite realizate cu același model, evident, la aceleași regimuri. Aceasta se referă atât la forțe și momente, cât și la distribuțiile de presiune. Ideea lucrării este de a studia sistematic repetabilitatea apariției punctului de *stall*, iar concluzia este că repetabilitatea nu este posibilă. În condiții de menținere a numărului Re , variațiile numărului Mach, a temperaturii și umidității au o influență semnificativă, aducând incertitudini de până la 10 grade în identificarea unghiului de *stall*. Jochen Wild readuce în atenție criteriul de separație $CpM^2 < -1$ descris în (Mayer, 1948), ca fiind relevant pentru predicția separației curgerii. Un număr foarte mare de experiențe realizate în diferite condiții au dus la volumul mare de date prezentate, rezultând un studiu sistematic al sensibilității punctului de *stall*. De asemeni, experimentarea modelului 3D de aripă DLR-F15 nu se poate realiza decât cu o bună corecție a separării la capete de plan, în vecinătatea pereților prin utilizarea adecvată a generatoarelor de vârtej mecanice. În contextul experimentării pe configurația din perete în perete (*wall to wall*), caz în care uneori tunelele aerodinamice nu dețin o balanță dedicată, integrarea presiunii este singura metodă de determinare a forțelor și momentului de tangaj. Prin urmare, sensibilitatea determinării vârfului de succiune la bordurile de atac ale voletului cu fantă, elementului principal, sau elementelor de flap este foarte importantă pentru integrarea precisă a presiunii. Aceste vârfuluri de presiune sunt corelate cu *stall*-ul global al sistemului și depind de Re , Mach, temperatură într-un mod complex. Foarte importantă este observația publicată și chiar susținută de către Jochen Wild la INCAS în deschiderea

conferinței AEROSPAȚIAL 2016, care susține că pe extradusul voletului de bord de atac ca parte a unui sistem de hipersustentație performant, la $Mach=0.25$, se poate obține curgere supersonică, la fel ca și pe bordul de atac al unei aripi fără volet, dar la numere Mach chiar ceva mai mici. O altă observație interesantă este că în cazul atingerii regimului supersonic pe volet, sensibilitatea punctului de stall în raport cu numărul Re este diminuată. Acest comportament se relevă experimental, dar și prin calcule numerice de înaltă fidelitate. O concluzie a lucrării (Wild J. , 2012) este că un grad mare de incertitudine este de așteptat asupra punctului de stall, chiar în condiții de laborator și că experimentarea la număr Re cât mai mare este obligatorie pentru evaluarea corectă a performanțelor aerodinamice. Separarea pe flap este influențată de prezența voletului: la unghiuri de atac mici flapsul prezintă separație, la unghiuri mari curgerea îi este atașată. De asemeni sistemele cu volet prezintă scăderea portanței maxime cu numărul Re . O altă concluzie este că optimizarea unui sistem de hipersustentație poate fi realizată la un număr Re și că numai în acel regim este valabilă, iar experimentarea la numere Re semnificativ mai mici decât cel nominal nu aduce nici un rezultat suficient de cert. O bună parte din experimentările din (Wild J. , 2012) au fost realizate în tunelul criogenic, inaccesibil la nivel național.

Experimentarea configurațiilor de hipersustentație se constituie în subiectul lucrării în domeniul vitezelor mici. Raportul (AGARD 515, 1993) este colecție de articole de metode experimentale (în tunele aerodinamice sau pe aeronave) și metode numerice pentru analiza sistemelor de hipersustentație. Anii '90 sunt dominați de impunerea rezolvării sistemului RANS utilizând grile structurate 2D, iar uneori și grile hibride. Unele articole din raport abordează și suflajul ca mijloc de control activ al curgerii. Optimizarea poziției și unghiului flapsului se poate realiza experimental acolo unde scara modelului permite instalarea monturilor adecvate acestui scop. Optimizarea voletului este studiată de DRA (fosta DERA, acum Qinetiq) într-un studiu care analizează sensibilitatea punctului de *stall* funcție de poziționarea voletului (AGARD 515, 1993). Soluțiile numerice de tip interacțiune vâscos-nevâscos încă sunt prezente, deși forma cea mai accesibilă astăzi este codul MSES a profesorului Mark Drela de la MIT (Drela, Mark, 2007), succesorul lui XFOIL, (Drela, 2001).

2.4 REGIMUL DE VITEZE MARI

Capacitatea națională pentru experimentări la viteze mari are un caracter strategic, aspect legiferat printr-o Hotărâre de Guvern din 1991. Deși aplicațiile militare naționale ambițioase nu mai țin de actualitate, începând cu 2007 s-a reușit contractarea și derularea unor proiecte de natură atât industrială, cât și academică. Aceste proiecte au acoperit regimuri de la subsonic la supersonic cel mai intens de care este capabilă sufleria trisonică.

Proiectele vizează caracterizarea globală a unor modele de aplicabilitate industrială sau academică, dar și caracterizarea locală a unor fenomene de interes: **buffet, undă șoc oblică/strat limită, vehicule spațiale**, etc.

Tehnicile de aerodinamică experimentală de bază sunt prezentate în (Pope & Goin, 1965), lucrare care în ciuda vechimii prezintă un conținut perfect valabil. Acesta cuprinde elemente de proiectare a instalațiilor experimentale (aerodinamică, schimbătoare de căldură), utilizarea și calibrarea balanțelor tensometrice, citirea presiunilor, calculul sarcinilor dinamice pe machete, experimentarea cu dispozitive pentru determinarea amortizării aerodinamice, vizualizarea Schlieren, etc. Lucrarea a avut un impact foarte mare în formarea echipei de seniori a tunelului supersonic și poate fi considerată un fel de Biblie pentru aerodinamica experimentală.

Cel mai probabil aplicațiile dominante în aviația civilă dar și militară țin de regimul transonic. Din punct de vedere al tunelelor aerodinamice este cel mai dificil de stăpânit regim, care aduce necesitatea unor tunele aerodinamice dedicate, foarte sofisticate. Calibrarea acestora este descrisă în (Goethert, 1961), de unde rezultă că investițiile în aerodinamica experimentală de regim transonic au

fost foarte mari în deceniile de după al doilea război mondial. Cea mai importantă caracteristică a acestui regim este că permite un blocaj aerodinamic minim, iar lungimea machetei trebuie să fie suficient de mică pentru a nu permite reflectarea succesivă a undelor de șoc între pereții camerei de experiență și machetă. Regimul transonic în tunelul aerodinamic pune nu doar problema undelor de șoc și a numărului Re , dar și problema pseudo-numărului Re , prin influența pe care o are chiar în regim staționar asupra poziției unde de șoc, pentru profilele și aripile experimentate (A. Elsenaar, 1988).

3 CONTRIBUȚII ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII DE AVIAȚIE

3.1 INVESTIGAREA INCREMENTALĂ A UNUI SISTEM DE HIPERSUSTENTAȚIE CU CONTROLUL PASIV AL CURGERII

3.1.1 Obiectivele și descrierea problemei

Prezentul subcapitol are ca obiectiv caracterizarea experimentală a unei aripi cu sistem de hipersustentație cu controlul pasiv al curgerii, bazat pe modelul DLR-F15, creat prin optimizare numerică de către Jochen Wild, aerodinamician la DLR. Acest model de profil cu sistemul asociat de hipersustentație a fost proiectat în ideea de a include un flap monoelement, care să reducă din complexitatea mecanică și riscurile tehnice aferente. Inovația din sistemul prezent constă în prezența unui element de extindere a bordului de fugă al elementului fix de aripă. Acest element ar putea fi văzut ca un spoiler extensibil în direcția curgerii. Studiul sistemului de hipersustentație se face în contextul aplicării rezultatelor la cazul unei aripi laminare, realizare perfect posibilă deoarece flapsul funcționează oricum în regim turbulent datorită desprinderii curgerii de pe elementul fix al aripii. Prin urmare faptul că aripa din cazul de față în sine, plus voletul de bord atac se constituie într-o aripă turbulentă nu afectează relevanța studiului. Studiul unui sistem de hipersustentație nu se poate realiza în condiții bune pe o machetă de aeronavă completă deoarece numărul Re local este mult prea mic, iar ponderea sistemului de hipersustentație în forțele și momentele globale este mică, conducând la o caracterizare lipsită de acuratețea necesară optimizării mult dorite. De aceea se preferă utilizarea unui model dedicat, care permite obținerea unui număr Re bun, care permite determinarea cu mare acuratețe a gradelor de libertate optime (*gap & overlap*, unghi), chiar în condițiile compromisurilor legate de contaminarea curgerii cu discuri de capăt, cu imposibilitatea modelării efectului de trapezoidalitate al aripii, etc. Se experimentează un număr de 53 de configurații aerodinamice (*gap & overlap*), generatoare de vârtej cu orientările lor, extensii ale bordului de fugă, un volet cu fantă și chiar trei tipuri suplimentare de flaps, planificate/proiectate de Dassault Aviation, (Rosenblum, 2010).

Campania de experimentare include experimentări preliminare, în care s-au optimizat empiric plăcile de capăt pentru a permite experiențe în condiții normale la unghiuri de atac suficient de mari pentru atingerea punctului de stall.

3.1.2 Definirea programului experimental

Obiectivele campaniei experimentale sunt evaluarea incrementală a performanțelor unor dispozitive de control al curgerii pasive pentru sisteme de hipersustentație ale unui model de aripă DLR-F15 reconfigurat ca machetă 2.5D, într-un regim corespunzător unui număr Re de două milioane. Datorită modelului existent, prin adăugarea extensiilor de capăt a rezultat o aripă cu alungirea de 2.89 cu următoarele specificații:

- forțele aerodinamice globale se măsoară cu balanța de 6 componente existentă, care permite numai măsurători staționare;
- distribuția locală de presiune se măsoară cu scanivalve clasice, mecanice, în două secțiuni longitudinale pentru elemental principal de aripă și câte o secțiune pentru flap și voletul cu fantă, Fig. 3.1, Fig. 3.2;
- separarea curgerii se evaluează cu fire (*tufts*) și vizualizări cu ulei, sau din distribuțiile măsurate de presiune;

Campania experimentală se divide în două faze:

- Faza 1 – configurarea experimentală primară, pentru cunoașterea particularităților noii machete, încercând să se obțină posibilitatea măsurării pentru toată gama relevantă de unghiuri de atac. Plăcile de capăt (*endplates*) au trebuit redefinite printr-un proces de optimizare experimental, pentru a permite explorarea unghiurilor mari și pentru a evita vibrațiile cauzate de separarea curentului sau interacțiunea dintre plăcile de capăt și pereții tunelului.
- Faza 2 – experimentarea configurațiilor din matricea de testare, conform Tabel 3.1.

Tabel 3.1 Matricea de experiențe realizată

No.	Setting	configuration	flap setting			Vortex generators	No.	Setting	configuration	flap setting			Vortex generators
			angles	gap	ovl					angles	gap	ovl	
1	1	Reference	20	5,9	27	no	28	16	Max extension 100%	40	10	3,3	MVG4
2	2	Reference	40	10	3,3	no	29	16	Max extension 100%	40	10	3,3	MVG3
3	3	Reference	40	7,5	11	no	30	17	Max extension 100%	48	10	3,3	MVG3
4	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	no	31	18	Max extension 75% + double slotted flap	30/50	10	3,3	no
5	5	Reference	40	7,5	3,3	no	32	19	Max extension 75% + double slotted flap	30/60	10	3,3	no
6	6	Reference	40	13,5	3,3	no	33	20	Reference+flap with tab	20/10	5,9	27	no
7	7	Reference	48	15,9	3,3	no	34	21	Reference+flap with tab	20/20	5,9	27	no
8	3	Reference	40	7,5	11	MVG1	35	22	Reference+flap with tab	40/10	10	3,3	no
9	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	MVG1	36	23	Reference+flap with tab	40/20	10	3,3	no
10	3	Reference	40	7,5	11	MVG1 & MVG2	37	24	Reference+flap with tab	40/30	10	3,3	no
11	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	MVG1 & MVG2	38	25	Reference+flap with tab	40/40	10	3,3	no
12	3	Reference	40	7,5	11	MVG1 & MVG4	39	23	Reference+flap with tab	40/20	10	3,3	MVG1
13	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	MVG1 & MVG4	40	24	Reference+flap with tab	40/30	10	3,3	MVG1
13X	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	MVG4	41	26	Reference + double slotted used as tab	40/20	10	3,3	no
14	3	Reference	40	7,5	11	MVG3	42	27	Reference + double slotted used as tab	40/30	10	3,3	no
15	4	Reference	40	11,8	"-2,3 "	MVG3	43	17	Max extension 100%	48	10	3,3	MVG1
16	8	Max extension 75%	20	10	3,3	no	44	17	Max extension 100%	48	10	3,3	MVG1 & MVG4
17	9	Max extension 75%	30	10	3,3	no	45	17	Max extension 100%	48	10	3,3	MVG4
18	10	Max extension 75%	40	10	3,3	no	46	28	Max. ext. 100% + flap/tab	40/10	10	3,3	no
19	11	Max extension 75%	48	10	3,3	no	47	29	Max. ext. 100% + flap/tab	40/20	10	3,3	no
20	12	Max extension 100%	20	10	3,3	no	48	28	Max. ext. 100% + flap/tab	40/10	10	3,3	MVG1
21	13	Max extension 100%	25	10	3,3	no	49	29	Max. ext. 100% + flap/tab	40/20	10	3,3	MVG1
22	14	Max extension 100%	30	10	3,3	no	50	30	Max. ext. 75% + flap/tab	40/10	10	3,3	no
23	15	Max extension 100%	35	10	3,3	no	51	31	Max. ext. 75% + flap/tab	40/20	10	3,3	no
24	16	Max extension 100%	40	10	3,3	no	52	30	Max. ext. 75% + flap/tab	40/10	10	3,3	MVG1
25	17	Max extension 100%	48	10	3,3	no	53	31	Max. ext. 75% + flap/tab	40/20	10	3,3	MVG1
26	16	Max extension 100%	40	10	3,3	MVG1							
27	16	Max extension 100%	40	10	3,3	MVG1 & MVG4							

3.1.3 Proiectul mecanic și fabricația modelului

Elementul principal al aripii, capacele de intrados, voletul, flapsul simplu, cel cu dublă fantă și cel cu tab sunt fabricate din aliaj de aluminiu din familia 7075, prin frezare cu comandă numerică. Elementele noi sunt prelungirile triunghiulare ale aripii, realizate din material plastic poliuretanic de densitate mare, la fel ca și prelungirile trapezoidale ale flapsului. Extensiile de coardă sunt realizate din fibră de carbon/epoxi în matrițe realizate din poliamidă.

Aripa este o structură integrată realizată dintr-un bloc masiv de dural, peste care se aplică la intrados trei capace. Cinci bosaje asigură montajul celor patru feruri de flap și amontajul baionetei centrale. Acest gen de structură este deosebit de robust și permite operarea până la limita de măsură a balanței. Imobilizarea flapsului se face practic prin strângere/fricțiune. Doarece fixarea nu este perfectă se impune verificarea periodică a unghiului de fixare. Se pot adopta mecanisme mai complexe decât cel adoptat, dar complexitatea modelului poate crește inadmisibil de mult.

Aripa, flapsurile și voletul sunt instrumentate pentru măsurarea presiunii prin utilizarea a 4 scanivalve de tip D, cu câte 48 de canale. Datorită dimensiunilor modelului, scanivalvele au putut fi plasate în interiorul elementului principal de aripă. Cablurile unificate ale celor 4 scanivalve au fost

trase din machetă de-a lungul unui montant principal către balanța piramidală și apoi către sistemul de achiziție.

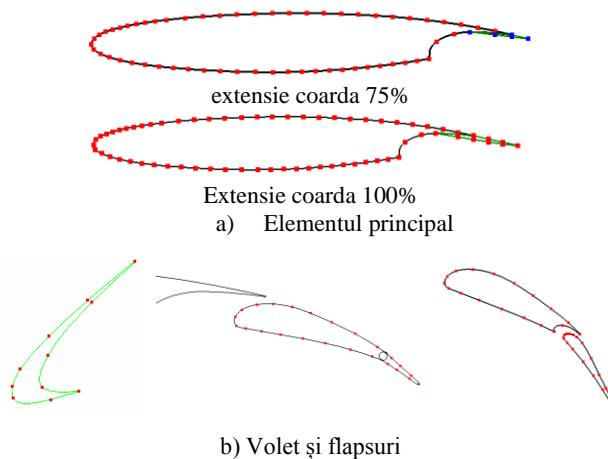


Fig. 3.1 Poziționarea prizelor de presiune pe elementele machetei



Fig. 3.2 Instalarea și verificarea scanivalvelor mecanice în aripă

Un *rake* pentru măsurarea presiunii totale în dâra machetei a fost instrumentat cu 64 de prize/canale de măsură digitale. Utilizarea lui s-a limitat la Faza 1 a campaniei experimentale, urmând să fie actualizat împreună cu procedura de calcul pentru rezistența la înaintare. Secțiunea principală de măsură este în zona centrală a elementului principal al aripii și conține 59 de prize, din care 34 pe extradados și 25 pe intrados. Aceasta este orientată la 30 grade față de bordul de atac, pentru a fi aliniată după direcția curentului. Secțiunea centrală a flapsului conține 28 de prize, din care 15 pe extradados și 14 pe intrados. Aceste prize au un diametru de 1mm, valoare aproape de maximumul admisibil, posibilă la momentul realizării proiectului, față de 0.4 mm la momentul actual. Orificiile sunt conectate la tuburi de alamă, racordate la elementele de măsură prin tuburi de polivinil. Tubulatura de la flap are acces în elementul de aripă printr-un orificiu care este suficient de depărtat de secțiunea centrală instrumentată. În plus tubulatura este flexibilă și asigură cu ușurință schimbarea poziției și unghiului flapsului.

3.1.4 Implementare soft postprocesare rezultate

În decursul realizării programului experimental a apărut de la început necesitatea filtrării semnalului de presiune de la traductori, cu metoda 3σ . Perturbațiile care apar în măsurarea presiunii (realizată de regulă cu aparate sensibile) provin în mare măsură din curenții paraziți ai instalației de alimentare cu 220V, curent alternativ. Frecvența de 50 Hz se regăsește ca zgomot în majoritatea eșantioanelor de date. În general se distinge clar în spectre și poate fi identificată ușor și considerată ca atare în analiza rezultatelor. În SUA frecvența corespunzătoare este de 60 Hz, conform standardului local de alimentare electrică. Campania experimentală a debutat fără să se dispună de vreun program de calcul cu care să se gestioneze unitar totalitatea rezultatelor: forțe și momente globale, integrarea distribuțiilor de presiune statică și a distribuției de presiune din *rake*. Programul **sigma** (Fortran) s-a scris pe parcursul campaniei experimentale, însemnând un efort suplimentar față de realizarea în condiții fără presiunea livrării rapide a rezultatelor. Formatarea manuală în Excel a rezultatelor corespunzătoare celor 54 de configurații a fost mare consumatoare de efort.

Deși campania experimentală a debutat cu prelucrarea manuală a semnalelor, analiza ulterioară a arătat că rutina 3σ a fost apelată pentru 1500 scanări a câte 176 canale de presiune, citite de câte 200 ori. Deoarece recalcularea întregului set de date s-a realizat de cel puțin 5 ori, numărul de apeluri al subrutinei depășește valoarea de un milion, ceea ce ar fi făcut filtrarea manuală în Excel imposibilă,

așa cum era promovată de un inginer cu experiență. Subrutina de filtrare este generalizată în sensul că permite alegerea criteriului de filtrare la valori arbitrare. În cazul de față valoarea a fost în mod evident 3. Realizarea programului **sigma** a presupus și redactarea unui manual, inclus în anexe. După rezolvarea problemei filtrării semnalului de presiune, pe măsură ce programul experimental a avansat, a devenit evidentă necesitatea de a integra coeficientul de presiune pe toate elementele componente ale machetei (element principal cu două secțiuni, volet, flap 1, flap 2, etc.) și de a aplica o formă minimală de corecție a forțelor și momentelor aerodinamice, caracteristică aripilor, în loc de una caracteristică unui avion întreg.

Tabel 3.2 Rezultatele și eroarea relativă la validarea rutinei 3σ

k	Noise level [%]	n=100		n=500		n=1000		n=2000		n=3000		n=4000		n=10000	
		3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]	3σ	Rel err [%]
0.00	0.00	3	0.000	3	0.000	3	0.000	3	0.000	3	0.000	3	0.000	3	0.000
1.00	33.33	2.984	1.613	2.999	0.060	3.005	0.464	2.998	0.196	3.004	0.425	3.004	0.363	2.998	0.223
2.00	66.67	3.044	4.371	2.991	0.930	2.968	3.168	3.001	0.082	3.013	1.277	2.994	0.551	3.000	0.023
3.00	100.00	2.991	0.923	3.042	4.183	3.036	3.575	3.021	2.057	2.984	1.645	3.005	0.484	2.997	0.272
4.00	133.33	2.846	15.393	2.945	5.546	2.996	0.447	3.010	1.011	2.995	0.505	2.987	1.265	3.012	1.154
5.00	166.67	2.873	12.713	2.911	8.908	3.010	0.969	2.960	4.016	2.996	0.446	2.981	1.894	3.012	1.207
6.00	200.00	2.978	2.244	3.007	0.722	3.014	1.394	3.013	1.264	2.988	1.237	3.022	2.238	2.999	0.076

Prelucrarea forțelor și momentelor se face considerând modul de lucru cu balanța. Astfel masa machetei este constantă indiferent de unghiurile de atac și de bracaj, la fel ca și momentele (statice) de rulu și girație. Momentul static de tangaj al machetei are o dependență periodică de unghiul de atac (Kutz, 2014) și prin urmare trebuie scăzut din valoarea citită, acesta fiind tarajul gravitațional, care în practică la tunelul subsonic s-a realizat utilizând o regresie polinomială de gradul doi. Indicația portanței este adusă la zero (taraj static) din tabloul de comandă. Modul de lucru tradițional presupune că momentul static de tangaj se determină înaintea experienței și tot atunci se identifică polinomul de gradul doi care dă valoarea la orice unghi de atac.

Prelucrare forțe și momente
Conversie presiune dinamică din <i>count</i> în SI
Calcul moment static în <i>count</i> și scădere din <i>Cm</i>
Conversie forțe și moment din <i>count</i> în SI
Rotirea cu unghiul de girație
Reducerea în centrul aerodinamic
Adimensionalizarea
Corecția pentru efectul montanților
Corecția cu deflexia curentului
Corecția cu blocajul
Corecția cu forța arhimedică
Actualizarea parametrilor de la infinit

Fig. 3.3 Schema bloc a procesării forțelor și momentelor

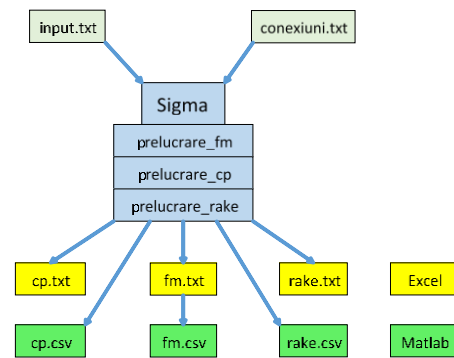


Fig. 3.4 Schema bloc a programului **sigma** și intrări/ieșiri

Anumite detalii privind metoda de calcul depășesc cadrul lucrării de față și nu sunt incluse. Prelucrarea semnalelor de presiune cuprinde citirea, filtrarea, transformarea din presiune în coeficientul adimensional C_p , corecția pentru camera de experiență și integrarea C_p pe componentele aerodinamice: element principal al aripii, componente sistem hipersustentație, conform schemei bloc din Fig. 3.3, implementată în programul de calcul sigma. Aplicația **sigma** tratează semnalele de la scanivalvele mecanice organizate în blocuri de câte 48 porturi. Buna practică presupune că porturile 2 și 48 sunt conectate la presiunea totală, iar porturile 1 și 47 la presiunea statică. Pentru siguranță se calculează mediile semnalelor de la porturile 2 și 48, plus mediile semnalelor de la porturile 1 și 47. Sunt posibile diverse versiuni la diferite proiecte sau faze de proiect, considerând alocarea diferită a

porturilor de presiune. Situațiile particulare se rezolvă fie prin modificarea locală a programului pentru fiecare proiect, fie prin complicarea fișierelor de input, care să precizeze care porturi sunt validate/considerate și care nu. Aceasta se realizează deoarece experiența arată că citirea unelor porturi se poate deteriora în campania experimentală.

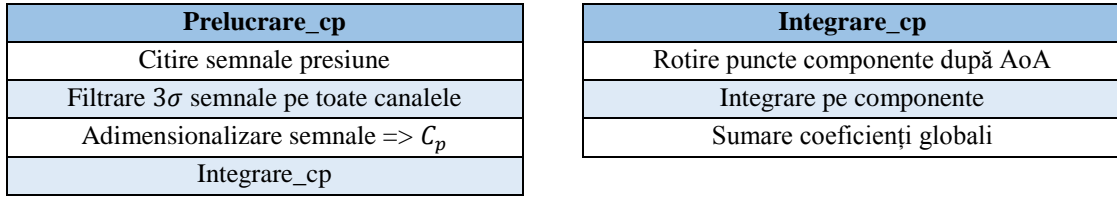


Fig. 3.5 Schema procesării semnalelor de presiune pe secțiunile elementelor portante

Reducerea vectorului moment în punctul de reducere specificat de aplicație pr , din centrul balanței bal se realizează după formula:

$$\bar{M}_{pr} = \bar{M}_{bal} + (\bar{r}_{bal} - \bar{r}_{pr}) \times \bar{F} \quad (3.1)$$

Integrarea presiunii se realizează simultan pentru forțele portantă, de rezistență la înaintare și momentul de tangaj, utilizând coordonatele normalizate ale secțiunii și coeficientul de presiune, pentru a obține direct coeficienții aerodinamici, cu observația că efectul vâscozității este ignorat de metodă, dar este prezent în distribuțiile de presiune ale fiecărei componente (flaps, volet, etc.) prin efectul intrinsec pe care vâscozitatea îl are asupra distribuției de presiune prin tranziție, separație și reatașare. Variabila $ncomp$ desemnează numărul de componente pe care se face integrarea, iar indexul red este asociat centrului de reducere aerodinamic. Deși nu foarte precisă, se utilizează metoda trapezelor pentru integrare. Se are în vedere o metodă superioară, probabil Simpson 1/3, dar o metodă de ordin superior nu poate fi aplicată decât dacă se evaluează corespunzător versorii normali și lungimile de arc de curbă ale componentelor profilului. Pentru aceasta este nevoie de un tratament numeric serios al pachetului de date, care înseamnă reconstrucția analitică a tuturor arcelor de curbă ale profilului și elementelor de hipersustentație pentru evaluarea casi-exactă și pre-medierea corespunzătoare a versorilor normali. O asemenea abordare nu poate fi decât particularizată pentru fiecare profil și sistem de hipersustentație în parte.

$$\left\{ \begin{array}{l} CL \\ CD \\ Cm \end{array} \right\} = \sum_{k=1}^{ncomp} \left\{ \begin{array}{l} \oint C_p n_z ds \\ \oint C_p n_x ds \\ \oint C_p ((x - x_{red})n_z - (z - z_{red})n_x) ds \end{array} \right\} \approx \sum_{k=1}^{ncomp} \left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=1}^{nprize} C_{p_i} n_{z_i} \Delta S_i \\ \sum_{i=1}^{nprize} C_{p_i} n_{x_i} \Delta S_i \\ \sum_{i=1}^{nprize} C_{p_i} ((x_i - x_{red})n_{z_i} - (z_i - z_{red})n_{x_i}) \Delta S_i \end{array} \right\} \quad (3.2)$$

Prelucrarea semnalelor de la instrumentul wake rake drag este programată în ipoteza că semnalele de presiune vin de la blocurile digitale DSA (Scanivalve, 2016). O aplicație Labview a laboratorului (autor dr. Corneliu I. Stoica) generează fișierul text cu *header*, care este ignorată la citire. În afara fișierului cu valorile presiunilor avem și fișierul cu valorile *offset*, care este utilizat pentru

adimensionalizarea presiunii. Filtrarea semnalelor se realizează cu aceeași rutină 3σ atât pentru valorile efective, cât și pentru valorile de offset. În mod curent procedura de calcul și dispozitivul nu sunt complet validate. Finalizarea dispozitivului este foarte simplă și constă în transformarea unui număr de prize de presiune totală în prize de presiune statică, iar în calcul considerarea ambelor distribuții de presiune statică și totală (Pope, A.; Harper, J. J., 1966). Distribuția de presiune statică are un profil oarecum parabolic cu variație lentă în dâră pentru care sunt necesare în jur de 6 prize de presiune, iar presiunea totală are profilul gaussian tipic și necesită restul de până la 64 de prize, reprezentând întreaga capacitate de instrumentare a blocurilor DSA.

Din punct de vedere cantitativ, după includerea tuturor elementelor dezvoltate în cadrul proiectului, codul a ajuns la peste 2900 linii, incluzând comentariile și liniile libere, ceea ce înseamnă o un efort și o contribuție importantă pentru proiecte viitoare, cel puțin ca exemplu de aplicație care integrează tratamentul tuturor elementelor aero-mecanice accesibile în laborator.

3.1.5 Realizarea campaniei experimentale

Fixarea tranziției este prima acțiune, care s-a realizat după recomandarea DLR pe intradosul aripii, aproape de bordul de atac, datorită prezenței voletului cu fantă care poate genera o bulă de separație pe intrados care să se prelungească pe elementul principal al aripii. Practic elementul de tranziție s-a materializat prin lipirea cu prenadex diluat a unei platbande prefabricate din carbon/epoxi de 0.5mm grosime, cu o lățime de 3mm. Deși pe flap pericolul apariției bulei de separație este chiar mai mare, nu s-a aplicat fixarea tranziției. Analiza distribuțiilor de presiune de pe flaps nu a arătat prezența bulei de separație, așa încât a fost corect să nu se aplice fixarea tranziției.

3.1.5.1 Evaluarea efectului numărului Reynolds

Calitatea foarte bună a curgerii și corectitudinea alegerii regimului de experimentare pentru minimizarea consumului de energie și micșorarea solicitărilor mecanice ale machetei/balanței s-a demonstrat prin compararea a două serii de rezultate, la numerele Re 2 și 2.5 milioane, corespunzătoare vitezelor de 40 și 50 m/s. S-a obținut o repetare foarte bună a rezultatelor, de altfel caracteristică tunelului subsonic.

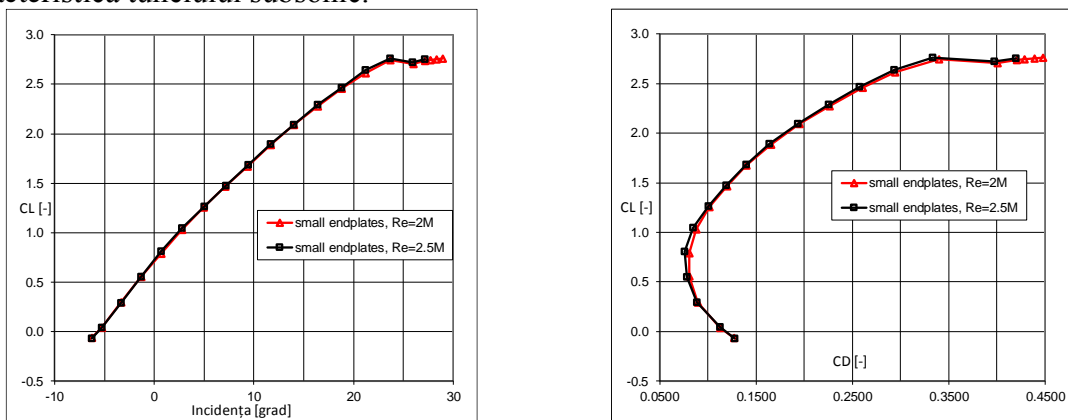


Fig. 3.6 Evaluarea efectului numărului Reynolds la configurația de aterizare

Realizarea corecției coeficienților aerodinamici globali s-a făcut după lucrările, (Trifu, Octavian, 2001), (H. C. Garner, 1966) și (Ewald, 1998). După aerodinamica modernă sau în formalismul ideal, corecțiile ar trebui făcute după următorul sistem de ecuații (\vec{F} este vectorul forță, \vec{M} este vectorul moment):

$$\begin{Bmatrix} \bar{F} \\ \bar{M} \\ Cp \end{Bmatrix}_{cor} = \begin{Bmatrix} \bar{F} \\ \bar{M} \\ Cp \end{Bmatrix}_{WT} + \left[\begin{Bmatrix} \bar{F} \\ \bar{M} \\ Cp \end{Bmatrix}_{CFD\infty} - \begin{Bmatrix} \bar{F} \\ \bar{M} \\ Cp \end{Bmatrix}_{CFDWT} \right] \quad (3.3)$$

Aplicarea corecțiilor după formula prezentată poate fi făcută pe diferite niveluri de complexitate, aceasta referindu-se la indicele CFD. Din acest punct de vedere, prin CFD se poate înțelege orice metodă de calcul aerodinamic, de la reprezentarea aripii printr-o potcoavă de vârtej, la o linie portantă, la o suprafață portantă, la ecuația completă a potențialului, la sistemul complet Euler, la sistemul RANS, etc. În cazul de față s-a utilizat o simplă potcoavă de vârtej, deoarece ideea de lucru se bazează pe măsurarea incremenților de coeficienți aerodinamici față de o valoare de referință, dată fiind contaminarea machetei cu diverse elemente constructive, a căror influență este practic imposibil de evaluat/eliminat. Coeficienții aerodinamici măsurăți pe balanță și corecțați sunt comparați cu coeficienții calculați prin integrarea presiunilor pe toate componentele machetei. Rake-ul pentru analiza dârei vâscoase s-a utilizat în faza 1 a campaniei, dar rezultatele nu au fost cele preconizate din lipsa unor prize de presiune statică, situație care a dus la imposibilitatea postprocesării corecte a datelor, rezultat cumva previzibil pentru implementarea unui dispozitiv nu foarte simplu, dar pentru a cărui bună utilizare este necesară o experiență considerabilă. Relația de transformare a unghiului de atac al machetei din sistemul legat de balanță în sistemul legat de curent, pentru aripa în săgeată binecunoscută, în care avem: β_b - unghiul de rotație, α_o - unghiul de atac al balanței când axa corzii de referință este la unghiul de atac aerodinamic nul, α_b - unghiul de atac în sistemul legat de balanță, α_w - unghiul de atac în sistemul legat de curent.

$$\alpha_w = \arctan(\tan(\alpha_b - \alpha_o)\cos(\beta_b)) \quad (3.4)$$



Fig. 3.7 Generatoarele de vârtej MVG1 și MVG2

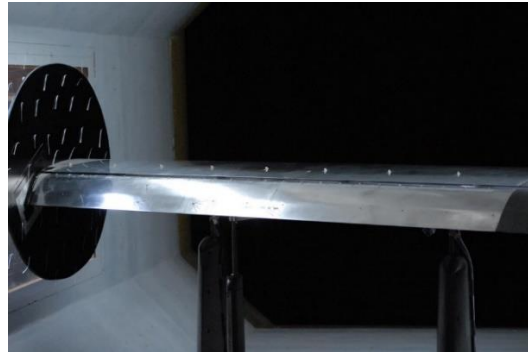


Fig. 3.8 Generatoarele de vârtej MVG3 și MVG4

Faza inițială a campaniei a fost marcată de apariția unei erori în determinarea presiunii dinamice de referință, care s-a manifestat accentuându-se progresiv. Cauza s-a identificat în crăparea datorită îmbătrânirii a unui tub pneumatic din material plastic. Începutul fazei 1 a condus fără intenție la investigarea unor elemente inedite, printre care la fel de interesant ca și sistemul de *wake rake* este efectul grosimii generatoarelor de vârtej VG, în special a celor mari, de aripă, identificate ca MVG4. Primul set l-am realizat din placaj de aviație de 1.5mm grosime, dar grosimea a fost considerată prea mare în consorțiu. Înlocuirea acestor VG groase s-a realizat cu unele din tablă de 0.5mm grosime Fig. 3.7. Numărul mare de experiențe de la începutul campaniei a permis identificarea în termeni de incremenți a efectului grosimii VG, care într-adevăr este important. VG-urile groase realizează un coeficient de portanță semnificativ mai mic decât cele subțiri, dar rezistența la înaintare este substanțial mai mică. Întrucât este vorba de optimizarea sistemului de hipersustentație pentru aterizare, este mai important coeficientul de portanță, astfel încât VG-urile mai subțiri sunt superioare. Aceasta se poate explica prin intensitatea mai mare a vârtejurii pe care îl generează fiind mai subțiri,

situație care afectează mai mult curgerea din aval (pe flap). Deoarece în faza preliminară rezultatele au fost compromise cantitativ prin defectul menționat, graficele din Fig. 3.9 nu au scara pentru CL.

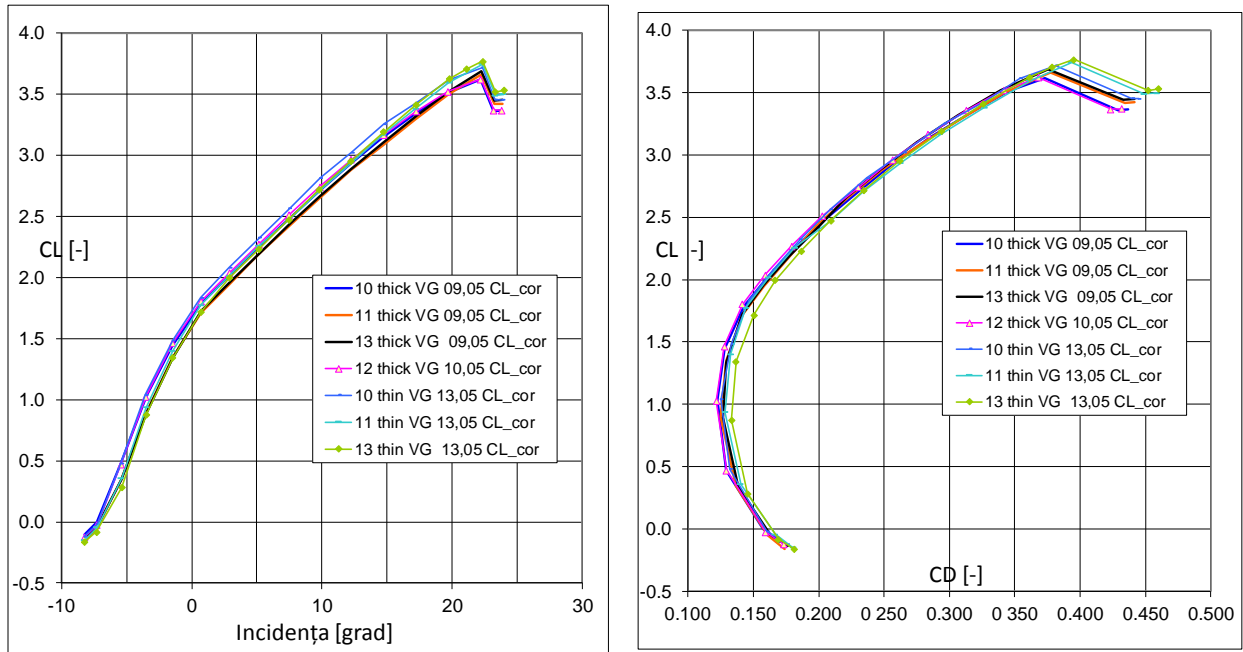


Fig. 3.9 Efectul grosimii VG asupra portanței și rezistenței la înaintare

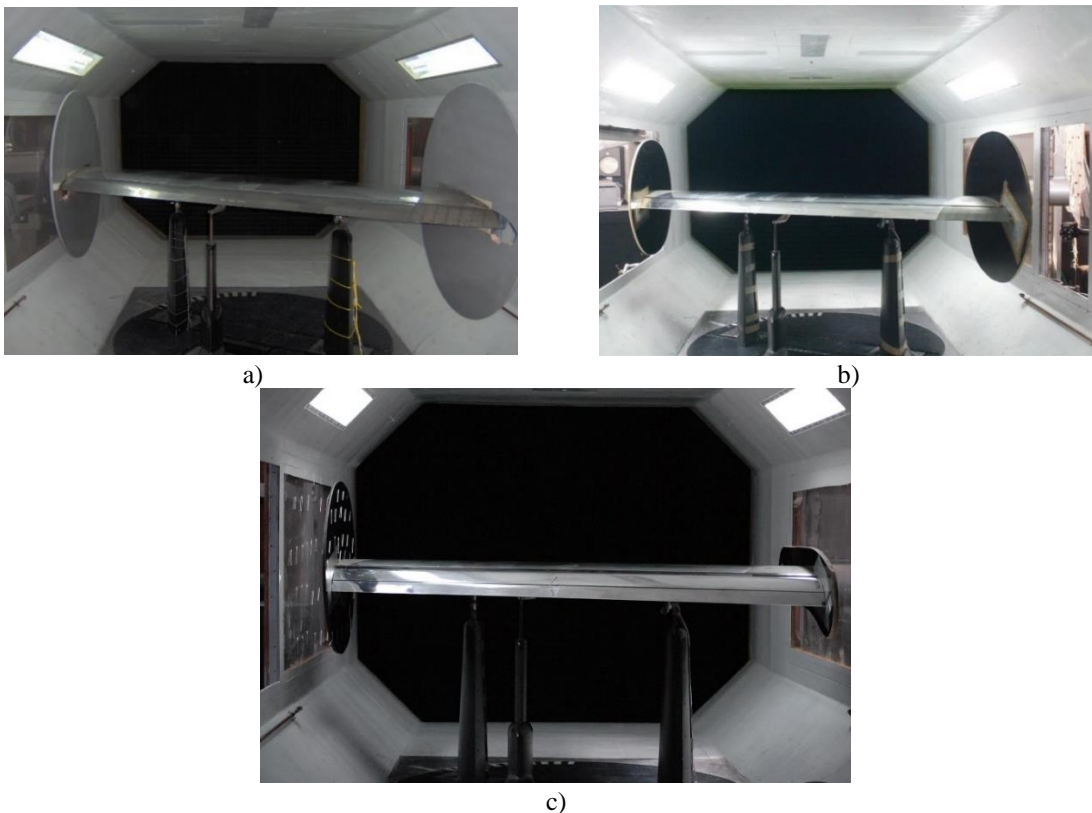


Fig. 3.10 Evoluția iterativă a plăcilor de capăt în procesul de optimizare empirică a) discoidale vibrații puternice, b) eliptice vibrații puternice, c) eliptică în amonte și îngustă în aval, comportament normal

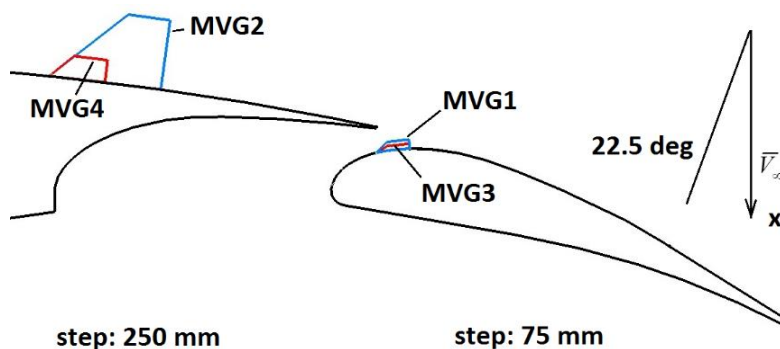


Fig. 3.11 Generatoarele de vârtej în două versiuni: joase (MVG3, MVG4) și înalte (MVG1, MVG2)

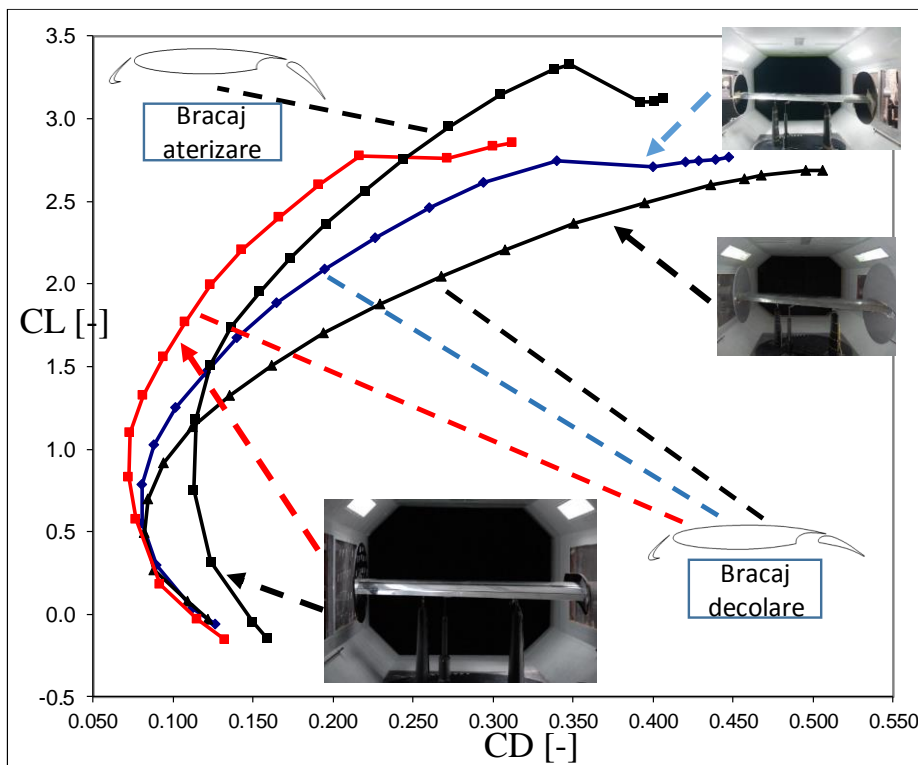


Fig. 3.12 Reducerea rezistenței induse prin optimizarea plăcilor de capăt

3.1.6 Analiza rezultatelor experimentale

3.1.6.1 Curbe polare și distribuții de presiune

Capitolul include toate rezultatele obținute pentru cele 54 de configurații experimentate. Sunt incluse tabele cu rezultatele brute și corectate, ca și rezultatele integrării presiunii. Distribuțiile de presiune sunt duale, după cererea clientului, astfel încât corespund unghiului de atac de 10 grade și unghiului ce precede punctul de *stall*. În afara coeficienților aerodinamici globali ai aripii, sunt prezentați coeficienții extrași pe elementul principal de aripă, pentru a permite înțelegerea comportamentului aerodinamic. Sinteza rezultatelor se găsește în anexe, unde avem coeficientul de portanță maxim, care reprezintă practic indexul de performanță al unei configurații aerodinamice de hipersustentație. Dintre valorile existente, în tabel s-a introdus CL_{max} măsurat pe balanță. Tabelul permite vizitarea electronică a tuturor rezultatelor din anexa sus-menționată.

Maximul coeficientului de portanță este obținut la configurația 46 și are valoarea remarcabilă de 3.51 la bracaj flap 40 grade, bracaj tab 10 grade, extensia maximă a corzii (100%), fără generatoare

de vârtej. Configurația 48 prezintă a doua valoare, de 3.43 și singura diferență este prezența MVG1, care surprinzător, scade ușor CLmax. Configurația 47 prezintă a treia valoare, de 3.36, nu are VG și are unghiul de tab de 20 grade. Prin urmare, unghiul tab de 10 grade pare optim în această setare de flaps și coardă extinsă. Configurația 49 prezintă a patra valoare, de 3.35 și față de configurația 47 are și MVG1, de unde se poate trage concluzia că prezența VG la această configurație nu aduce nici un beneficiu, ba chiar produce o ușoară pierdere. Mărimile foarte mari ale CL pentru primele 4 valori se explică prin mărirea ariei aripii și calculul coeficientului folosind aria nominală. Astfel, experiențele 20-30 și 43-49 prezintă extensia mare, numită Max ext 100%. Configurațiile 43, 44 și 45 au flapsul la 48 grade și prezența MVG pare să ajute, deoarece se atinge o valoare CLmax de 3.51.

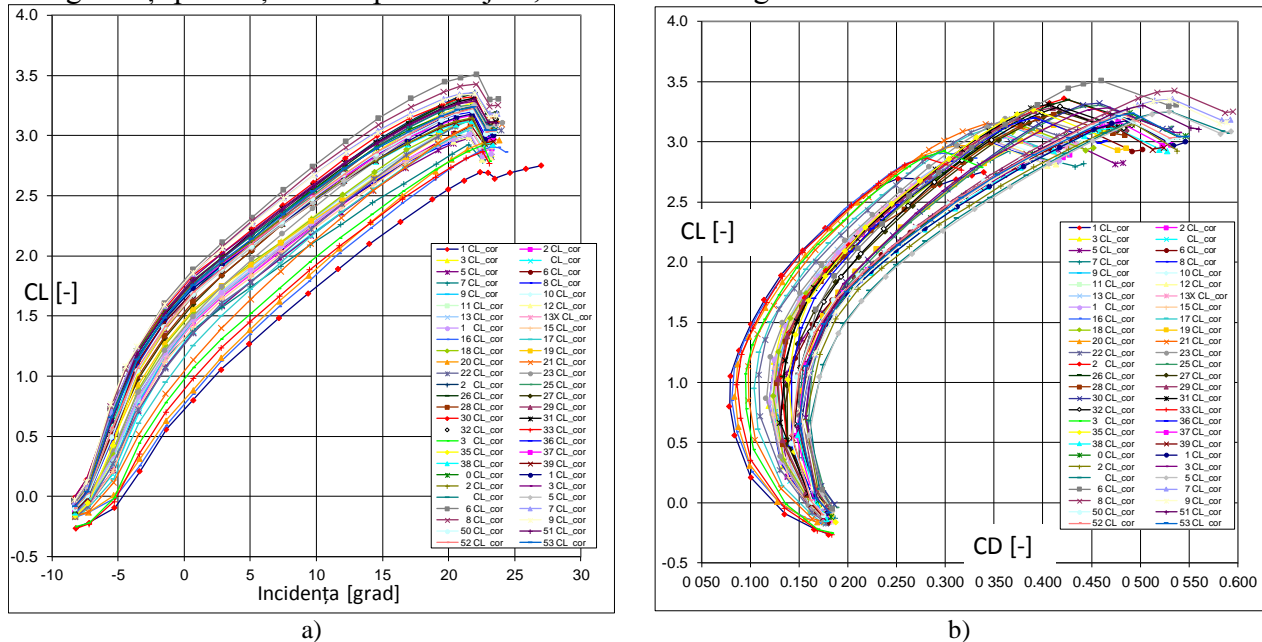


Fig. 3.13 Curbele de portanță a) și polarele pentru cele 54 de configurații b)

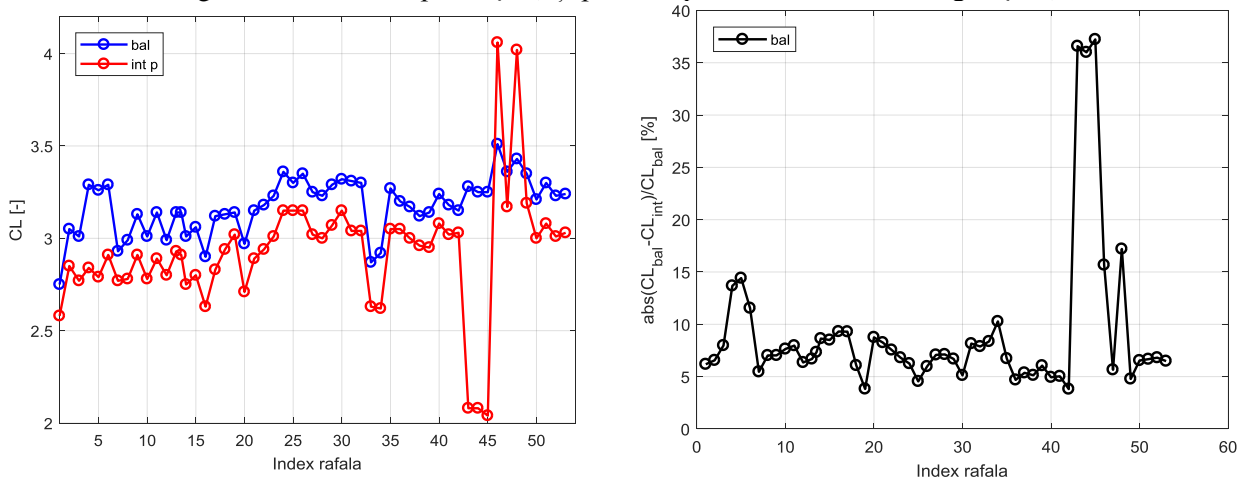


Fig. 3.14 Comparație CLmax balanță și rezultat integrare numerică

Experiențele 43, 44, 45, 46 și 48 prezintă erori de integrare numerică a coeficientului de presiune. Se observă valorile eronate ale CLmax marcate pe fundal gri. Deoarece în cerințele studiului nu se specifică integrarea presiunii, la momentul realizării campaniei experimentale s-a acordat prioritate maximă valorilor globale citite cu balanța și nu s-au putut repara fișierele de intrare pentru programul *sigma* în vederea corectării rezultatelor eronate. Analiza rezultatelor de balanță și a celor numerice arată că CLmax calculat prin integrarea presiunii este mai mic decât cel măsurat. Consistența

CLmax balanță cu rezultatele de integrare numerică este dată în Fig. 3.14 și este remarcabilă, considerând gradul mare de incertitudine în determinarea experimentală a punctului de stall (Wild J. , 2012) plus incertitudinile din reprezentarea numerică a profilului prin punctele în care se citește presiunea, din ale căror coordonate se calculează versorii normali și lungimile segmentelor pentru integrarea cu metoda trapezelor.

Configurația 1 Fig. 3.15 a) corespunde poziției de decolare, având un vârf de succiune pe elementul principal $C_p = -9$. Configurația 31, Fig. 3.15 b) este de aterizare și are un vârf $C_p = -10$ fiind interesantă datorită celor două elemente de flap. Configurația cea mai performantă Fig. 3.15 c) are caracteristic un *tab flap* și are cele mai pronunțate vârfuri de succiune pe volet și elementul principal. Integrarea numerică a presiunii pe fiecare componentă produce rezultate foarte interesante, ca în Fig. 3.16. Chiar dacă nu se integrează și coeficientul de frecare la perete, de altfel practic imposibil de măsurat la acuratețea cu care se măsoară presiunea, totuși efectul vâscos este inclus în distribuția de presiune, în special în zonele de separație. Prin urmare rezistența la înaintare calculată prin integrarea presiunii arată remarcabil de similar cu cea măsurată cu balanța Fig. 3.16 b). Foarte relevantă este contribuția negativă a voletului, care produce tracțiune, ca și elementul principal pe o anumită zonă de unghi de atac. Flapsul este cel care are o contribuție uriașă la CD. Prin urmare diferența foarte mare între elementul principal și flap pentru CD este o informație valoroasă pentru dimensionarea sistemului de șarnieră și de acționare la care se adaugă efectele CL și Cm.

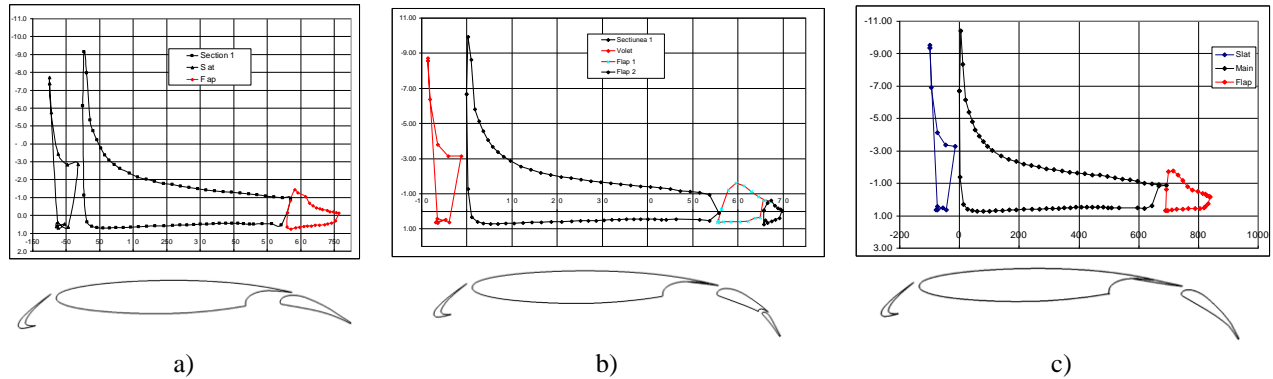


Fig. 3.15 Distribuții de presiune pentru experiențele 1 a), 31 care are flap cu dublă fantă b) și configurația cea mai performantă 46 c)

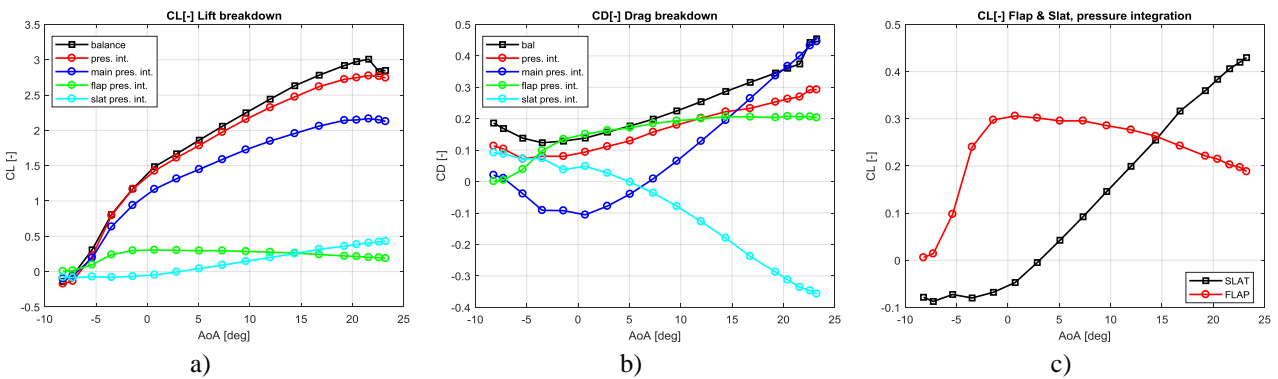


Fig. 3.16 Config. 3, Descompunerea CL și CD din integrarea presiunii

3.1.6.2 Vizualizarea curgerii

Se utilizează tehnica de vizualizare cu ulei și pulbere sensibilă la radiația ultravioletă. Uleiul este de mecanisme, iar pulberea de criminalistică, pentru care se utilizează lămpi de lumină UV standard sau chiar vizualizarea normală. Aplicarea vizualizării pentru toate cazurile ar fi fost aproape imposibilă. Prin urmare, după realizarea experimentărilor cu măsurarea forțelor, momentelor și distribuțiilor de presiune, s-au selectat câteva configurații mai promițătoare. Vizualizările ulei-pigment s-au realizat la finalul campaniei experimentale pentru a evita contaminarea cu ulei a tubulaturii de măsură a presiunii. Amestecul optim de pulbere-pigment și ulei se realizează prin experimentări succesive. Amprenta curgerii poate să fie vizibilă și după experimentare suficient timp pentru a permite fotografierea normală, fără a face apel la camere foto montate în afara camerei de experiență sau pe pereții acesteia. Vizualizările au vizat curgerea la unghiul de atac de 10 grade și în apropiere de punctul de stall și s-au realizat pentru un număr relativ redus de configurații, deoarece manopera este semnificativă. Deși o tehnică elementară, utilizarea ei s-a readus în actualitate cu ocazia acestei campanii, când am identificat pe piață pulberea de criminalistică, la un preț de 4000 lei/Kg, în sortimente galben și roșu la iluminarea UV. În cadrul proiectului Space Rider (2016) am achiziționat din nou pulberi de criminalistică (foarte scumpe) și pentru vopseluri (foarte ieftină) și am constatat că pulberea pentru vopseluri produce aceleași rezultate în vizualizări.

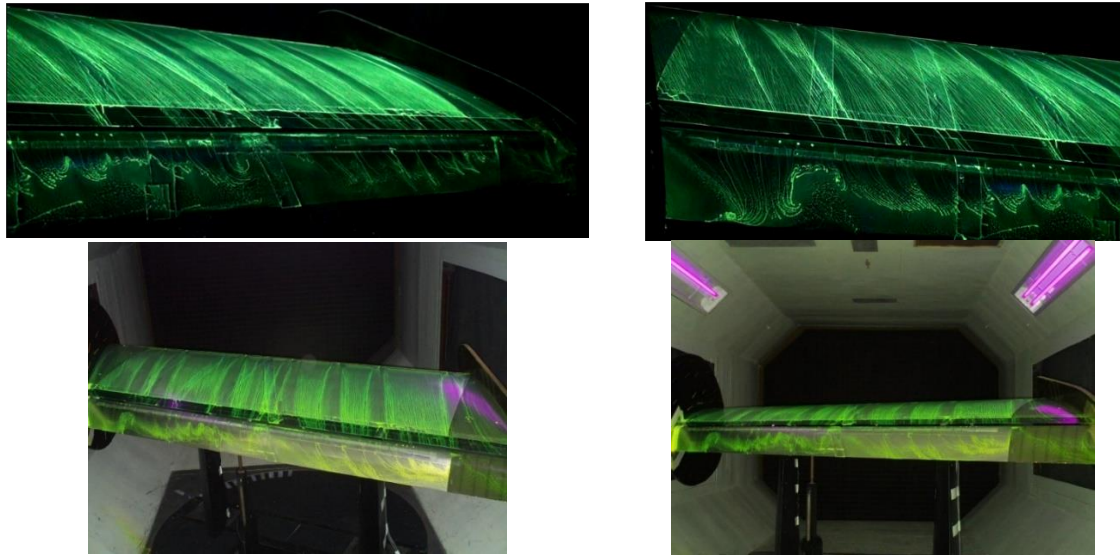


Fig. 3.17 Vizualizări Config. 43 la unghi atac 10 grade

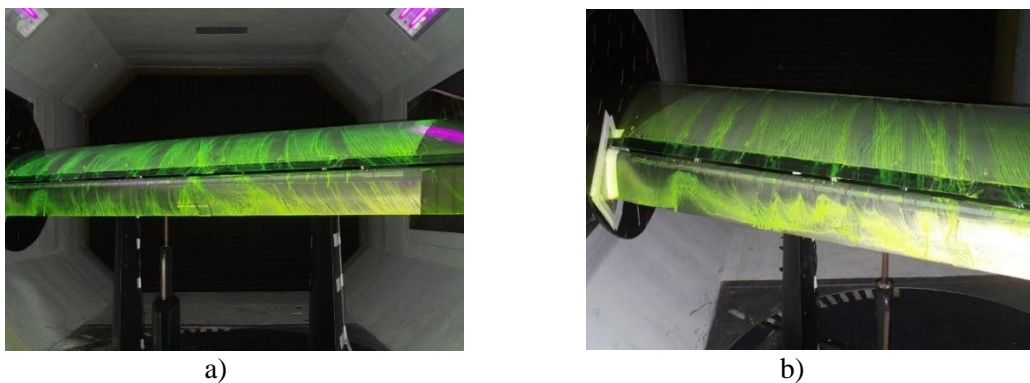


Fig. 3.18 Vizualizare Config. 43 a) și Config. 44 b) în vecinătatea CLmax

3.1.7 Concluzii

Realizarea activității de aerodinamică subsonică dedicată unei aripi în săgeată de coardă constantă, configurație denumită 2.5D, cu secțiunea de hipersustentație, în 54 de setări/combinatii flaps, generatoare de vârtej și extensii ale corzii a fost o premieră din punct de vedere al complexității, al volumului de date și al coerenței postprocesării. Deși activitatea este un succes, sunt necesare următoarele observații referitoare la îmbunătățirea rezultatelor:

- Configurația de aripă cu plăci de capăt aliniată la curent numai la unghiul de atac nul, cu baioneta de asemeni nealiniată nu permite un taraj aerodinamic, dar permite determinarea cu acuratețe a performanței sistemului de hipersustentație, în manieră incrementală;

- Generatoarele de vârtej de pe elementul principal (aripă) trebuiau aliniată la un unghi determinat prin vizualizări în raport cu direcția locală a curgerii, în loc de direcția teoretică a curentului din amonte;

- Sistemul de tip *wake rake* nu a fost utilizat din cauza unui efort de testare/validare, pentru care nu a fost timp în cursul activității, dată fiind presiunea pentru menținerea unei productivități ridicate;

- Înainte de trecerea la regimul de producție (care produce un volum important de date), este necesară cunoașterea calitativă și îmbunătățirea (reparația) curgerii în sensul de a elimina/minimiza separațiile nedorite, de a face curgerea reprezentativă pentru numerele Re de zbor (aeronavă), lucru realizat parțial;

- Faza preliminară a permis evaluarea performanței unor VG-uri cu grosimi diferite, din care rezultă clar că grosimea este un element important și că VG subțiri sunt superioare din punct de vedere al CL max Fig. 3.9.

În acest sens cea mai de importantă reparare a curgerii este adaptarea plăcilor de capăt pentru explorarea intervalului de unghi atac până la punctul de *stall*, fără suprasolicitarea balanței. Reducerea rezistenței induse a fost absolut spectaculoasă, Fig. 3.12. Dificultățile întâmpinate la debutul campaniei, prin utilizarea plăcilor de capăt discoidale, au fost majore. Soluția clasică din (Pope, A.; Harper, J. J., 1966) pentru testarea unei aripi 3D constă în utilizarea unui singur disc de capăt în planul vertical de simetrie. Această soluție asigură un mediu ideal pentru o semiaripă, dar nu este adecvată pentru o aripă echipată cu sisteme de hipersustentație pe toată anvergura. În cazul de față (2.5D), prezența flapsului pe întreaga anvergură generează interferențe puternice cu peretele solid și o încărcare mare a aripii. Pentru diminuarea acestor efecte este nevoie de o placă de capăt corelată cu de atac indus corespunzătoare aripii în săgeată. Cum la extremitatea posterioară a aripii este de așteptat un coeficient de portanță mai mare, prezența unei plăci de capăt este obligatorie. Deoarece o placă relativ mare, eliptică, nu a fost suficient de bună (macheta încă prezenta vibrații la unghiuri atac moderate), s-a adoptat varianta unei plăci care să mimeze cumva scheletul profilului, dar să aibă capetele rotunde, așa cum este de exemplu la avionul IAR-817. Această soluție a fost ulterior adoptată de către partenerii de la Technische Universität Berlin și DLR din cadrul proiectului, deși în versiunea îmbunătățită *tip-tank*, în măsură să diminueze ceva mai bine vârtejul de capăt de plan din amonte.

Vizualizările cu ulei-pigment au arătat efectul pe care generatoarele de vârtej VG îl pot avea asupra conturului de separație pe flaps. Efectul VG este mai neclar pe elementul principal de aripă, dar pe flaps este mai vizibil în distribuțiile de presiuni. Un alt element relevant este vârtejul din extremitatea dreaptă a aripii, de lângă placa de capăt. Dimensiunea și forma lui depind evident de unghiul de atac, dar nu spectaculos. Utilizarea *tip-tank* așa cum s-a făcut la DLR a presupus un important efort computațional, combinat cu empirism, un tunel aerodinamic mai mare în comparație cu macheta și capacitatea tehnică de a-l realiza ca atare. Derularea campaniei experimentale a presupus mai multe specializări pe care autorul le-a efectuat:

- proiectarea și elaborarea cerințelor aerodinamice pentru instrumentare, plăci de capăt și a ferurilor de flaps;

- managementul proiectului în toate detaliile, incluzând asigurarea de consumabile, raportările periodice electronice și participarea la ședințe tehnice;

- realizarea manuală a plăcilor de capăt;

- asamblarea prin lipire cu epoxi ranforsat cu fibră de sticlă plus șuruburi a voleților de bord de atac, ca metodă temporară, dar suficient de durabilă;
- realizarea de modele CAD pentru setările flapsului în toate cele 31 poziții și decuparea manuală la traforaj a celor 31 de șabloane din placaj;
- proiectarea CAD a generatoarelor de vârtej după cerințele clientului;
- scrierea programului **sigma** pentru procesarea rezultatelor, care tratează unitar forțele și momentele măsurate cu balanța, integrează coeficienții de presiune pe secțiunile relevante pentru portanță și momentul de tangaj, plus integrează presiunea din dâră măsurată cu un rake, pentru calculul rezistenței la înaintare;
- procesarea întregului set de date, redactarea și livrarea raportului tehnic;
- realizarea manuală a două sisteme “wake rake” și testarea primului.

3.2 REALIZAREA ȘI CARACTERIZAREA EXPERIMENTALĂ A UNUI SISTEM DE HIPERSUSTENTAȚIE CU CONTROLUL ACTIV AL CURGERII

3.2.1 Obiectivele și descrierea problemei

Aplicarea controlului activ al curgerii pentru sistemele de hipersustentație este un subiect de mare interes, care poate contribui la o ruptură tehnologică în dezvoltarea avioanelor de transport. Un ipotetic sistem de hipersustentație suficient de performant ar putea duce la scăderea suprafeței udate a aripii, cu impact în reducerea rezistenței la înaintare la regimul de croazieră și cu impact în reducerea masei aeronavei. În general se intenționează simplificarea aero-mecanică a sistemului, conservând performanța aerodinamică. În contextul eforturilor de realizare a aripilor caracterizate de curgere laminară sau hibridă, este binecunoscut că voleții de bord atac de tip Krüger (practic singurul tip utilizabil), au eficiența redusă în comparație cu voleții cu fantă. Aripile laminare permit utilizarea de voleți Krüger în condiții normale pentru avioanele medii și mari. La avioanele de transport pasageri mai mici din categoria bizjet posibilitatea de integrare a voletului este limitată din cauza volumului mic disponibil cel puțin la cap de plan, unde coarda aripii poate să fie foarte mică. Prin urmare aripile laminare vor beneficia de o performanță redusă a voletului de tip Krüger, care trebuie compensată de către un flap foarte performant. Cum soluțiile de tip flaps cu triplă fantă nu se mai întrevăd, rămân posibile doar soluții cu flaps de tip simplă sau dublă fantă, eventual cu fantă fixă (*fixed-vane flap*). Pentru a ridica nivelul de performanță al acestui flap simplificat aerodinamic și mecanic este obligatorie utilizarea unei forme de control a curgerii, fie pasivă, fie activă.

Capitolul prezintă aplicarea unei metode de control activ al curgerii la scară medie din punct de vedere al dimensiunilor tunelului aerodinamic, dimensiunilor modelului și numărului Re. Chiar dacă sistemul de control AFC (*Active Flow Control*) din cazul de față este la un nivel TRL foarte scăzut, acesta și scara relevantă permit caracterizarea cu un nivel bun de certitudine a întregului sistem. Denumirea metodei curente este *flap gap oscillatory blowing*.

Deși prezentul studiu a presupus utilizarea machetei existente DLR-F15, împrumutul acesteia nu s-a pus în practică, dar a deschis calea pentru construcția propriului model, demers care a adus beneficii importante. Trebuie remarcat că DLR a sprijinit dezvoltarea modelului prin furnizarea de informații esențiale și astfel s-au ușurat proiectarea și execuția machetei.

Rămâne valabilă observația făcută în capitolul anterior care se referă la faptul că este fezabil să caracterizăm un sistem de hipersustentație integrat pe un profil turbulent în ideea de a extrapola rezultatele pentru cazul unui profil laminar deoarece curgerea pe flaps este oricum, turbulentă.

Technische Universität Berlin (TUB) a dezvoltat sistemul pneumatic destinat să fie integrat în flapsul machetei și să fie experimentat la sufleria subsonică. Acest sistem se compune din 19 camere actuatoriale, 19 electrovalve cu blocul electronic de amplificare și rețeaua de alimentare cu aer comprimat. Macheta are dimensiuni apropiate de cele maxime admisibile în tunel, care să permită măsurarea forțelor și momentelor globale cu balanța tunelului, fără să o supraîncarce, la limită. Numărul de 19 actuatoriale este maximum posibil considerând lungimea unei camere actuatoriale și distanța dintre ele de câțiva milimetri, care să permită integritatea structurală a flapului. La capetele aripii rămân câțiva cm complet pasivi, dar am ținut ca anvergura să fie totuși 2m.

Camerele de actuare sunt proiectate și fabricate de către TUB special pentru proiectul de față, după un număr de iterații între proiectantul flapului și proiectantul camerelor de suflaj. Geometria internă a camerelor actuatoriale incluzând fanta a fost menținută neschimbată de-a lungul iterațiilor de proiectare. În afară de camere, TUB a furnizat și circuitul electric de amplificare al semnalului de comandă pentru electrovalve.

Pozițiile flapsului din matricea de experiență sunt stabilite de către DLR, fiind bazate pe experimentări și calcule numerice preliminare. Au fost necesare proiectarea și fabricația machetei, însemnând elementul principal al aripii, flapsul, discurile de capăt și suportul posterior (baioneta).

Obiectivul principal este demonstrarea caracteristicilor principale ale sistemului de control al curgerii prin suflaj impulsiv în fanta flapsului, la un număr Reynolds de 2 milioane, pentru o geometrie bidimensională.

Dimensiunile modelului sunt anvergura 2m și coarda nominală (fără flaps scos) 0.6m. Prin urmare avem o alungire de 3.333, mai mare decât minimul de 3 acceptat, pentru a asigura calitatea rezonabilă a curgerii. Principalul instrument de măsură este balanța externă piramidală cu 6 componente. Sunt prevăzute trei secțiuni longitudinale unde se măsoară distribuțiile de presiuni, dintre care numai secțiunea centrală are densitate mare de elemente de măsură, iar celelalte secțiuni permit numai verificarea curgerii pe anvergură. Separarea curgerii pe flap se determină folosind vizualizări laser-fum, vizualizări ulei-pigment și din analiza distribuțiilor de presiune.

Pentru obținerea unui număr Re de 2 milioane, viteza curentului este de 50 m/s, în care Re și M depind de temperatura aerului din circuitul aerodinamic.

3.2.2 Planificarea campaniei experimentale

Datorită complexității de realizare a ansamblului experimental se preferă o abordare graduală pentru fiabilizarea sistemului și pentru învățarea comportamentului modelului.

- **Faza 1** - realizarea experimentului cu modelul pasiv (fără controlul curgerii) și evaluarea preliminară. Fixarea tranziției pe elementul principal al aripii se face prin metoda incrementală: se adaugă fâșii de bandă adezivă considerând corelații între mărimi caracteristice stratului limită (Eppler & Somers, 1980), (Moran, 1984) și se măsoară rezistența la înaintare. Se alege grosimea benzii corespunzătoare minimului rezistenței la înaintare. În general, partenerii sau clienții impun sau dau recomandări pentru poziționarea benzii de tranziție. În lipsa recomandărilor, efortul de optimizare a fixării tranziției poate fi substanțial.

- **Faza 2** - realizarea modelului și a sistemului de control al curgerii. În această etapă s-a realizat un circuit electric propriu de alimentare al valvelor, care s-a dovedit insuficient de fiabil Fig. 3.24 și s-a înlocuit cu un sistem similar preluat de la TUB. De asemenea s-a investigat în detaliu funcționarea sistemului, înlocuind electrovalvele defecte și vizualizând curentul consumat cu osciloscopul, pentru compararea cu semnalul de comandă. S-au instalat, verificat și validat utilizarea corectă a compresorului, filtrului-regulator și debitmetrului digital.

- **Faza 3** - campania propriu-zisă de măsurare (de producție) pentru cele trei configurații cerute de DLR. S-au realizat toate măsurătorile și tehnicile de vizualizare preconizate, în toată gama de presiuni, frecvențe de alimentare și unghiuri de atac. Chiar dacă nu s-a utilizat un instrument de excitație denumit ciocan de impuls (DYTRAN Instruments, 2013), dedicat acestor determinări, analiza a produs rezultate consistente.

- **Faza 4** – campania experimentală de la Filton Low Speed Wind Tunnel (Bristol, Anglia) ca activitate suplimentară neplanificată, dar cu impact pozitiv în creșterea gradului de încredere în rezultatele de balanță obținute, în popularizarea utilizării modelului DLR-F15 la nivel european și în recunoașterea propriilor capacități.

3.2.3 Identificarea răspunsului dinamic al balanței

Sistemul de control activ al curgerii generează o încărcare dinamică pe flap care este transmisă la balanța piramidală a tunelului, element deosebit de sensibil prin construcție. Este esențial ca balanța să nu fie excitată cu frecvențe apropiate de frecvențele fundamentale, așa că acestea din urmă trebuie determinate experimental. Metoda constă în excitarea unui montaj prin lovirea ușoară cu un ciocan și citirea unei componente a accelerației la unul din celelalte picioare. Pentru citirea accelerației s-au utilizat accelerometre piezoelectrice. Analiza Fourier standard asigură identificarea primelor câteva frecvențe proprii relevante. Pentru a verifica citirea s-au folosit două accelerometre diferite, iar rezultatele sunt practic identice.

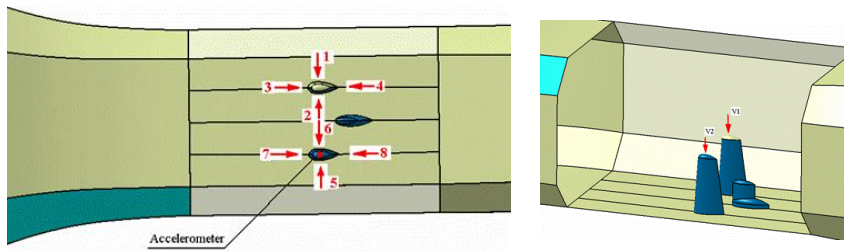


Fig. 3.19 Schema de excitare a balanței pentru identificarea frecvențelor proprii fundamentale

Directia Excitare	Frecvente principale [Hz]				
	1	2	3	4	5
1	230	920	-	-	-
2	230	780	-	-	-
3	230	920	-	-	-
4	220	920	-	-	-
5	230	780	-	-	-
6	230	910	-	-	-
7	230	-	-	-	-
8	-	-	-	-	-
V1	920	770	240	-	-
V2	1320	1630	780	920	270

Tabel 3.3 Răspunsul dinamic al balanței: frecvențele principale

3.2.4 Implementarea circuitului pneumatic de alimentare al sistemului AFC

Pentru alimentarea sistemului de control al curgerii s-au achiziționat și instalat: compresor Ingersoll Rand 22 KW cu uscător și rezervor tampon, filtru-regulator și debitmetru digital SMC. Sistemul de control al curgerii este implementat pentru presiuni în domeniul [2, 8] bar, la care se adaugă cele 19 electrovalve care pot realiza frecvențe de comutație în intervalul [25, 250] Hz. În același timp pentru a dispune de posibilitatea de depanare a sistemului se utilizează un panou de comandă de casă cu 19 comutatoare pentru comanda independentă a electrovalvelor.

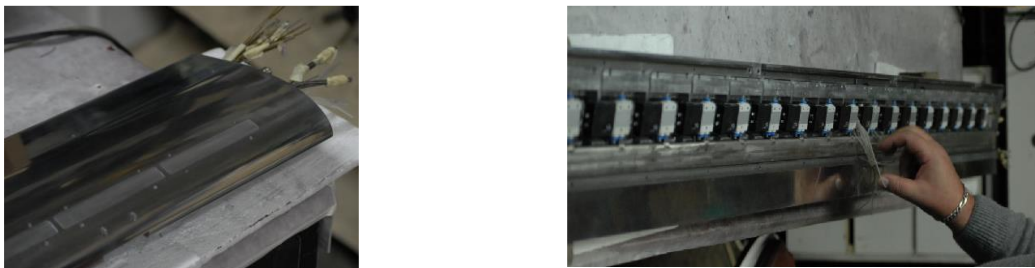


Fig. 3.20 Integrarea actuatorilor pneumatici în flap

3.2.5 Realizarea campaniei experimentale

3.2.5.1 Faza 1 Validarea rezultatelor în mod pasiv

Rezultatele constau în comparații cu rezultatele DLR pentru unghiul flaps de 40 grade pe un interval de unghi atac, încercând să identificăm influența numărului Re . Deși cel mai important efect este în rezistența la înaintare, această mărime este contaminată de cele două discuri de capăt. Influența Re în coeficientul de portanță se poate observa la punctul de stall, dar creșterea vitezei în tunel duce la imposibilitatea experimentării datorită depășirii capacității balanței și efectul Re nu se mai poate evalua Fig. 3.35 a). În măsura în care macheta este instrumentată pentru măsurarea presiunii, se poate aprecia cel puțin calitativ influența Re , în special în zonele unde curgerea este separată Fig. 3.35 b). În cazul de față este vizibilă o ușoară diferență în coeficientul de presiune pentru zona de desprindere pe flap, menționând că flapsul la 49 grade prezintă o desprindere semnificativă.

Faza preliminară a permis încercarea metodei de vizualizare a curgerii cu fire. Culoarea roșie a firelor nu a oferit rezultatele așteptate, iar desfășurarea sub presiune a proiectului nu a permis încercarea cu alte culori, care probabil ar fi dat rezultate ceva mai bune. Acest gen de vizualizare este potrivit în mod particular pentru zonele de separație, iar efortul de a plasa firele în alte zone nu are sens. Un rezultat decisiv al acestei faze este identificarea vitezei optime pentru campania experimentală, între valorile de 40, 50 și 60m/s. Valoarea optimă este de 50 m/s, pentru un număr Re de aproximativ 2 milioane și posibilitatea de a identifica unghiul atac de *stall*, ca indicator important al performanței aerodinamice. Se remarcă ușor curgerea separată pe flap la bracăjul de 45 grade, datorată unui joc (*flap gap*) substanțial mai mare decât în cazul celorlalte poziții ale flapsului, care au *gap* identic Fig. 3.21. Canalul convergent al fantei este evident la

bracajele de 40 și 49 grade, dar este cumva nedefinit la bracajul de 45 grade. Voletul de bord de atac al modelului DLR-F15 este definit, dar nu și implementat în cadrul activității. Totuși voletul a fost reprezentat grafic în Fig. 3.21 pentru corecta descriere a profilului DLR-F15.

Distribuțiile de presiune arată caracterul predominant al curgerii pentru cele trei configurații. Astfel la bracajul de 45 grade curgerea pe flaps prezintă desprindere indiferent de unghiul de atac. Este de remarcat insensibilitatea distribuției de presiune pe flap în raport cu unghiul de atac global Fig. 3.22. Aceasta se explică prin alinierea curgerii după elementul principal, a cărei distribuție de presiune este foarte sensibilă cu unghiul de atac.

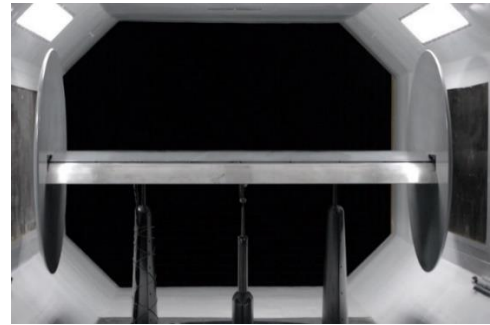
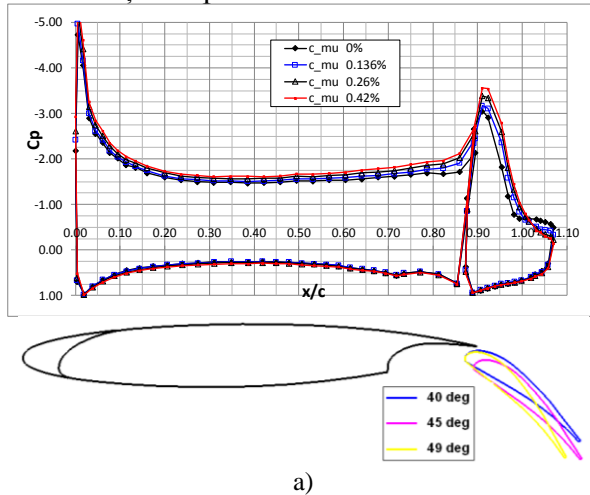


Fig. 3.21 Distribuțiile de presiune pentru cele trei poziții studiate, la unghi atac 0 grade necorectat a) macheta instalată pe balanță, tunel subsonic INCAS b)

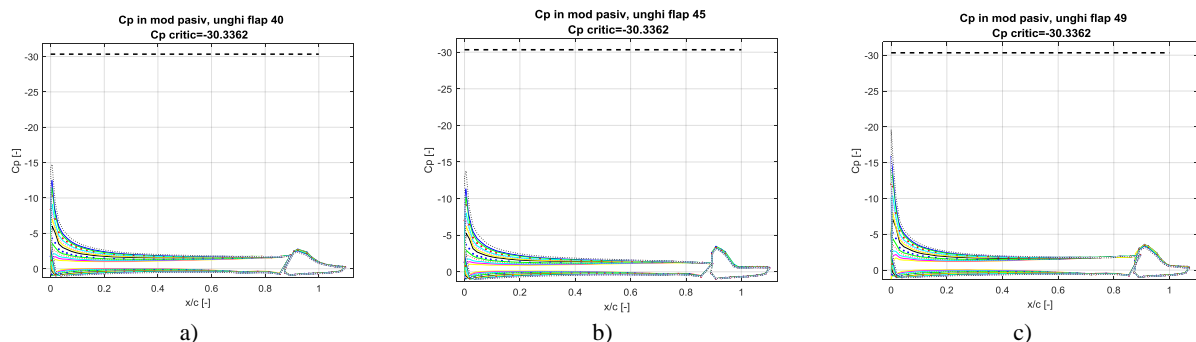
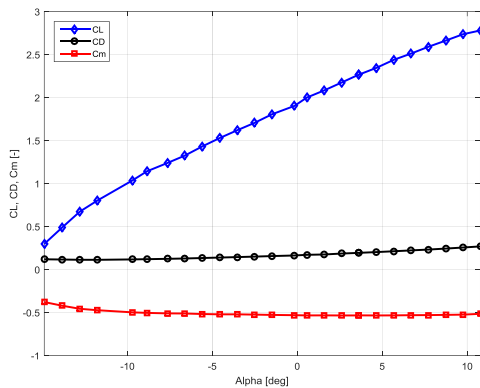


Fig. 3.22 Distribuțiile de presiune fără suflaj la pozițiile flap de 40, 45 și 49 grade

Flapul cu pozițiile care asigură performanță bună contribuie la accentuarea vârfulului de presiune (*suction peak*) din bordul de atac al aripii. Astfel deflexia de 49 grade duce la C_p minim de aproape -20, iar setarea cea mai neperformantă duce la un C_p min de aproximativ -13.5. Setarea intermediară de 40 grade oferă un C_p min de aproape -15, conform Tabel 3.4. Numărul Mach de referință pentru aceste măsurători este 0.147, pentru care avem $C_{p_{crit}} = -30.34$. Pentru atingerea regimului sonic la bordul de atac, considerând bracajul de flap de 49 grade și C_p min menționat, este nevoie de o viteză din amonte de 60 m/s ($M=0.177$) față de valoarea de 50 m/s ($M=0.147$) adoptată pentru campania experimentală. Creșterea corespunzătoare a sarcinii aerodinamice de 1.44 ori ar duce la depășirea cu mult a capacității balanței, dar realizarea unei machete mai mici (în special în anvergură) ar permite cu certitudine explorarea curgerii local supersonice în tunelul subsonic, permițând verificarea corelației din (Mayer, 1948) pentru separația curgerii pe aripă: $C_p M^2 < -1$.

De asemenea C_p min măsurat este cumva subestimat în valoare absolută, de aceea o instrumentare cu o mai mare densitate de senzori probabil ar permite identificarea curgerii local supersonice, la un număr Mach mai mic de 0.177 concluzie conformă cu estimările din (Wild J., 2012). Modelul s-a experimentat în toate cele trei configurații pentru validarea cu rezultatele de la DLR. Validarea este realizată numai în coeficienții de presiune și este calitativă deoarece seturile

de date au fost realizate la unghiuri atac destul de diferite. Rezultatele globale pentru configurația cu flap la 49 grade sunt prezentate în graficul și tabelul din Fig. 3.23.



Tabel 3.4 Corelația dintre performanța flap-ului și vârful de expansiune de la bordul de atac

Nr.	Unghi flap	C_p min bord atac	Obs.
1	40	-15	Configurație bună
2	45	-13.5	Configurație neperformantă
3	49	-20	Configurație bună

Fig. 3.23 Rezultatele experimentale pentru unghi flap 49 grade, fără suflaj

3.2.5.2 Faza 2 Evaluarea sistemului de suflaj

Sistemul de suflaj s-a experimentat într-o manieră incrementală, începând cu o singură electrovalvă, până la toate cele 19, fără alimentarea cu aer comprimat. Un tablou de comutare a permis selectarea și utilizarea oricărei electrovalve sau combinații de electrovalve din cele 19. Un circuit electric de alimentare cu tranzistor amplifică semnalul de comandă obținut cu un generator de semnal analogic HP. Semnalul de comandă este exclusiv pătrat, ca fiind cel mai reprezentativ în contextul proiectului, iar factorul de umplere (*duty cycle*) este 50%. După integrarea sistemului AFC (suflaj) în flaps, s-a putut experimenta cu AFC alimentat. Măsurători cu film cald, chiar dacă aproximative din punct de vedere al poziționării sensorului, au permis vizualizarea profilului temporal al vitezei de evacuare. După un număr de experimentări se constată că amplificatorul realizat în casă nu mai poate susține puterea necesară electrovalvelor. În cadrul proiectului s-a beneficiat de un amplificator realizat de Technische Universität Berlin, care a funcționat perfect pe toată durata proiectului. Caracteristici pentru amplificatorul de casă, incapabil să susțină puterea necesară, sunt profilele de viteze din Fig. 3.24 măsurate de către dr. Florin Munteanu și dr. Corneliu I. Stoica, în care se constată imposibilitatea menținerii unui palier de putere pe ciclul de suflaj. Este de la sine înțeles că electrovalvele au un consum aproximativ proporțional cu presiunea de alimentare. Prin urmare, degradarea performanței este mai puternică la presiunea de 8 bar.

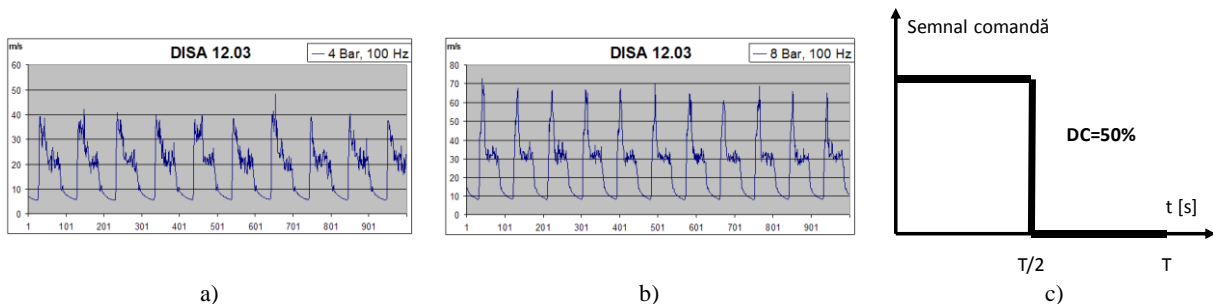


Fig. 3.24 Profilul temporal al vitezei de suflaj la 4 și 8 bar, 100 Hz a) și b) ciclul sistemului AFC cu factor de umplere DC=50%, c)

Degradarea continuă a performanței amplificatorului s-a putut observa acustic până la încetarea completă a funcționării, ceea ce arată cât de importantă este dimensionarea corectă a unui sistem electric și răcirea sa cu un sistem de ventilație și radiator. Depinzând de direcția de suflare, sistemul AFC ar putea contribui la creșterea blocajului aerodinamic în tunel. În cazul de față direcția de suflaj este aproape orizontală atunci când macheta este la unghiul de atac nul. Datorită unghiurilor atac moderate, în intervalul [-15, 10] grade, efectul de blocaj al sistemului AFC nu devine observabil. Calculul coeficientului de impuls c_μ consideră valoarea factorului de umplere

al ciclului pulsatoriu DC (*duty cycle*), debitul masic al aerului consumat \dot{M} , lățimea fantei de suflaj h . Viteza medie de suflaj \bar{u} se calculează direct din debit, iar valoarea DC este 50%, Fig. 3.24 c). Densitățile ρ și ρ_∞ sunt considerate egale, iar V este viteza de la infinit (amonte).

$$c_\mu = \frac{\rho h \bar{u}^2 \cdot 1m}{\frac{DC}{2} \rho_\infty c V^2 \cdot 1m} = \frac{\dot{M} \bar{u}}{\frac{DC}{2} \rho_\infty c V^2 \cdot 1m} = \frac{\frac{1}{\rho h \cdot 1m} \dot{M}^2}{\frac{DC}{2} \rho_\infty c V^2 \cdot 1m} \quad (3.5)$$

Merită remarcat că formula de calcul pentru c_μ se poate aplica doar aproximativ în cazul experimentelor datorită imposibilității determinării densității în condițiile realizării experimentului cu instrumentarul uzual. Pentru determinarea indirectă, dar cu acuratețe a densității este nevoie de o instrumentare multipunct miniaturală la fiecare fantă de evacuare, deoarece presiunea de alimentare este variabilă de-a lungul bateriei de actuatori. Pe de altă parte, din punct de vedere al calculului numeric, formula poate fi aplicată exact. De asemeni este de menționat că variația mare de presiune din canalizația pneumatică implică un calcul cu model compresibil, care este în acord cu intrarea locală în regim compresibil a curgerii pentru o configurație de hipersustentație performantă, care realizează expansiune locală supercritică.

3.2.5.3 Faza 3 Experimentarea în regim de producție

Odată realizat ansamblul experimental prin modificările de natură aerodinamică (fixare tranziție strat limită, adoptare discuri de capăt optimale, realizarea etanșărilor aerodinamice, umplerea cu plastilină a găurilor, fiabilizarea sistemului de suflaj), reglarea optimă a parametrilor instrumentelor de achiziție semnal, calibrările optime pentru traductorii de proces (presiune totală, statică, temperatură) se obține repetabilitatea și nu în ultimul rând fiabilitatea de funcționare care permite trecerea la faza experimentală de acumulare de rezultate cu grad de certitudine maxim, care se numește **regimul de producție**. În această etapă se realizează caracterizarea celor trei configurații geometrice (poziții ale flapsului), în toată gama de unghiuri de atac, presiune și frecvență alimentare sistem AFC. Se obțin mărimi de balanță pentru forțe și momente, distribuții de presiune pe aripă și flap, valoarea debitului masic din sistemul pneumatic. Toate aceste elemente contribuie la caracterizarea cuprinzătoare a modelului și sistemului AFC. Viteza de la infinit este stabilită la 50 m/s din faza 1, considerată suficient de mare pentru un număr Re relevant, suficient de mică pentru a limita sarcinile pe balanță și a permite explorarea până aproape de punctul de *stall*.

După obținerea rezultatelor cantitative de balanță și presiuni, a venit și momentul realizării vizualizărilor, lăsat cumva la finalul matricei de experimente, pentru a nu contamina cu ulei tubulatura pneumatică. Din experiența proprie vizualizările cu fum au ca principal dezavantaj faptul că la regimurile relevante ca număr Re și implicit ca viteză, concentrația de fum necesară nu poate fi asigurată decât cu un dispozitiv capabil să genereze un debit de fum exagerat de mare (în contextul a ceea ce piața oferă) și prin urmare vizualizările nu pot fi realizate. Singurul mod în care devin posibile corespunde vitezelor sub 10 m/s, care nu se pot obține decât prin oprirea tunelului din regimul minimal de funcționare, având disponibile cam 20 secunde pentru vizualizare. O soluție bună s-a găsit prin utilizarea unui sistem cu laser de putere 0.5W, cu care s-a reușit iluminarea fumului de concentrație redusă (la viteza nominală) și obținerea de imagini foarte relevante Fig. 3.34. Vizualizările cu ulei s-au executat numai cu sistemul AFC deconectat, protejând fantele actuatorilor și prizele de presiune cu bandă adezivă, în ideea de a evita contaminarea sistemului pneumatic. Această tehnică a permis identificarea foarte clară a vârtejurilor de tip potcoavă pe flap Fig. 3.32, Fig. 3.33, cumva în contrast cu vizualizările de pe aripa amplasată la un unghi de săgeată de 30 grade, unde mecanismul de separare a curgerii duce la o amprentă mai nestructurată Fig. 3.17, Fig. 3.18.

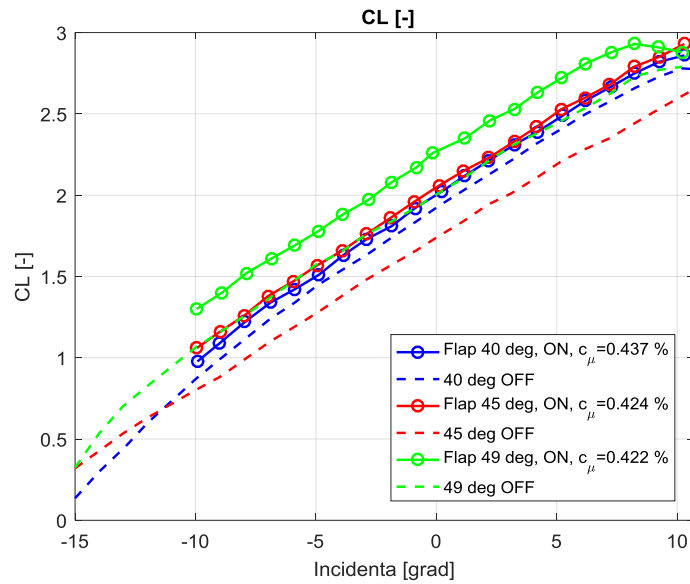


Fig. 3.25 Evaluarea globală a celor trei configurații cu și fără suflaj

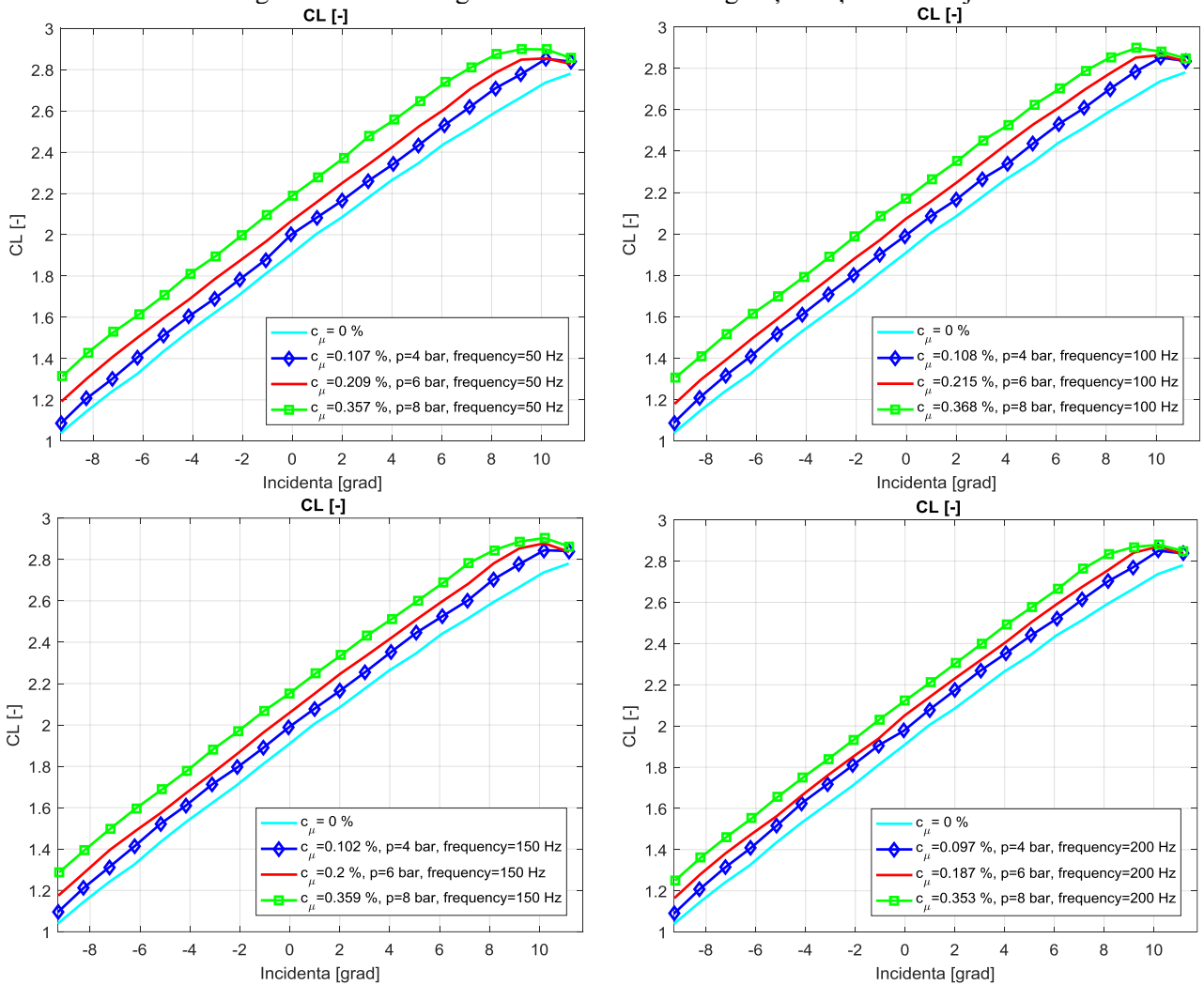
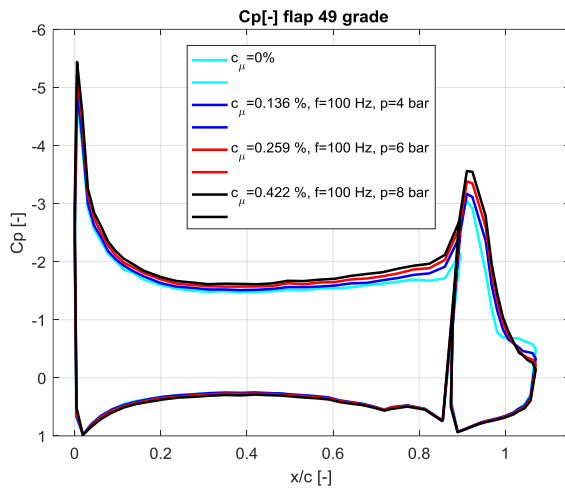


Fig. 3.26 Dependența CL de presiunea de alimentare și frecvență, rezultate balanță, flap 49 grade

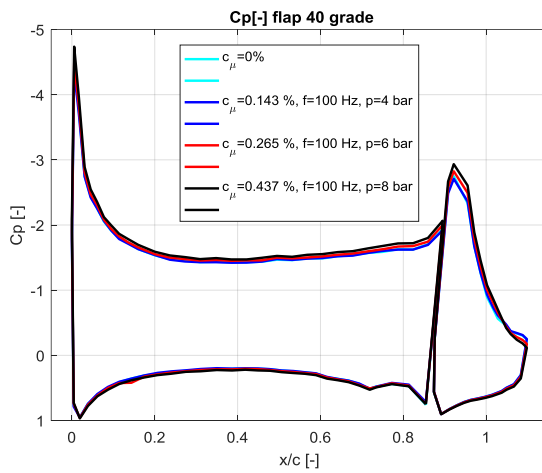


c_{μ} [%]				
	50[Hz]	100[Hz]	150[Hz]	200[Hz]
4 bar	0.132	0.136	0.128	0.124
6 bar	0.254	0.259	0.256	0.245
8 bar	0.413	0.422	0.405	0.383

a)

b)

Fig. 3.27 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 49 grade, 100 Hz a), parametrii AFC b)

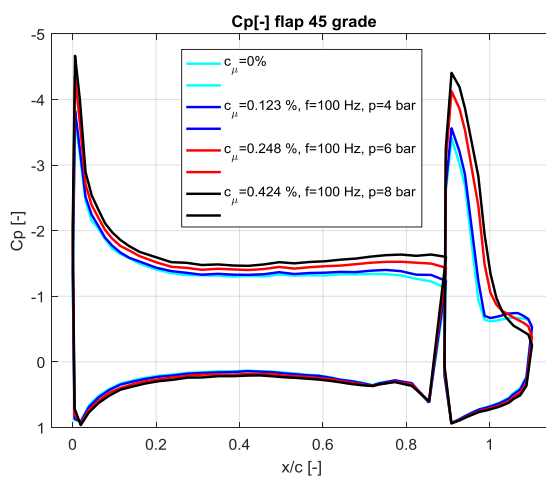


c_{μ} [%]				
	50[Hz]	100[Hz]	150[Hz]	200[Hz]
4 bar	0.139	0.143	0.138	0.133
6 bar	0.258	0.265	0.257	0.245
8 bar	0.421	0.437	0.423	0.41

a)

b)

Fig. 3.28 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 40 grade, 100 Hz a), parametrii AFC b)



c_{μ} [%]				
	50[Hz]	100[Hz]	150[Hz]	200[Hz]
4 bar	0.123	0.123	0.115	0.11
6 bar	0.239	0.248	0.231	0.218
8 bar	0.395	0.424	0.417	0.415

a)

b)

Fig. 3.29 Distribuții de presiune în raport cu coeficientul de impuls, flap 45 grade, 100 Hz a), parametrii AFC b)

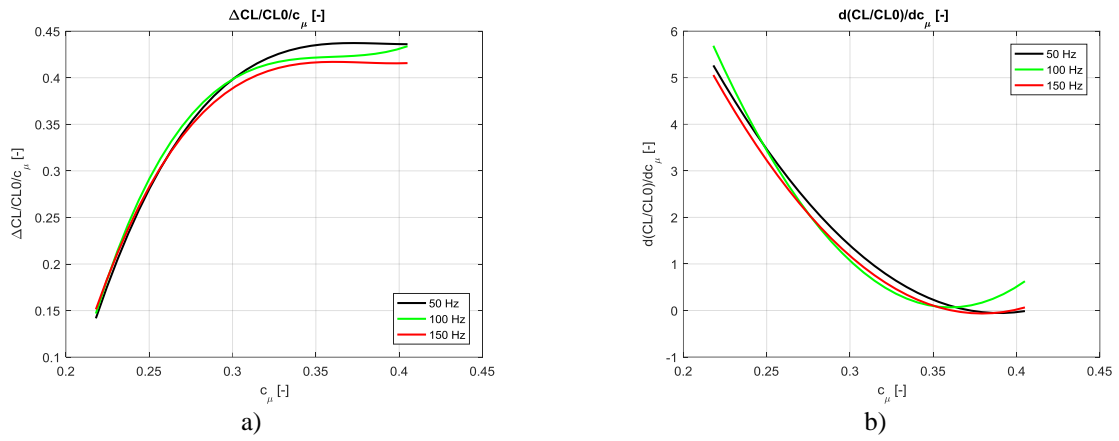


Fig. 3.30 Indexul de performanță al AFC sus, flap 45 grade, unghi atac 0 grade și derivata jos

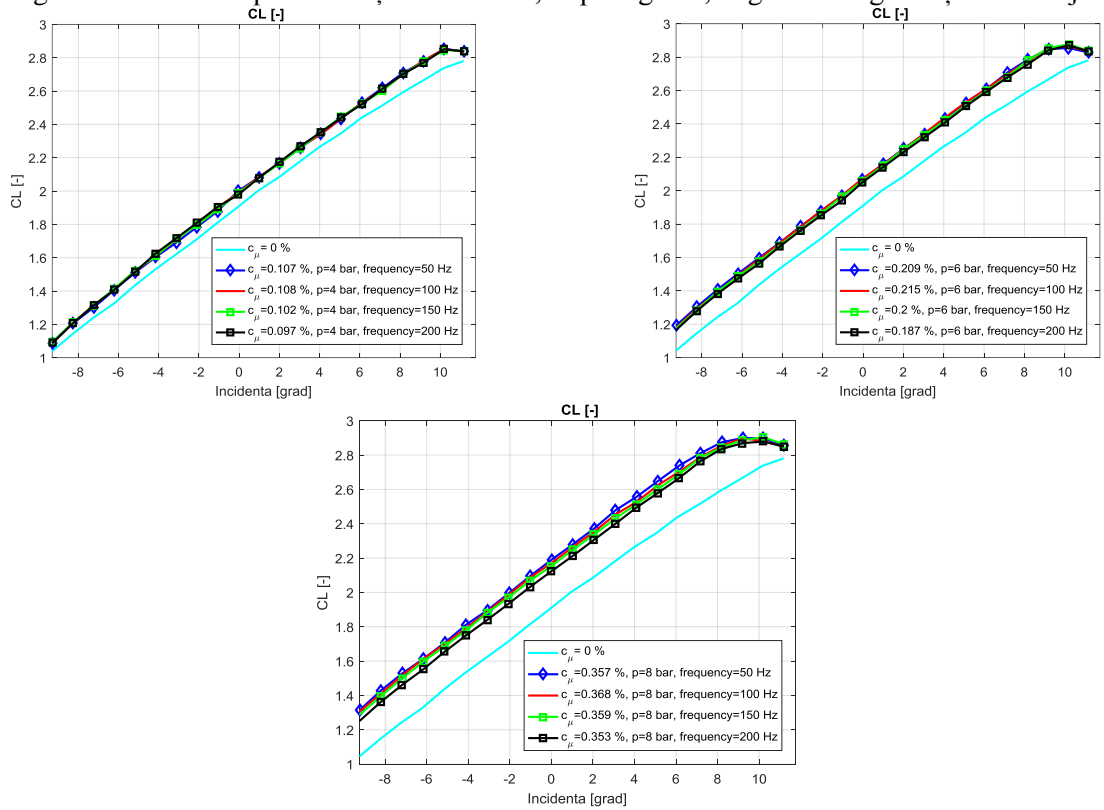


Fig. 3.31 Dependența CL de frecvența de alimentare și presiune, rezultate balanță, flap 49 grade

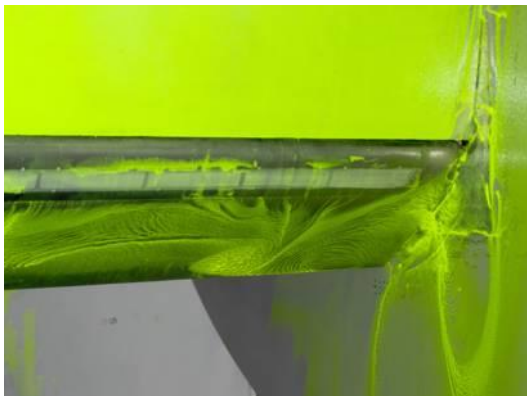


Fig. 3.32 Flap 49 grade, $Re=2M$, fără suflaj

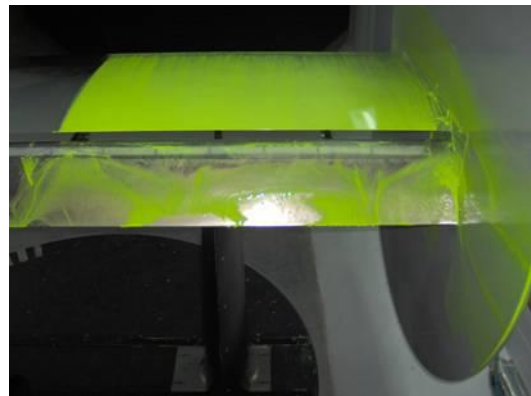


Fig. 3.33 Flap 40 grade, $Re=2M$, fără suflaj

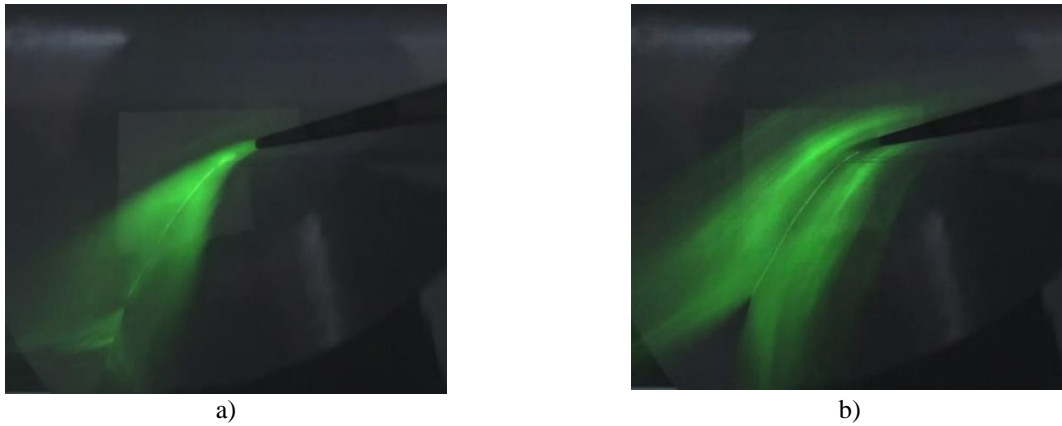


Fig. 3.34 Vizualizări laser/fum flap 49 grade, $Re = 2M$, $f=100Hz$, $p=8$ bar fără suflaj a), cu suflaj b)

3.2.6 Concluzii

Proiectul este primul din România care tratează problema controlului activ al curgerii pe sistemul de hipersustentație la o scară relevantă. Efortul colaborativ cu partenerii de proiect a făcut ca lucrurile să meargă bine din toate punctele de vedere. Rezultatul din punct de vedere managerial este demonstrarea faptului că un experiment relativ complex, de tip suflaj impulsiv la fanta flapsului se poate realiza de către mai mulți parteneri, pornind de la geometria modelului și de la un set de cerințe rezonabil. Astfel, am fost primii din afara DLR care am experimentat profilul DLR-F15 atât în mod pasiv, cât și în mod activ. După INCAS a venit rândul altor institute/universități din Europa care să replice experimentul în diverse variante care au completat baza de date generală cu diverse forme de control, de suflaj, la alte scări și numere Re . Trebuie menționate câteva elemente remarcabile:

- dimensiunea mare a modelului, în măsură să ofere spațiu generos pentru instrumentare, număr Re relevant;
- sistemul cu suflaj, **primul de acest gen realizat în estul Europei**, posibil cu excepția Rusiei;

- efectul AFC în distribuțiile de presiune este descris în Fig. 3.27, Fig. 3.28 și Fig. 3.29 unde se observă că la unghiurile flaps de 49 și 45 grade beneficiul este modest, la 49 de grade beneficiul este cel mai mare; recuperarea performanței flapsului plasat suboptimal duce și la o **recuperare a performanței elementului principal al aripii**;

- efectul presiunii de alimentare al sistemului AFC în coeficientul de portanță, Fig. 3.26 arată o creștere a portanței care aparent nu este mărginită, dar efectul frecvenței arată clar plafonarea beneficiului în portanță, Fig. 3.30.

- obținerea de rezultate comparabile cu cele ale DLR și creșterea gradului de cunoaștere al efectului de suflaj, prin dublarea numărului Re (de la aproximativ 1 la 2 milioane). Ulterior DLR a reușit să depășească cu mult această valoare, utilizând tunelul criogenic, dar la costuri mult mai mari;

- punctul de *stall* este dificil de determinat datorită sarcinilor mari în raport cu capacitatea balanței, Fig. 3.26, Fig. 3.31 și Fig. 3.25. O optimizare ar fi putut fi realizată în sensul micșorării anvergurii cu aproximativ 10cm, perfect posibilă datorită numărului ales de actuatori, care a condus la materializarea unor porțiuni de flaps fără AFC la extremități. O arie mai mică ar fi dus la o forță portantă mai mică, cu o posibilă consecință pozitivă în identificarea punctului de stall pentru toate experimentele. Din acest punct de vedere intenția a fost ca actuatorii de la extremități să nu interacționeze cu plăcile de capăt, pentru a nu le fi cumva afectată eficiența și a pune sistemul într-o lumină nefavorabilă. Întodeauna după un proiect apar întrebări cu privire la posibilitățile de a-l fi făcut mai bine, însă la momentul realizării nu este loc de prea multe alternative, datorită constrângerilor de timp, de buget și chiar de competență în anumite discipline.

- Ca index de performanță al sistemului AFC se adoptă raportul $(CL - CL_0)/(CL_0 \cdot c_{\mu})$, a cărui dependență de valoarea coeficientului de impuls c_{μ} este în Fig. 3.30. Valoarea optimă este

$c_{\mu} = 0.36\%$ pentru frecvența de 150 Hz și $c_{\mu} = 0.38\%$ pentru frecvența de 50 Hz, Fig. 3.30. Deși figura nu arată prezența clară a acestui regim AFC optim la frecvența de 100 Hz, aceasta se datorează bazei de date insuficient de dens populate. Sunt necesare experimente mai multe în jurul punctului de interes, pentru a putea obține regresii polinomiale mai bune;

- În faza 4 experimentul s-a reluat în condiții normale la Airbus-UK Filton Low Speed Wind Tunnel, fiind prima dată când exportăm (temporar) un model atât de complex. Aici s-a utilizat un instrument avansat de măsură a distribuției de viteză pe flap, de tip matriceal, cuplat cu tehnica *Particle Image Velocimetry*;

- Proiectul a adus ca beneficiu indirect sistemul de alimentare cu aer comprimat pentru sisteme de suflaj, necesar pe viitor, plus dotarea cu instrumente de măsură și comandă: debitmetre, filtru-regulator;

- Beneficiul principal este recunoașterea faptului că putem realiza și experimenta în condiții bune machete mari, la un nivel comparabil cu institutetele similare;

- Sistemul AFC a relevat limita tehnologică de la care nu mai aduce beneficii, concluzie foarte importantă în proiectarea și dimensionarea acestor sisteme Fig. 3.30.

Macheta 2D DLR-F15 a făcut obiectul unor multiple investigații, în special pentru studiul comparat al eficienței în configurația de hipersustentație între configurația cu două elemente (aripă plus flaps) și configurația cu 3 elemente (volet plus aripă plus flap). Dezvoltarea unui flap mai eficient poate deschide drumul către aripa laminară în aviația de transport pe distanțe medii/mari, de aceea problema este atât de amplu studiată. Ca alternativă la volet s-a studiat suflajul la bordul de atac, în afară de cel pe flap (Wild J. W., 2009). Cele trei poziții ale flapsului, la unghiurile de 40, 45 și 49 de grade sunt considerate ca în cazul proiectului AVERT. Autorii admit faptul că eficiența sistemului de suflaj la bordul de atac și pe flap, pentru cele trei poziții “artificiale” deși bună, nu duce la un CL mai mare decât în cazul optimizării poziției flapsului.

Concluzia este că dispozitivele AFC trebuie proiectate special pentru sistemul de hipersustentație în lucru, ca parte din procesul de proiectare/optimizare și că adăugarea lor ulterioară nu aduce rezultate pozitive.

3.3 INVESTIGAREA ȘI CONTROLUL FENOMENULUI DE BUFFET ÎN REGIM TRANSONIC ÎN CAZUL UNEI ARIPI LAMINARE

3.3.1 Obiectivele și descrierea problemei

Scopul studiului este investigarea controlului fenomenului de buffet cu jeturi sintetice poziționate după unda de șoc în cazul unei aripi laminare, în condiții diferite de cele nominale, utilizând tunelul trisonic configurat pentru regim transonic. Un profil aerodinamic laminar de la SAAB a fost ales pentru proiectarea aripii. Profilul face parte dintr-un catalog obținut cu ajutorul metodei ONERA pentru calculul tranziției stratului limită. Cerințele studiului sunt:

- Model de tunel aerodinamic nou, ca alternativă la modificarea unui model existent;
- Profil NLF (*Natural Laminar Flow*), geometria aripii relevantă 3D (răsucire nelineară);
- Configurația machetei: pe jumătate;
- Cap de plan liber, adică neîncastrat în perete și fără placă de capăt (*endplate*), relevant pentru o aplicație industrială;
- Unghi de săgeata la bordul de atac 20° , raport de trapezoidalitate semnificativ;
- Semianvergura 1080 mm;
- Coarda medie aerodinamică aproximativ 300 mm;
- Porozitatea pereților camerei de experiență a tunelului aproape de 4%;
- Instrumentarea: vizualizare ulei pigment, mărci tensometrice, traductori de presiune staționari și nestaționari, accelerometru la capăt de plan;

Metoda consacrată de investigare a buffetului pe aripă constă în analiza răspunsului structural al acesteia, referindu-se la un model experimental în tunel. Studiul extensiv realizat în (Mabey D. G., 1966) ne indică metoda bazată pe analiza momentului de încovoiere la încastrare, măsurat cu mărci tensometrice. Caracteristică pentru intrarea în regimul de buffet la Mach constant și creșterea unghiului de atac este divergența RMS a momentului la încovoiere la încastrare (RBM). Autorul utilizează un voltmetru RMS și un filtru pentru eliminarea frecvențelor corespunzătoare primului mod de vibrație al aripii. Aripile pe care se studiază fenomenul sunt cu profil turbulent. Experimentele sunt însoțite de vizualizări cu ulei-pigment, care ajută decisiv la relevarea și explicarea fenomenului. Același autor realizează un studiu dedicat avionului de luptă Hawker Hunter (Mabey D. , 1967), în care frontiera *buffet onset* obținută în tunelul aerodinamic este comparată cu frontiera *maximum flight penetration*. Diferența dintre rezultatele de tunel și cele din zbor este substanțială. În primul rând pilotajul manual al avionului și pierderea de energie în manevră duc la menținerea foarte limitată a regimului de zbor planificat, în comparație cu procesul experimental din tunel, unde parametrii de proces ai curgerii sunt păstrați constanți. O versiune ceva mai nouă a metodei este regăsită în (Kania, 1981), aplicată unei aripi cu profilul NACA 64-210, în care se corelează meticolos intrarea în *buffet* cu separarea curgerii relevată prin tehnica de vizualizare cu ulei-pigment, dar campania de la ILOT (Institutul Aerospațial din Varșovia) a fost ușurată de dimensiunile mici ale tunelului, traduse prin costul mic de operare.

Pentru controlul fenomenului există metodele activă și pasivă. Un exemplu din acest punct de vedere este (Caruana, Mignosi, Correge, & Le Pourhiet, 2004), unde se experimentează ambele metode: VG și un deflector TED, care este acționat oscilant. Metoda activă se aplică pe un model de aripă 2D cu profilul ONERA OAT15A, iar metoda pasivă se aplică pe o machetă de aripă tipică pentru un avion de transport. Eficiența sistemului activ este relevată în coeficientul global de portanță, în RMS-ul semnalului de presiune statică de la bordul de fugă. Sistemul pasiv cu VG de asemeni întârzie apariția fenomenului de *buffet*. Și acest studiu apelează la vizualizări cu ulei pigment pentru corelarea cu instrumentația. Controlul activ se realizează în buclă deschisă, dar și închisă, unde se minimizează RMS-ul semnalului presiunii la bordul de fugă. Aceași machetă 2D este utilizată în (Kourta, Petit, Rosenblum, & Courty, 2005) pentru corelarea rezultatelor experimentale cu cele numerice, pentru curgerea cu buffet, fără control. Autorii obțin o predicție

bună a fenomenului periodic, utilizând funcții de amortizare în modelul de turbulență pentru calculul tensiunilor turbulente. Cu ultimii doi autori am colaborat în cadrul proiectului.

Înainte de metoda calitativă de determinare a buffeting-ului (Mabey D., 1967), este de remarcat un criteriu experimental (H.H., 1958) care afirmă că *buffet onset* apare la acel număr Mach sau la ace unghi atac la care bula de separație în procesul de extindere atinge bordul de fugă și începe să pulseze. Această descriere se corelează bine cu divergența *rms*-ului presiunii la bordul de fugă. Interesul pentru metodele de atenuare a efectului undei de șoc și a fenomenului de buffet a dus la numeroase studii (H. Rosemann, 2000) în care s-au investigat mai multe metode, printre care peretele perforat cu cavitate plenum ventilată sau neventilată, SCB (*shock control bump*), TED pasiv, etc. Lucrarea arată că peretele perforat oferă o performanță mai redusă decât SCB, subiect studiat bine la DLR. SCB are calitatea că fixează unda de șoc și atenuază *buffet* pe profilul laminar LVA-1. Pentru poziționarea SCB, care influențează finețea profilului s-au făcut studii sistematice în cadrul proiectului ADIF. O reducere a CD cu 24% a fost experimentată în (H. Rosemann, 2000) și se preconizează că o combinație SCB-TED ar putea duce la ameliorarea suplimentară a performanței. Am cunoscut autorul în cadrul proiectelor AVERT și Clean Sky.

Un studiu numeric și experimental sistematic al SWBLI (W. Jessen, 2010) concluzionează că pentru calitatea rezultatelor trebuie ca modelul să fie cât mai mare, pentru un Re cât mai aproape de cel de zbor și blocajul aerodinamic în trunel trebuie să fie cât mai mic. Pentru aceasta autorii utilizează un tunel aerodinamic cu pereții de jos și de sus flexibili, adaptabili la curgere pentru minimizarea interferenței, ca alternativă la camera plenum cu pereți perforați și efect de *chambering*. Din punct de vedere numeric, (W. Jessen, 2010) utilizează o metodologie RANS-LES, care se cerea calibrată pentru SWBLI, utilizând *time resolved PIV*. Un studiu avansat numeric și experimental pentru SWBLI (Sartor, 2014) arată cât de departe s-a ajuns la nivelul actual cu metodele de analiză a fluctuațiilor și că tehnicile de analiză a rezultatelor experimentale *time-resolved PIV* pot fi folosite în același fel cu rezultatele simulărilor de calitate (*hi-fi*), realizate cu demonstrarea convergenței rezultatelor cu grila de calcul, utilizând o ierarhie de 4 grile.

3.3.2 Stabilirea arhitecturii modelului

Alegerea unei semimachete răspunde cerinței de maximizare a numărului Re, se completează bine cu o densitate mare de instrumentare dar aduce necesitatea realizării unui adaptor pentru semimachete. În (P. B. Earnshaw, 1992) se compară rezultatele aerodinamice obținute pe semimachete și machete întregi în tunelul aerodinamic subsonic de mari dimensiuni (5m) al QinetiQ. Se realizează un studiu asupra impactului grosimii plintei în rezultatele globale, față de un model întreg. Grosimea plintei are un impact foarte important asupra punctului de stall, deci în portanță. Atunci când grosimea este zero (plinta nu este montată), are loc cea mai slabă corelare cu rezultatele pe modelul întreg din punct de vedere al punctului de stall. Dacă plinta este prea groasă, corelarea devine iarăși modestă. Există o grosime optimă unde se găsește cea mai bună corelare a rezultatelor. Din punct de vedere al rezistenței la înaintare, lipsa plintei duce la creșterea coeficientului, față de modelul întreg, iar prezența plintei duce la scădere. Prin urmare, datorită scopului diferit al experimentului față de (P. B. Earnshaw, 1992), am avut libertatea să alegem o grosime arbitrară a plintei și să o integrăm cu macheta, de vreme ce nu utilizăm o balanță de forțe și momente. Plinta este un element separat mecanic de machetă în tunelele unde se măsoară forțe. Acest subiect rămâne de studiat pe viitor și înseamnă o creștere esențială a capacității de lucru pentru tunelele subsonic și supersonic, de aceea merită menționat.

Din punct de vedere al instalației experimentale se utilizează camera transonică a tunelului supersonic. În perioada războiului rece s-au dezvoltat în mod particular acest tip de tunele aerodinamice, datorită necesității dominante de a studia regimul transonic. Tunelele dedicate regimului transonic sunt în general cu circuit închis, permițând obținerea unor durate mari a experiențelor, aspect foarte important datorită debitului de aer aproape de maximul fizic posibil (din aerodinamica curgerii prin conducte), pentru a maximiza durata experiențelor în ideea de a colecta un maxim de date într-un număr minim de experiențe. Astfel în (Hartzuiker, 1979) avem descrierea de pe atunci a viitorului *European Transonic Wind Tunnel*, o facilitate care a adus un

plus imens de performanță în Europa. Lucrarea mai prezintă dezvoltările americane mai timpurii ca Langley Cryogenic și analiza unor tunele aerodinamice din punct de vedere al distribuției de presiune pe lungimile secțiunilor (camera de experiență, coturi) al gradului de turbulență longitudinal, transversal și din punct de vedere al calității curgerii (separației) în special la coturi.

Modelul în sine este relativ simplu și pornește de la placa de bază a fuselajului, cu rolul aerodinamic de a scoate pe cât posibil semifuselajul din stratul limită al peretelui tunelului aerodinamic. Această placă (plintă), numită *plinth* în engleză sau *peniche* în franceză, este necesară pentru semimachetele montate pe balanța de forțe și momente, care în cazul de față lipsește. Justificarea acestei plăci vine însă natural, ca o metoda ieftină de a construi fuselajul. Astfel, placa de bază este dural laminat de 20mm grosime, care s-a decupat pe o simplă freză de constructori amatori, având ca principală caracteristică dimensiunile generoase. Mai departe cele trei tronsoane de fuselaj: anterior, central și posterior se asamblează natural pe această placă. Aripa se asamblează pe placă prin intermediul unui profil “T” din oțel, pe care este asamblat adaptorul pentru axul machetei Fig. 3.42. Semimacheta se bazează pe un fuselaj generic de buget, obținut ca rezultat al proiectului CESAR (2007-2010). Un pachet de scripturi CATIA a permis modelarea fuselajului, carenajului ventral și aripii. Modelarea analitică a curbelor fuselajului și aripii particularizează metoda programată.

3.3.3 Proiectarea aerodinamică

Pentru a putea implementa un pachet amplu de instrumentare, este nevoie de o machetă cu aripa groasă, deci inevitabil mare raportat la dimensiunile camerei de experiență. Instrumentarea este inspirată din experimente la scară ceva mai mare, realizate de ONERA și DLR pentru caracterizarea fenomenelor de buffet și respectiv flutter. Integrarea unui număr mare de senzori necesită spațiu, capace de acces și în același timp trebuie să se asigure integritatea structurală a machetei. O semimachetă este în măsură să ofere o coardă aerodinamică aproape dublă față de o machetă integrală. Principalul dezavantaj al machetei pe jumătate este lipsa posibilității de a utiliza balanța de forțe și momente aerodinamice (în tunelul INCAS), în măsură să ofere o caracterizare globală a machetei, dar o asemenea balanță este o construcție foarte specială și foarte scumpă, realizată special pentru tunelul în cauză. De asemeni realizarea unui adaptor pentru semimachete cu acționare motorizată și balanță de forțe depășește cu mult bugetul activității. Fuselajul modelului este suficient de mare pentru a găzdui traductorii de presiune și o bună parte din cablaj și tubulatura pneumatică. Toate cablurile și tubulatura esențială se transferă în afara tunelului prin axul transversal. Deși diametrul orificiului de transfer nu este prea mare, cablajul și tubulatura necesară au putut fi instalate integral.

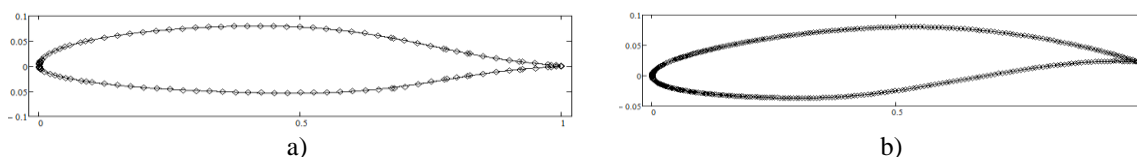


Fig. 3.35 Profilele studiate: NASA HSNLF la prima iterație a) și SAAB pentru configurația finală b)

Căutarea unui profil NLF pentru viteze mari a dus la considerarea singurului profil publicat în baza de date UIUC: HSNLF(1)-0213. Rezultatele preliminare de analiză numerică a curgerii cu acest profil au stimulat consorțiul să încerce adoptarea unui profil modern, european, realizat de către SAAB/ONERA. Analiza bidimensională compresibilă RANS a curgerii arată potențialul profilului de a funcționa laminar la 1 și 2 grade unghi atac, iar la 4 grade laminaritatea este discutabilă. Unghiul de 3 grade ar fi probabil cel maxim la care se poate beneficia de laminaritate cu grad bun de certitudine.

3.3.3.1 Reconstrucția profilului aerodinamic

În lumea ingineriei profilele aerodinamice se modelează CAD adesea în manieră greșită. Proiectele curente cuprind exemple de utilizare nefericită a sistemului CATIA. Astfel, tabele de puncte se interpolează cu operatorul *spline*, provocând oscilații numerice ale curbelor. Experiența

arată că inginerii proiectanți suferă serios la capitolul matematică iar matematicienii de altă-dată, care au realizat suprafețele avioanelor IAR-93, IAR-99, ECO nu mai sunt în activitate, sau au alocate alte roluri și nu se mai regăsesc utilizând CATIA.

Un număr de analize numerice a curgerii au dus la adaptarea aripii astfel încât la numărul Mach de proiectare al profilului să se obțină coeficientul de portanță nominal. Două numere Re au fost considerate utilizând discretizări foarte rare (2.5 milioane celule) și relativ fine (9 milioane celule). Au fost necesare 7 iterații pentru stabilirea configurației finale.

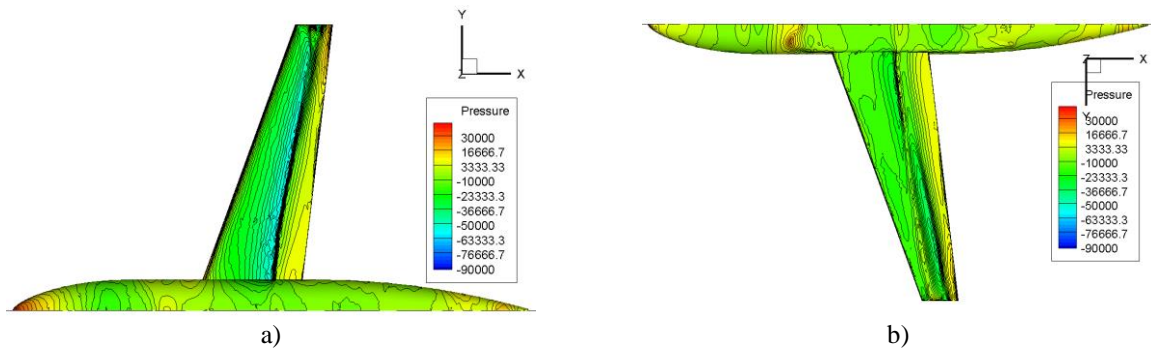


Fig. 3.36 Contururi de presiune pentru prima iterație, extradados a), intrados b)

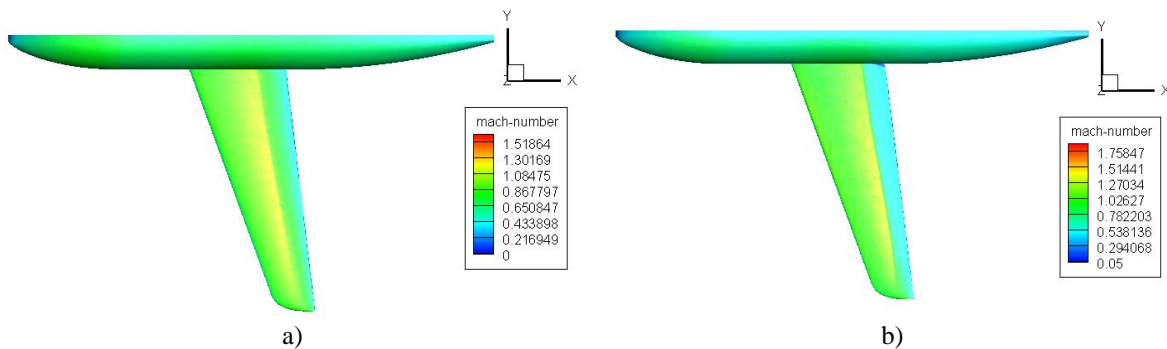


Fig. 3.37 Contururi Mach a), unghi atac 0 grade, b) 2 grade, $P_0=3\text{bar}$, $Re=10.74M$, a doua iterație

Elementele geometrice generale ale aripii au rămas neschimbate de-a lungul iterațiilor de proiect: coarda la încastrare 406mm, coarda la capăt de plan 141mm, considerând aripa trapezoidală. Anvergura s-a păstrat constantă, la 1082mm. Dacă forma trapezoidală a aripii a rămas nealterată, forma capătului de plan s-a schimbat în procesul iterativ, dar nu a afectat alungirea aripii, care a rămas la valoarea de 8.2.

θ_r [grad] - Unghi așezare încastrare

θ_t [grad] - Unghi așezare capăt plan

pw - puterea din legea de variație a unghiului de așezare

$$\theta(y) = \theta_r + \left(\frac{y}{b}\right)^{pw} (\theta_t - \theta_r) \quad (3.6)$$

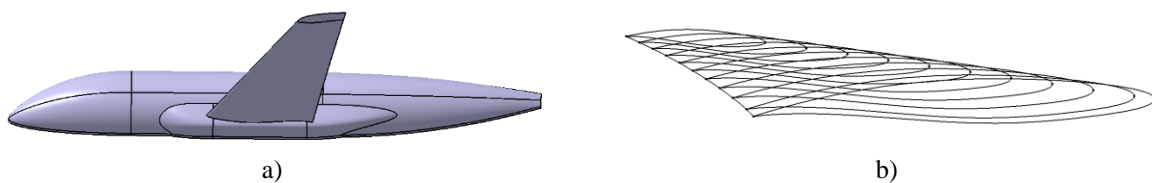


Fig. 3.38 Semimacheta, iterația 2 a), geometrie aripă b)

Analiza curgerii cu un model de tip RANS dă o șansă obținerii curgerii laminare către bordul marginal al aripii Fig. 3.40 la unghiuri atac mai mici decât cele considerate. La momentul realizării proiectului au fost posibile puține calcule tridimensionale pentru analiza/optimizarea empirică a aripii din motive de resurse computaționale.

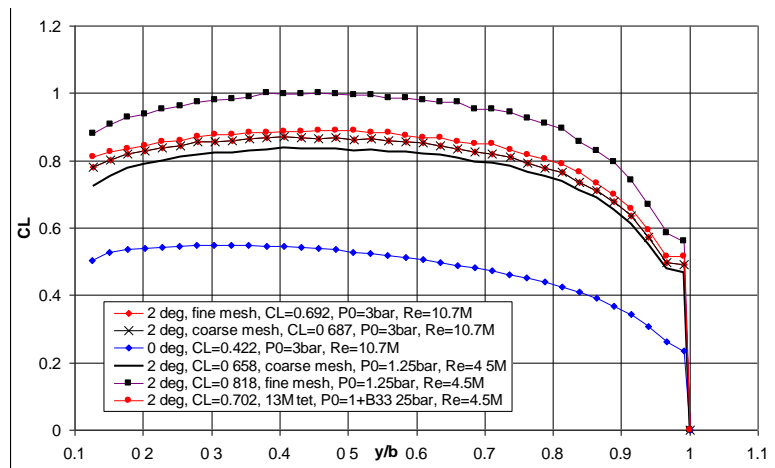


Fig. 3.39 Distribuția încărcării pe anvergura aripii, Mach=0.75

Este de asemeni important că s-a impus ca țintă un coeficient de portanță pentru aripă care să îl egaleze pe cel al profilului, misiune probabil imposibilă considerând toate aspectele. Astfel Tabel 3.5 prezintă coeficientul de portanță la două unghiuri atac și două numere Re, pentru două discretizări: rară, 2.5 milioane celule, fină 9 milioane totuși fără rezolvarea adecvată a stratului limită tridimensional. Rezultatele au dus la alegerea parametrilor geometrici ai aripii.

Tabel 3.5 Coeficientul de portanță în cazurile de calcul

Nr.	AoA [deg]	CL	CD	Re[M]	Po[bar]	M_∞	Observații
1	0	0.422	0.02068	10.74	3	0.71	rară, Conf. 6
2	2	0.692	0.02579	10.74	3	0.71	fină, Conf. 6
3	2	0.687	0.02591	10.74	3	0.71	rară, Conf. 6
4	2	0.658	0.02599	4.5	1.25	0.704	rară, Conf. 6
5	2	0.7845	0.03019	4.5	1.25	0.704	fină, Conf. 6

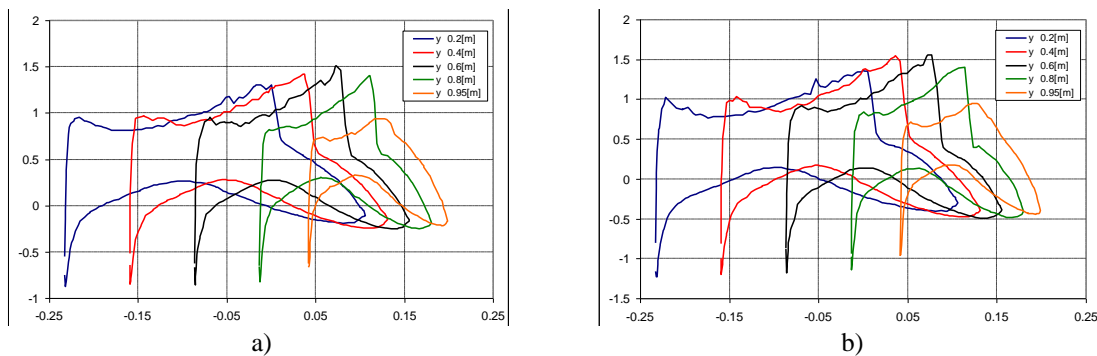


Fig. 3.40 Distribuții presiune calculate cu grila rară a) și fină b)

Identificarea poziției unei de șoc pe extrados a dus la stabilirea procentajului de coardă unde se poziționează linia orificiilor actuatorilor cu jet sintetic: 65%. Dacă în cazul aripii turbulente controlul curgerii cu elemente pasive sau active se face la bordul de atac, la aripile laminare în regim supercritic, singura posibilitate rațională este de a plasa aceste elemente undeva în spatele unei de șoc.

3.3.4 Dezvoltarea modelului după cerințele și constrângerile operaționale

Strategia de conducere a proiectului a dus la realizarea a două aripi: una simplă, având instrumentarea minimală (un accelerometru) și una complexă, care integrează toate elementele de măsură, dar la care inserția de actuatori a fost realizată în faza 3. Aripa simplă este fabricată din dural, aripa complexă este fabricată din oțel de înaltă rezistență. În afara modelului s-a realizat și adaptorul la camera de experiență, având ca dificultăți de realizare masa destul de mare și un ax

difficil de realizat prin volumul mare de strunjire Fig. 3.41. Adaptorul are funcția de a realiza unghiurile de atac dorite pe un set predeterminat de valori, inițial cu incrementul de un grad. Între fazele 2 și 3 de experimentare au fost adăugate unghiuri noi de atac, realizând incrementi de 0.5 grade în ideea de a identifica mai bine divergența *rms* RBM.

O soluție de mecanizare a adaptorului care să permită obținerea de unghiuri în regim continuu ar fi fost de dorit, însă resursele financiare și timpul alocat proiectului nu au permis această dezvoltare. Singura modalitate ar fi cuplarea în exterior a unui motor cu reductor la axul de mișcare. Funcția de balanță a axului, așa cum este realizată în tunele aerodinamice avansate, este imposibil de realizat fără o reproiectare masivă a întregului corp cilindric. De remarcat că modificările realizate acestui corp cilindric, ca și peretelui perforat, sunt perfect reversibile. Acest corp corespunde ferestrelor Schlieren și se utilizează atunci când nu se fac vizualizări. În particular în regim transonic pereții perforați și camera plenum trebuie păstrate în integralitate, așa încât vizualizările se evită. De aici provine și funcționalitatea corpului, care este parte integrantă a camerei plenum și necesitatea ca modificările să fie reversibile.

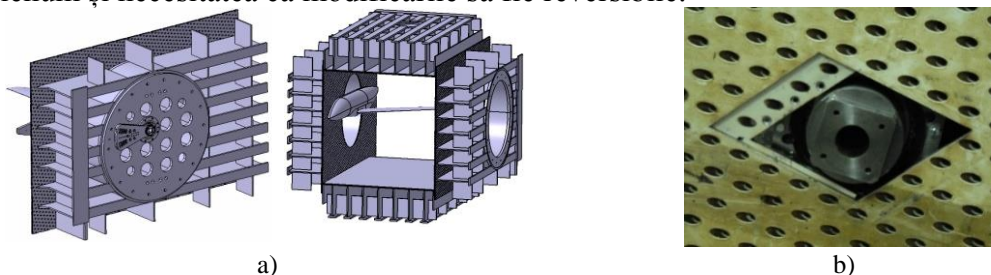


Fig. 3.41 Adaptorul machetei montat la camera transonică a tunelului a), axul adaptorului cu flanșa pătrată; orificiul de transfer cablaj și tubulatura b)

Poziționarea ușor superioară a axului de tangaj al semimachetei a fost constrânsă de structura de rezistență din corpul cilindric Fig. 3.41.

3.3.5 Instrumentarea modelului

Campania experimentală este divizată în trei părți din motive de explorare incrementală a spațiului (unghi atac, Mach) și nu în ultimul rând ca etapizare de proiect, pentru alocarea timpului necesar realizării matricei de jeturi sintetice, plus timpul de așteptare pentru livrarea traductorilor nestaționari Kulite din familia XCQ 062.

3.3.5.1 Instrumentarea pentru Faza 1

Este adoptată metoda de identificare a fenomenului de buffeting din (Mabey D. G., 1966), (Mabey D. , 1967) și (Kania, 1981) care se bazează pe utilizarea mărcilor tensometrice pentru analiza divergenței abaterii medii patratice (*rms*) a momentului de încovoiere al aripii (RBM), ca indicator al apariției fenomenului. Mărcile sunt plasate pe profilul “T” pe care se fixează aripa. Accelerometrul ADXL 335 din Fig. 3.43 este plasat spre capătul aripii și completează informațiile de la mărcile tensometrice. Frecvența de eșantionare pentru accelerometru și mărci tensometrice este de 3200 Hz. Deși accelerometrul măsoară pe trei axe, se utilizează numai semnalele rezultate pentru axa verticală.



Fig. 3.42 Adaptorul “T” al aripii și plasarea mărcilor tensometrice

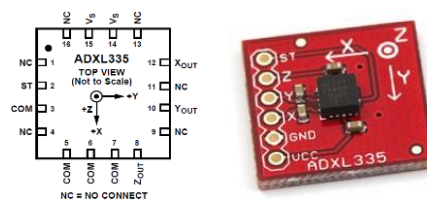


Fig. 3.43 Accelerometrul cu trei axe ADXL 335, de la www.robofun.ro

3.3.5.2 Instrumentarea pentru Faza 2

Faza a doua utilizează traductori de presiune nestaționari, care pot duce la o interpretare mai profundă a fenomenului de buffet. Un număr important de traductori staționari completează necesarul pentru două secțiuni complete ale aripii: 2 și 5, conform Fig. 3.44. Spațiul alocat pentru matricea de actuatori este ocupat de un bloc surogat, care urmează să fie modificat pentru includerea actuatorilor în etapa 3. Secțiunile instrumentate 1, 3, 4 și 6 din Fig. 3.44 realizează monitorizarea presiunii aproape de bordul de fugă, în corelare cu presiunea de după unda de șoc, conform concluziilor dintr-o serie de articole și comunicări tehnice ale ONERA, menționate. Traductorii din vecinătatea bordului de fugă au fost “îngropați” în aripă acolo unde grosimea a permis aceasta și comunicarea cu orificiul de măsură se realizează prin intermediul unui tub de alamă de diametru interior 0.4 mm.

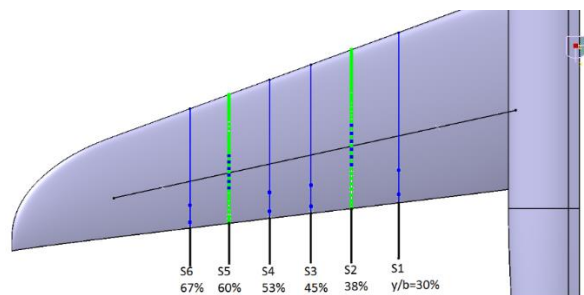


Fig. 3.44 Schema instrumentației de presiune și a poziționării actuatorilor cu jet sintetic

3.3.5.3 Instrumentarea pentru Faza 3 și implementarea inserției cu SJ

Actuatorii piezoelectrice cu jet sintetic au adus un val de speranță în aerodinamică, dinamica structurilor și în automatică. Speranțele inițiale mari nu s-au concretizat în toate domeniile la fel de bine, dar dezvoltarea sistemelor piezoelectrice continuă, mai ales că miniaturizarea și materialele noi vor duce cu siguranță la progres.

Utilizarea rezonatorilor Helmholtz (Rienstra & Hirschberg, 2014) pentru atenuarea activă a zgomotului este studiată în (Lupea, 2012), utilizând metoda elementului finit pentru ecuația undelor, ce caracterizează propagarea perturbațiilor acustice. Aplicația ține de acustica pură, fără constrângeri constructive, iar efectele de compresibilitate sunt neglijate. Mișcarea membranei se studiază cu metode analitice și numerice în (Wygant & Kupnik, 2008), considerând și efectul electric. Modelarea de înaltă fidelitate a curgerii, considerând geometria dinamică și modele RANS este realizată în (Hayes-McCoy, 2012), pentru jet simplu și jet perpendicular pe curent. Este de remarcat că schemele numerice structurate utilizate au ordinul 6 de precizie pentru capturarea structurilor fine ale curgerii.

În afara metodelor de analiză acustică, aerodinamică sau structurală (incluzând efectele electrice), o serie de lucrări studiază **optimizarea** actuatorilor SJ. Un impresionant instrumentar analitic este utilizat pentru optimizare în (Gallas, și alții, 2002), (Gallas, Quentin, 2002) și (Gallas, Quentin; Sheplak, Mark; Cattafesta, Louis N., 2005). Prima funcție obiectiv este viteza fluidului pe axa actuatorului, ca funcție de volumul și orificiul cavității, pe un domeniu de frecvență suficient de mare. A doua funcție obiectiv este similară, dar alocată strict unei frecvențe. Optimizarea membranei se realizează separat, avînd ca parametri dimensiunile suportului și ale cristalului. Corelația cu rezultatele experimentale este remarcabilă, iar parametrii de funcționare nu sunt departe de sistemul prezentat în lucrare. Un caz particular, poate cu aplicabilitate mai bună în aerodinamică abordează SJ lineari (Ravi & Mittal, 2006), deși se rezumă la regimul incompresibil. Abordarea este axată pe rezolvarea numerică a curgerii cu scheme uzuale de ordinul doi, dar cu grile structurate, de calitate, utilizând un model de turbulență algebric într-un cod de casă bazat pe infrastructura din biblioteca de calcul numeric pentru ecuații cu derivate parțiale Petsc. O metodă de optimizare inginerescă pentru aplicarea membranei piezoelectrice la o micropompă este utilizată cu succes în (Souvik, 2013), utilizând soluția analitică a ecuației cu derivate parțiale a membranei, demonstrând că și instrumentele simple de calcul pot fi utile.

În cazul de față actuatorii cu jet sintetic se proiectează pentru aripa în cauză, ținând cont de regimul local de curgere. Membrana piezoelectrică Kyocera (impusă) este suficient de mică pentru a permite integrarea unui număr relevant de actuatori. Deși în general actuatorii se pot plasa astfel încât să permită o densitate mare, în cazul de față, la o aripă laminară, de grosime relativ mică la 65% din coarda, împachetarea oblică nu este posibilă. Fraunhofer Institute a reușit integrarea de pachete lineare de densitate mare pentru un flaps cu profil turbulent, deci relativ gros. Singura posibilitate aici este așezarea actuatorilor unul lângă altul, ajungându-se la o matrice de 17 elemente la prima evaluare. Metoda de proiectare/calcul utilizată, deși nu prea complicată, a fost aplicată pe un model de actuator Fraunhofer, care deși incomplet descris, a oferit suficiente informații pentru validarea metodei de proiectare. Astfel, s-a identificat prima frecvență proprie a membranei de 2000 Hz, aproape echivalentă cu frecvența rezonatorului Helmholtz. Această analiză, realizată din curiozitate a dat încredere în aplicarea acestor calcule.

Unghiurile de suflaj sunt preluate după ONERA (Ternoy, Dandois, David, & Pruvost, 2013), (Dandois, și alții, Buffet Characterisation and Control for Turbulent Wings, 2013), unde s-au obținut rezultate foarte bune în contextul actuatorilor pneumatici, astfel încât jetul face un unghi de 60 grade cu planul tangent local și un unghi de 30 grade față de planul vertical de simetrie, suflând către acesta.

Specificații pentru actuatorii cu jet sintetic

- Funcționarea în regim de rezonanță: frecvența cavității acustice Helmholtz trebuie să fie cât mai apropiată de prima frecvență proprie a membranei așa cum este încastrată mecanic, împreună cu punctele de cositorire în pozițiile corespunzătoare;
- Carcasele matricelor de actuatori realizate prin stereolitografiere, conforme cu extradadosul aripii, încastrate în cadrul de dural, împreună cu cablajul de alimentare al matricelor;
- Capace conforme cu suprafața de intrados a aripii;
- Insertia este alcătuită din trei blocuri, pentru a permite coexistența secțiunilor 2 și 5, instrumentate dens cu traductori de presiune;
- Orificiile actuatorilor sunt dimensionate ca intenție pentru curgere critică, iar gâtul rezonatorului are un raport de contracție de 10;
- Gâtul se racordează neted la cavitatea de tip clopot a camerei.

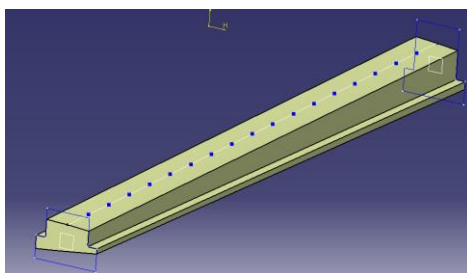


Fig. 3.45 Spațiul alocat pentru matricea de actuatori

Analiza preliminară a spațiului alocat a indicat că se pot integra 17 actuatori sintetici. Utilizarea stereolitografierii permite o bună economisire a spațiului, ceea ce în final duce la creșterea numărului de actuatori la 20, aducând o creștere a densității de acțiune fluidică.

Kyocera

-Frecvența principală: 6.5 KHz

-Voltaj intrare: 30 V_{p-p} max

-Disc alamă: 20mm

-Disc ceramic: 15mm

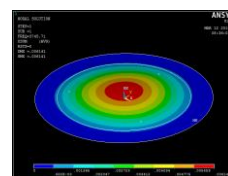
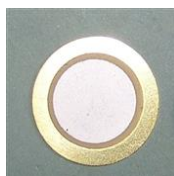


Fig. 3.46 Caracteristicile membranei Kyocera și primul mod propriu de vibrație

Conectarea membranelor la masă se realizează prin contactul cu bușe de aluminiu presate cu strângere în blocurile de plastic stereolitografiate. Aceste bușe au fost strunjite individual pentru strângere și odată presate nu au mai fost demontate. Frezarea individuală a fost necesară deoarece precizia de fabricare a blocurilor de plastic este limitată. Soluția cu strângere s-a dovedit

bună și a asigurat supraviețuirea membranelor pe durata fazei 3 de experimentare, cunoscut fiind că membranele piezoelectrice de acest gen, folosite în contextul controlului fluidic pot avea o durată de viață foarte limitată.

Calculul săgeții maxime a membranei se face după (Wygant, Ira O.; Kupnik, Mario; Khuri-Yakub, Butrus T., 2008), în care P este presiunea aplicată, R este raza membranei, E este modulul lui Young, h este grosimea membranei și ν este coeficientul lui Poisson al materialului suport al membranei (alamă).

$$u_{max} = 12 \frac{P \cdot R^2 (1 - \nu^2)}{128 \cdot E \cdot h^3} \quad (3.7)$$

O versiune pentru dimensionarea orificiului de evacuare este în (Hui, și alții, 2006), în care f este frecvența, iar c este viteza locală a sunetului. Pentru dimensionare este nevoie de calculul săgeții maxime la centrul membranei, unde presiunea statică externă jetului, pentru care se proiectează actuatorul corespunde unui coeficient de presiune $C_p = -0.8$, observat ca valoare medie în distribuțiile de presiune Fig. 3.40.

$$r = R \sqrt{\frac{\pi \cdot u_{max} \cdot f}{4 \cdot c}} \quad c = \sqrt{\gamma R \frac{T_0}{\left(\frac{p_0}{p_\infty + q_\infty \cdot C_p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \quad (3.8)$$

Iterațiile manuale pentru modelarea/dimensionarea SJ trebuie verificate prin corelația dintre frecvență, volum cavitate, volum gât și lungime gât.

$$f = \frac{c}{2 \cdot \pi \cdot L_{gât}} \sqrt{\frac{Vol_{gât}}{Vol_{cavitate}}} \quad (3.9)$$

Dimensionarea orificiului de evacuare a considerat obținerea stării critice. Ipoteza este a unei curgeri ideale printr-un canal cu raport mare de contracție, unde viteza de intrare este luată în sens *rms* drept cea a vibrației membranei. Realizarea unui număr de iterații de proiectare și analiză a rezonatorului Helmholtz a dus la obținerea frecvenței de rezonanță acustică egală cu cea a membranei încastrată cu 0.5mm pe rază, din presarea bușei pe pragul realizat în cavitatea acustică. Valorile volumului cavității, gâtului și lungimea acestuia s-au obținut prin modelare și evaluare în CATIA, proces destul de delicat, consumator de timp, dar practic inevitabil. Modelarea cu elemente finite a membranei consideră cele trei puncte de cositorire ca mase concentrate. Cablul multifilar (+) se împarte în trei fire Fig. 3.47 pentru a asigura contactul electric chiar dacă două din cele trei fire se dezlipesc. Această metodă de cositorire provine din experiența cu membranele piezoelectrice similare. Prezența masei suplimentare pe de o parte reduce prima frecvență proprie, dar pe de altă parte rigidizează membrana, deoarece cositoririle nu sunt perfect punctiforme, ci ocupă o suprafață de câțiva mm² care prin îngroșarea produsă, o rigidizează. De asemeni masă suplimentară aduc și cei câțiva mm de cablu care vibrează solidar cu membrana, dar masa acestora este incertă. Punctele de cositorire în sine măresc masa membranei cu 50%. Aceasta s-a determinat prin cântărirea (pe cântar cu precizie de sutime de gram) a trei membrane concomitent, pentru a beneficia de o precizie acceptabilă. Prima frecvență proprie a membranei determinată în stare liberă neîncastrată, este de 6500 Hz conform specificațiilor din Fig. 3.46. În condițiile în care membrana este încastrată pe conturul circular, pe o adâncime de 0.5mm, calculele cu elemente finite au dat o valoare de 3745 Hz pentru prima frecvență proprie.

Tabel 3.6 Caracteristicile rezonatorului acustic și ale membranei piezoelectrice

Volumul [m ³]		Lungime Gât [mm]	Frecvența [Hz]	
Cavitatea	Gâtul	3.23	Acustică, Helmholtz	Membrana
1.22E-07	6.79E-09		3763	3745



Fig. 3.47 Cositorirea în trei puncte a conductorului pe membrană

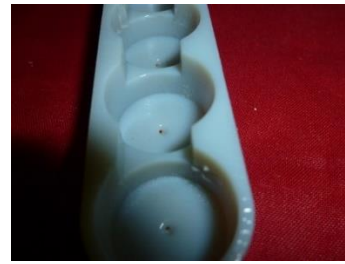
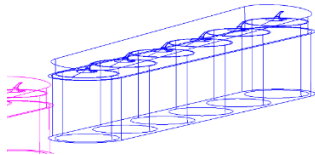
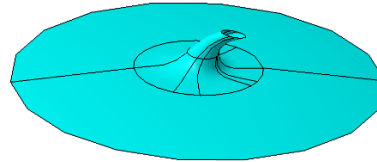


Fig. 3.48 Corpul membranelor realizat prin ALM, cavitatea și gâtul rezonatorului vizibile



a)



b)

Fig. 3.49 Modele CAD bloc de cavități a) și cavitatea racordată la gât b)

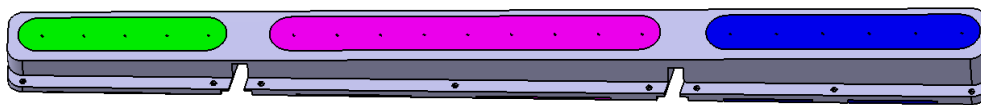


Fig. 3.50 Inserția cu maticile de actuatori SJ, bușele de montare presate, cablajul și capacele conforme pe suprafața de intrados a aripii

Integrarea inserției de actuatori cu jet sintetic în aripa modelului a fost dificilă datorită densității mari de cablaj și tubulatură. În mod particular a fost relativ dificilă trecerea cablurilor suplimentare prin orificiul de transfer al axului de tangaj al machetei. Cablurile de alimentare pentru actuatori au fost ecranate electromagnetic, deoarece pot influența traductorii nestaționari de presiune (Kulite). Acordarea ad-hoc a frecvenței de operare a dus la o valoare de 3500 Hz, față de valoarea de calcul de 3750 Hz. Incertitudinile de fabricație, de masă, de proprietăți de material pentru membrane, duc la o diferență față de rezultatele teoretice, dar rezultatul este suficient de apropiat pentru a considera modelarea analitică esențială în proiectare în comparație cu metodele empirice utilizate în proiectele din trecut. Complexitatea ansamblului a făcut practic imposibilă înlocuirea membranelor, dar pe durata celor 27 de experiențe din faza 3 membranele au funcționat corect și nu au trebuit înlocuite.

3.3.6 Campania experimentală

Campania experimentală este organizată în trei faze, cu instrumentarea evoluând de la simplu la complex. În faza 1 avem un model simplu de aripă cu o instrumentare care se rezumă la mărci tensometrice la încastrarea aripii și un accelerometru. Aceasta permite realizarea de vizualizări cu ulei-pigment în condiții bune deoarece nu există riscul de a contamina instrumentarea. Modelul cu aripa instrumentată este experimentat în fazele 2 și 3. În faza 2 se experimentează cu mărci tensometrice, accelerometru și traductori de presiune (staționari și nestaționari). În faza 3 se adaugă inserția cu jeturi sintetice. Corespunzător celor 3 faze avem 3 secțiuni cu descrierea rezultatelor experimentale.

3.3.6.1 Faza 1 Identificarea buffet și vizualizări

Obiectivul este identificarea fenomenului de buffeting prin analiza statistică a momentului de încovoiere la încastrarea aripii și a semnalului accelerației verticale aproape de bordul marginal. Momentul de încovoiere se determină cu mărci tensometrice iar un accelerometru cu trei axe montat aproape de extremitatea aripii furnizează accelerația verticală. Se urmărește divergența mărimii *rms* a semnalului de la mărcile tensometrice și similar pentru semnalul de accelerație.

Pentru determinarea primei frecvențe proprii a aripii se realizează un experiment simplu în care aripa se excită printr-un impuls realizat cu un ciocan, urmat de analiza Fourier a semnalelor de la mărcile tensometrice și accelerometru. Chiar dacă determinarea frecvențelor proprii nu s-a realizat după o procedură avansată și nici utilizând un ciocan special de asemeni instrumentat, calitatea determinării nu este critică în raport cu rezultatele așteptate.

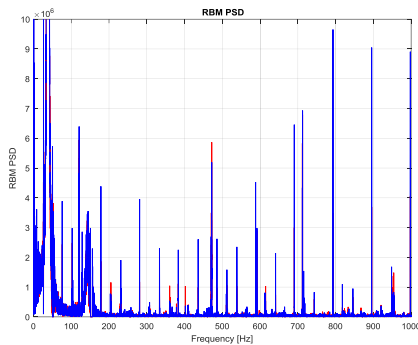


Fig. 3.51 Spectru de putere marcă tensometrică, cu filtrarea armonicilor de 50 Hz

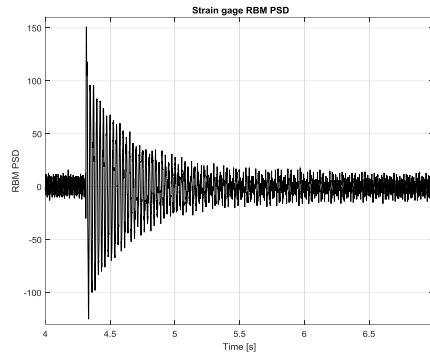


Fig. 3.52 Semnal marcă tensometrică

Postprocesare Faza 1
Calcul RBM rms și PSD punte tensometrică 1 și 2
Calcul PSD accelerometru
Grafice pentru fiecare experiență
Comparație globală
Grafice globale

Fig. 3.53 Schemă soft postprocesare Faza 1

Mărimea RBM rms desemnează abaterea medie pătratică a momentului de încovoiere la încastrare. Aceasta se calculează cu eliminarea valorii continue, care este filtrată prin reconstrucția în sensul celor mai mici pătrate cu un polinom de gradul 3. Această metodă pentru calculul RMS este necesară deoarece pe durata rafalei regimul de curgere suferă o ușoară alunecare în presiunea totală, în jur de un procent. Pentru seria temporală v , calculul valorii rms este descris în ecuațiile de mai jos.

$$\begin{bmatrix} \langle 1, 1 \rangle & \langle 1, t \rangle & \langle 1, t^2 \rangle & \langle 1, t^3 \rangle \\ \langle t, 1 \rangle & \langle t, t \rangle & \langle t, t^2 \rangle & \langle t, t^3 \rangle \\ \langle t^2, 1 \rangle & \langle t^2, t \rangle & \langle t^2, t^2 \rangle & \langle t^2, t^3 \rangle \\ \langle t^3, 1 \rangle & \langle t^3, t \rangle & \langle t^3, t^2 \rangle & \langle t^3, t^3 \rangle \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \langle 1, \bar{y} \rangle \\ \langle t, \bar{y} \rangle \\ \langle t^2, \bar{y} \rangle \\ \langle t^3, \bar{y} \rangle \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$pol(t) = \sum_{i=1}^4 c_i t^{i-1} \quad (3.11)$$

$$rms(v) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (v_i - pol(t_i))^2}{n}} \quad (3.12)$$

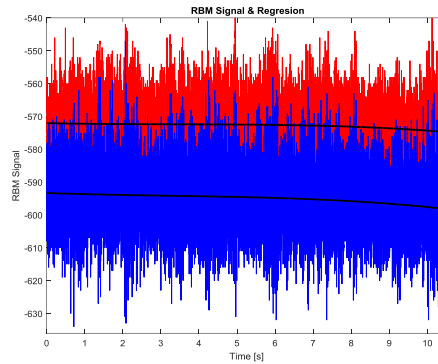


Fig. 3.54 Momentul de încovoiere pentru cele două canale (roșu și albastru), plus polinoamele de regresie (negru)

Se realizează și calculul densității de putere spectrală pentru semnalul de presiune, utilizat în toate procesările de semnal, în maniera:

$$c = fft(v^2) \quad c_{PSD} = \frac{c \cdot c^*}{\|c \cdot c^*\| \cdot p_0} \quad (3.13)$$

Divergența valorii rms a semnalului de accelerație pentru Mach=0.8 apare între 6 și 7 grade unghi atac, Fig. 3.56. Fixarea tranziției arată o schimbare importantă a amprentei curgerii, la vizualizarea ulei-pigment. Un număr mic de experiențe au considerat fixarea tranziției, observând că momentul de tangaj și corespunzător portanța sunt mai mici, iar unda de șoc se deplasează în amonte, îndepărtând curgerea de una laminară. Valori absolute pentru momentul de încovoiere, măsurate la aproape majoritatea experiențelor din faza 1 sunt prezentate în Fig. 3.58.

Vizualizările cu ulei arată o sensibilitate mare a curgerii în raport cu particulele de praf care produc contaminarea peliculei de ulei, sau în raport cu imperfecțiunile suprafeței. Aceste imperfecțiuni plasate chiar pe bordul de atac, provenite dintr-o fabricație relativ neglijentă, provoacă tranziția locală în forma incluziunilor turbulente (*turbulent wedge*) cel mai bine vizibile în Fig. 3.62. Eliminarea ciupiturilor din bordul de atac s-a făcut după un număr destul de mare de experiențe, odată ce s-a identificat cauza. Palparea cu degetele a relevat ciupiturile, iar bordul de atac a fost șlefuit cu hârtie abrazivă de la rugozitate medie până la fină. Procesul s-a desfășurat incremental, cu prudență, de-a lungul unui număr de experiențe. Corectarea bordului de atac nu a rezolvat problema complet, deoarece curentul înglobează particule de praf suficient de mari ca să contamineze curgerea în mod aleator. Realizarea vizualizărilor în sine este o provocare, atunci când nu se cunoaște proporția în care trebuie amestecate pulberea pigment și uleiul. De regulă concentrația se reglează prin experimentări succesive. Pelicula s-a depus la început prin pensulare, apoi prin aplicare pur și simplu cu palma, apoi cu rola de vopsit. Dacă vâscozitatea amestecului este aceeași, nu contează metoda de aplicare, deși este importantă grosimea peliculei pentru vizualizarea undei de șoc, trăsătură de interes a curgerii în cazul de față. Pentru evitarea contaminării s-a încercat ștergerea de ulei a bordului de atac ca în Fig. 3.62, dreapta jos, fără rezultate. În general, particulele mari din peliculă se șterg manual, deoarece practic nu se pot elimina altfel. Practic ceea ce se vede imprimat pe aripă este fâșia de recirculație de după unda de șoc, care permite acumularea de ulei/pigment. Un strat prea gros aplicat poate duce la formarea unui veritabil SCB și de aceea trebuie atenție la aplicare și numai experiența poate duce la un proces corect.

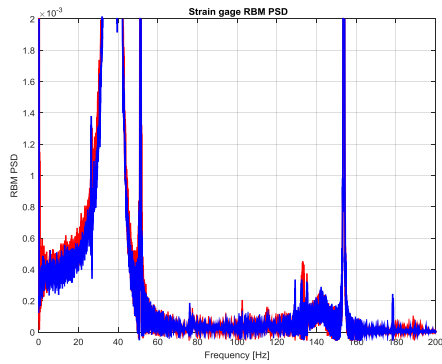


Fig. 3.55 Primele două moduri proprii la 38 și 142 Hz; zgomotul electric la 50 și 150Hz, filtrat în analize, canalele 1 și 2 suprapuse

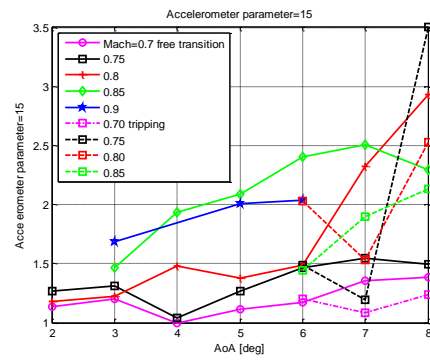


Fig. 3.56 Indicația accelerometrului: RMS normalizat

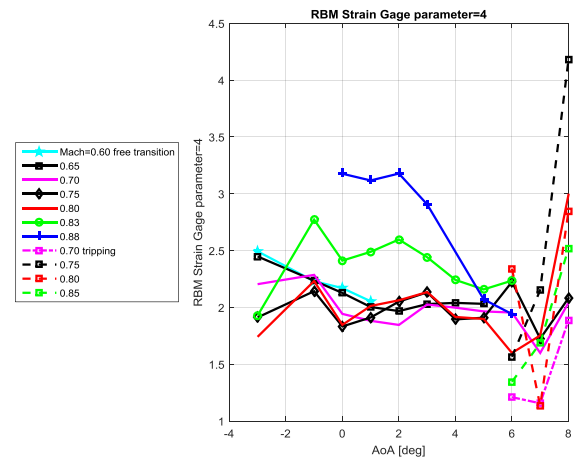
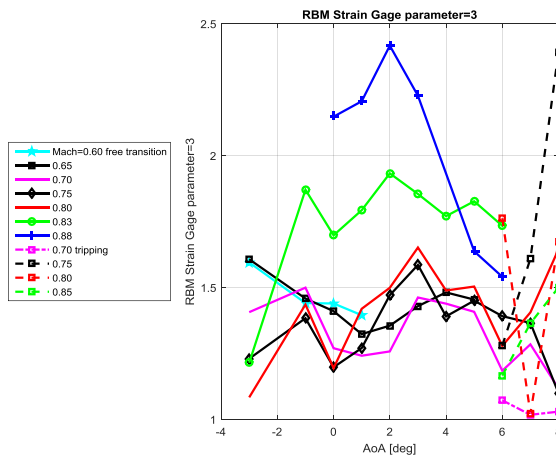


Fig. 3.57 Indicatorul de la mărcile tensometrice, canalul 1 a), canalul 2 b)

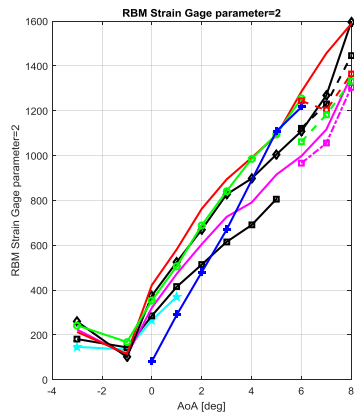
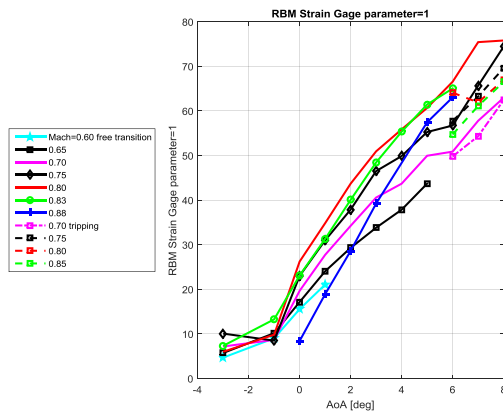


Fig. 3.58 Momentul de încovoiere la încastrare, măsurat tensometric pe profilul "T" [MPa], faza 1

Un număr important de experimente la diverse unghiuri au dat informații despre laminaritatea curgerii. În lipsa unei balanțe precise de măsură forțe și momente care să ajute la înțelegerea oportunității fixării tranziției, un incident norocos a arătat ce se întâmplă cu și fără banda de fixare a tranziției, în decursul aceleași experiențe. Experiența nr. 7708 (Mach=0.75) arată în Fig. 3.61 amprenta unei de șoc în prezența benzii de fixare a tranziției. Câteva secunde mai târziu se poate observa dezlipirea benzii, în Fig. 3.61. După îndepărtarea întregului segment de bandă, amprenta de ulei/pigment migrează în noua zonă de recirculare a piciorului undei, dar pentru puțin timp putem observa cele două amprente ale undei, pentru condițiile turbulente (cu bandă) și laminară (fără bandă). Cantitativ, unda de șoc migrează cu între 10 și 15% din coardă. Un alt aspect remarcabil este creșterea în valoare absolută semnificativă a momentului de încovoiere și deci a portanței aripii la dezlipirea benzii Fig. 3.60. Datorită bordului de atac curbat,

banda s-a lipit din două segmente: unul pentru porțiunea dreaptă, unul pentru porțiunea curbă, profitând de plasticitatea benzii de tip izolator electrotehnic.



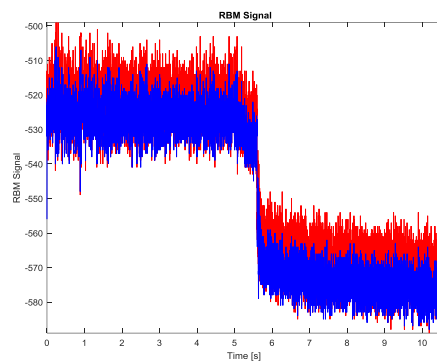
Fig. 3.59 Amprenta unei unde de șoc cu fixarea tranziției



Fig. 3.60 Dezlipirea bandă fixare tranziție



a)



b)

Fig. 3.61 Schimbarea bruscă a momentului de încovoiere la încastrare la dezlipirea benzii de fixare tranziție



No. 7691, Mach=0.732, Re=4.36M



No. 7692, Mach=0.774, Re=4.61M



Run. 7693, Mach=0.832, Re=4.72M



Run. 7694, Mach=0.886, Re=4.82M

Fig. 3.62 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 6^\circ$



No. 7695, Mach=0.690, Re=4.24M



No. 7696, Mach=0.727, Re=4.37M



No. 7697, Mach=0.794, Re=4.57M



No. 7698, Mach=0.85, Re=4.74M

Fig. 3.63 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 7^\circ$



No. 7699, Mach=0.698, Re=4.35M



No. 7700, Mach=0.749, Re=4.51M



No. 7701, Mach=0.797, Re=4.6M



No. 7702, Mach=0.849, Re=4.75M

Fig. 3.64 Vizualizări ulei pigment, $\alpha = 8^\circ$

Incidențele mari arată un comportament similar din punct de vedere al corelării undei de șoc cu numărul M , așa cum se văd în Fig. 3.62, Fig. 3.63 și Fig. 3.64. La numere M mici, rafalele 7691, 7695 și 7644 arată o undă de șoc poziționată foarte avansat, ceea ce corespunde entalpiei totale mai mici, care nu permite expansiunea la un M mai mare, respectiv poziționarea mai în aval a undei de șoc, așa cum se întâmplă la rafala 7696, care se realizează la $M=0.727$ $\alpha = 7^\circ$. La celelalte două incidențe, a doua rafală din seria de patru se realizează la un număr M mai mare, respectiv 0.774 la 6 grade și 0.749 la 8 grade, pentru care entalpia totală permite poziționarea mai în aval a undei de șoc. De asemeni incidențele mari, la numere M care duc la poziționarea în aval a undei la un procent de coardă de peste 50%, au un caracter turbulent cert. Liniile evidente la rafalele 7701 și 7702 Fig. 3.65 reprezintă cel mai probabil o primă undă de șoc, mai puțin intensă decât cea principală. După prima undă de șoc se realizează din nou accelerarea în supersonic. Pentru rafala 7964 în locul unei linii ferme avem o nuanțare ca în Fig. 3.62 și Fig. 3.67, care poate fi considerată relevantă pentru tranziție. Același gen de nuanțare este vizibil și la rafalele 7698 și 7700.



No. 7701, Mach=0.797, Re=4.6M



No. 7702, Mach=0.849, Re=4.75M

Fig. 3.65 Configurații cu două unde de șoc

Incidentul cu fâșia de fixare a tranziției permite caracterizarea ca laminară a curgerii la $\alpha = 2^\circ$ însemnând rafalele 7664, 7665 și 7666, la care $M=0.878$, remarcabil de mare. La unghiul de atac $\alpha = 3^\circ$ unda de șoc este poziționată ceva mai avansat. Se constată prezența mai multor incluziuni turbulente care interacționează semnificativ cu unda de șoc. Din punct de vedere al rezultatelor numerice, distribuțiile de presiune din Fig. 3.40 arată un gradient de presiune pozitiv după expansiunea din bordul de atac, fără a se corela cu amprenta curgerii în ulei, considerând aspectul evident turbulent din incluziunile evidente prezenței unor impurități în ulei. Interacțiunea dintre incluziunea turbulentă (*wedge*) și unda de șoc merită menționată în detaliu. Particula sau imperfecțiunea geometrică generează o microseparație locală a curgerii, care duce la tranziție. Separația se manifestă prin două vârtejuri contrarotative, similare unui vârtej potcoavă. Firele de vârtej la interacțiunea cu unda de șoc generează două structuri mari contrarotative, vizibile în mod evident în Fig. 3.59.



Fig. 3.66 Interacțiune incluziune turbulentă – undă de șoc oblică

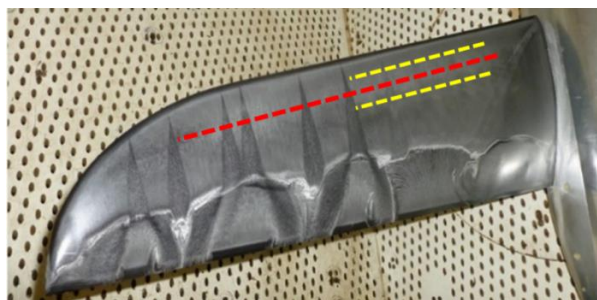


Fig. 3.67 Linie tranziție și limitele, #7694

3.3.6.2 Faza 2 Identificarea buffet în distribuțiile de presiuni

În această fază se realizează experimentări cu aripa instrumentată. Semnalele de la traductorii de presiune se adaugă la cele de tensiune mecanică și accelerație. Pentru evaluarea rezultatelor sunt scrise și adaptate scripturi Matlab pentru fiecare experiență aerodinamică în parte, considerând particularitățile fiecăreia. Aceasta se face pentru a maximiza utilizarea rezultatelor în situațiile în care la unele experimente o parte din instrumentare nu a funcționat. Pentru identificarea grafică a zonelor supersonice în distribuțiile de presiuni este necesar calculul valorii coeficientului de presiune critic. Astfel s-a observat că avem curgere supersonică pe extrados dacă $Mach > 0.7$ pentru unghiurile atac de 3 și 4 grade.

$$C_{p_{crit}} = \frac{2}{\gamma M_{\infty}^2} \left(\left(\frac{2 + (\gamma - 1)M_{\infty}^2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right) \quad (3.14)$$

Instrumentarea permite evaluarea fenomenului de buffet prin analiza semnalelor de presiune nestaționare. Astfel, la $M \geq 0.75$ se observă profile RMS caracteristice pentru buffet (Despre, și alții, 2000), (Mylene & Coustols, 2006), (Dandois, și alții, Buffet Characterisation and Control for Turbulent Wings, 2013). Ca și în faza 1, experimentarea debutează cu identificarea frecvențelor fundamentale ale aripii. Noua aripă este construită din oțel și are cavități și capace pentru instrumentare. Prin urmare sunt așteptate frecvențe proprii diferite față de prima aripă.

Se poate remarca prin analiza rezultatelor de identificare modală și a celor aerodinamice Fig. 3.71, Fig. 3.72 că primele conțin doar modurile 1 și 2, iar cele aerodinamice conțin mai multe moduri, probabil corespunzătoare unor armonici superioare. Acest lucru poate fi explicat prin sensibilitatea redusă a accelerometrului (în amplitudine și frecvență) și prin faptul că excitația aerodinamică este mai puternică decât cea de la determinarea modurilor proprii.

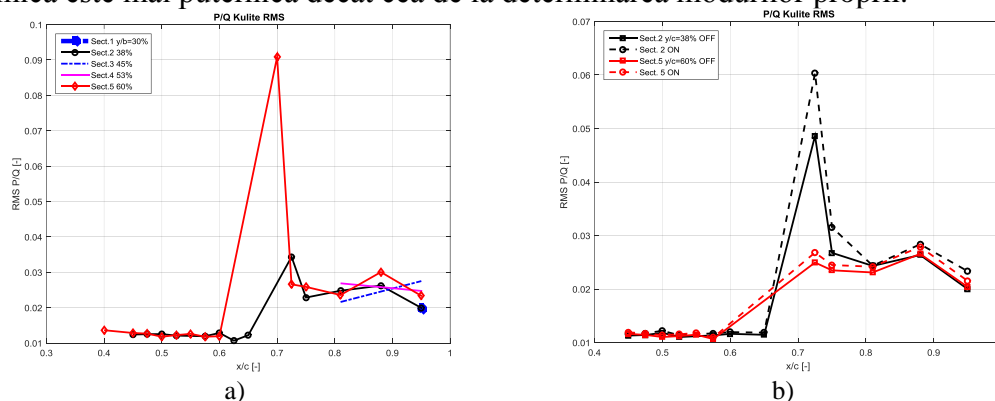


Fig. 3.68 Distribuție rms presiune tipică buffet, #7762, 1.5 grade faza 2, a), #7794, 2.0 grade control activ ON și OFF, faza 3, b)

Postprocesare Faza 2
RBM rms și PSD punte tensometrică 1 și 2
PSD accelerometru
PSD Kulite
Distribuție rms presiune pe coardă
Grafice pentru fiecare experiență
Animație Kulite rms/coardă pentru fiecare experiență
Comparație globală
Grafice globale

Fig. 3.69 Schemă postprocesare Faza 2

Postprocesare Faza 3
RBM rms și PSD punte tensometrică 1 și 2
PSD accelerometru
PSD Kulite
Distribuție rms presiune pe coardă
Grafice pentru fiecare experiență
Animație Kulite rms/coardă pentru fiecare experiență, SJ-ON/OFF
Comparație globală
Grafice globale

Fig. 3.70 Postprocesare Faza 3

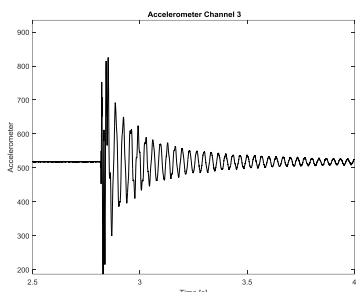


Fig. 3.71 Semnalul accelerometrului la excitația de tip impuls

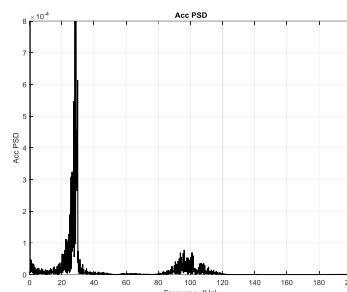


Fig. 3.72 Primele două frecvențe proprii ale aripii: 28 și 100 Hz

Rezultatele Fazei 2 cuprind graficele PSD accelerație, distribuții RMS presiune pe coardă și PSD presiune pe coardă sunt prezentate în Anexe.

3.3.6.3 Faza 3 Controlul activ al curgerii cu SJ

Faza curentă cuprinde instrumentarea din faza 2, la care s-a utilizat matricea cu 19 actuatori SJ. Deoarece la asamblarea matricelor de actuatori s-a deteriorat o cavitate de capăt, din 20 de actuatori au rămas 19 activi. Numărul de experiențe realizate este ceva mai mic, deoarece în faza 2 s-au localizat regimurile de interes și anume acelea care prezintă o distribuție de rms presiune pe coardă cu un vârf pronunțat, ca în Fig. 3.68. Volumul de date este similar, dar postprocesarea produce un volum dublu de grafice și animații, corespunzător fazelor activă și pasivă AFC – SJ.

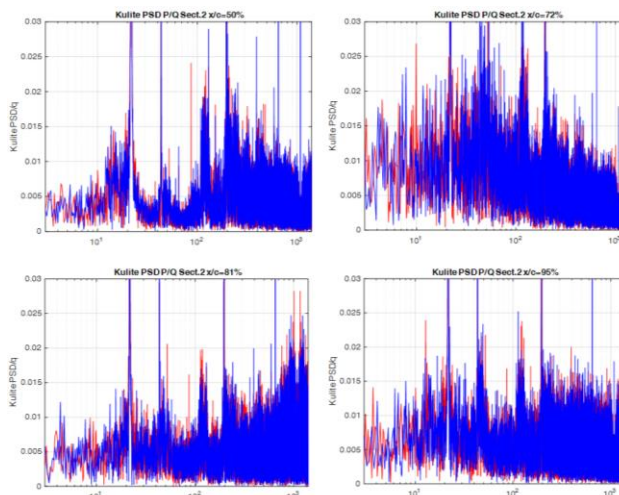


Fig. 3.73 Comparații între PSD cu suflaj (albastru) și fără suflaj (roșu)

3.3.7 Construcția diagramei buffet onset din analiza spectrală a semnalelor de presiune

Modelul a fost instrumentat pentru măsurarea presiunii cu un ansamblu eterogen de traductori, cu domenii de măsură diferite, din motive de inventar. Investiția necesară pentru o instrumentare omogenă este mare în raport cu bugetul proiectului, ajungând la aproximativ 20%. Prin urmare, avem: traductori dinamici Kulite plasați pentru capturarea fluctuației undei de șoc, cu domeniul 5 PSI, instrument ZOC-22 (25 PSI) și instrumentul ZOC-23 (50 PSI). Instrumentele

ZOC sunt matriceale, dar înregistrarea se face în mod diferit din punct de vedere al bazei de timp pentru fiecare traductor.

Volumul mare de date, însemnând mii de grafice a fost dificil de analizat. Reprezentarea spectrelor în mod tridimensional suprapuse în același grafic a condus la metoda de identificare a fenomenului de buffet în lipsa unor rezultate relevante cu accelerometrul și mărcile tensometrice.

Distribuțiile de presiune mediate în timp conțin elementele principale, dar sunt alterate de domeniile diferite de măsură ale celor trei tipuri de traductori diferiți.

Traductorii Kulite sunt într-adevăr în măsură să dea cea mai importantă informație și anume perturbația presiunii ca valoare RMS și ca PSD. Drept index de identificare al buffet-ului, ONERA utilizează fracția, după (Balakrishna & Acheson, 2011), în care indexul k desemnează traductorul Kulite:

$$\beta = \frac{rms(p_K(\alpha))}{rms(p_K(\alpha_0))} \quad (3.15)$$

După analiza rezultatelor putem să generalizăm un alt index, ceva mai complicat, chiar dacă răspunsul modelului nu a fost cel așteptat.

$$\beta = \frac{\int_{x_1}^{x_2} rms(p_K(\alpha)) dx}{\int_{x_1}^{x_2} rms(p_K(\alpha_0)) dx} \quad (3.16)$$

Intervalul $[x_1, x_2]$ corespunde fluctuației undei de șoc, α_0 și α sunt unghiurile de atac de referință (fără buffet) și curent.

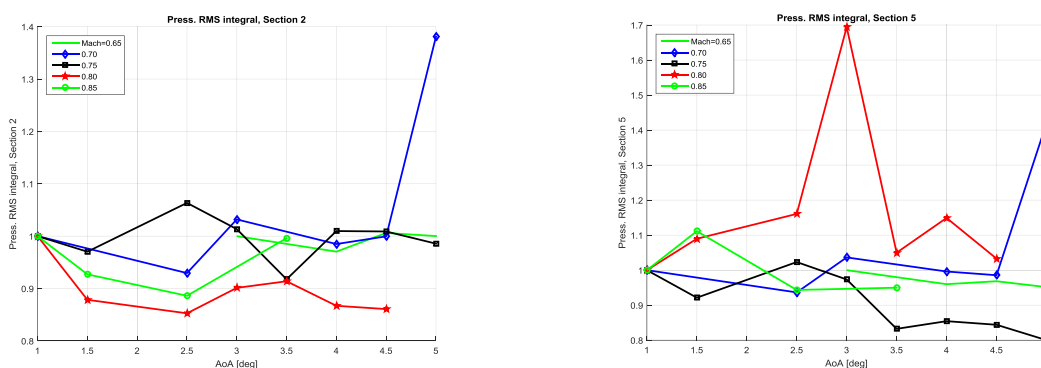


Fig. 3.74 Coeficientul global β ca indicator de buffet, faza 2, divergență la Mach=0.7

3.3.8 Concluzii

Derularea celor trei faze experimentale a presupus un mare efort individual. Dezvoltarea și actualizarea scripturilor Matlab de analiză a rezultatelor s-a realizat din mers. Menținerea scripturilor particularizate pentru fiecare din experiențe este foarte costisitoare și consumatoare de timp. Aceasta presupune actualizarea și modificarea lor în procesul inevitabil de corectare sau îmbunătățire. Deși în esență calculele sunt similare, diferența este generată de realizarea graficelor, unde parametrii specifici au ordine de mărime (scări) diferite și scripturile trebuiesc particularizate pentru o prezentare adecvată a rezultatelor.

Rezultatul unei campanii experimentale (complexe) este o bază de date, iar organizarea și gestionarea ei nu este ușoară. În general, proiectul se poate relua după un timp, de la câțiva ani la zeci de ani. Softul de procesare, dependent de un compilator de Fortran, de un interpretor ca Matlab sau unul de Visual Basic Script poate să sufere evoluții semnificative, sau poate să nu mai existe, ca și unele sisteme de operare. Cum gestionarea unei asemenea baze de date nu a făcut obiectul vreunui curs, al unei proceduri de casă standard, sau al unei tradiții consistente, am fost liberi să experimentăm obținerea acestei experiențe, cu dificultățile de rigoare.

Din iterațiile realizate în utilizarea bazei de date pentru actualizarea raportului de proiect, sau pentru compilarea de articole publicabile rezultă concluzia că aceasta trebuie actualizată în ideea de lucru unitar, adăugând la funcțiile (rutinele) de procesare parametrii care le

individualizează și apelându-le dintr-un program principal, lucru perfect posibil în toate limbajele de programare actuale.

Analiza semnalelor de la accelerometru și mărci tensometrice Fig. 3.57 și Fig. 3.58 nu a arătat divergența valorii *rms* tipică, întâlnită în literatură (Mabey D. G., 1966), (Mabey D. , 1967). Spectrele de la accelerometre sunt curate și arată în esență primele două frecvențe principale. Depinzând de regim se regăsesc și alte componente spectrale, dar care au conținut mic (irelevant) de energie. Spectrele tensometrice sunt contaminate cu armonici ale sistemului de alimentare electrică, cu frecvențe multiple de 50 Hz, care sunt ușor identificabile datorită vârfurilor foarte pronunțate și conținutului foarte redus de energie spectrală.

După analiza semnalelor de presiune în spectre și *rms*, se constată totuși o formă ușoară de buffet, aproape imperceptibilă. Animațiile realizate pentru toate experimentele cu scanarea presiunii arată că în avalul undei de șoc există o fluctuație a presiunii mai mare decât în amonte, ceea ce este ușor de remarcat și în distribuțiile de *rms*. Poziția undei de șoc fluctuează foarte puțin, ceea ce înseamnă că avem o formă de buffet foarte slabă. Deoarece intensitatea acestei mișcări este foarte mică, nu este sesizabilă pentru accelerometre și mărcile tensometrice. În același timp, saltul coeficientului de presiune prin unda de șoc are o valoare destul de mică, de aproximativ 0.3. Experimente similare realizate de ONERA (Mylene & Coustols, 2006), (Dandois, și alții, Buffet Characterisation and Control for Turbulent Wings, 2013) arată pentru un profil turbulent o valoare a saltului de 0.7.

Prima concluzie referitoare la aripa în cauză este că utilizarea unui profil laminar duce la scăderea intensității buffet-ului până acolo încât este foarte dificil de identificat.

A doua concluzie este că efectul sistemului AFC-SJ este aproape imperceptibil, atât în *rms* presiune cât și în spectre. În ședințele tehnice colegii de la ONERA ne-au prevenit că SJ în regim de viteze mari nu au efect. Timpul și resursele din proiect nu au permis investigarea performanței SJ nici măcar în condiții atmosferice, dar se poate face pe viitor. Spațiul alocat în aripă pentru sistemul AFC corespunde însă spațiului cerut de un sistem pneumatic, despre care se știe că are efect cert în atenuarea buffet-ului. Prin urmare ne propunem ca pe viitor să reluăm subiectul, de data aceasta însoțit de calcule numerice de înaltă fidelitate.

Un indicator bun pentru *buffet onset* este curbarea zonei lineare a curbei de portanță. Din păcate distribuțiile de presiuni mediate în timp nu se ridică la calitatea necesară datorită instrumentării eterogene, care înseamnă acuratețe absolută diferită între senzori dar și caracteristici diferite de răspuns în timp. Dacă am desconsidera amplitudinea locală a portanței de la unghiul atac de 3 grade, s-ar observa că după 4 grade începe încovoierea zonei lineare, ca în Fig. 3.76. Mai mult decât atât, același comportament se remarcă și în momentul de încovoiere al aripii, ca în Fig. 3.58. Explorarea la unghiuri mai mari nu s-a realizat din prudență, deoarece eforturile mecanice și deformațiile aripii sunt mari (evidențiate prin utilizarea unui circuit TV închis). Valorile maxime atinse de coeficienții de portanță corespund cu valorile nominale. La o aripă turbulentă, *buffet onset* debutează la valori mai mici unghi atac și prin urmare o aripă turbulentă ar fi fost utilă în pregătirea și validarea metodologiei de lucru, dar nu putem decât spera că va face obiectul unor studii viitoare.

În prezenta activitate nu s-a putut trasa o diagramă tipică de *buffet onset* așa cum se obține în tunelele aerodinamice. Ceea ce s-a obținut este doar frontiera *onset* la creșterea numărului Mach, iar frontiera în raport cu unghiul atac, respectiv CL nu s-a identificat din rezultate, dar s-a extrapolat cu ajutorul regresiiilor polinomiale. În general nu vorbim de aceste frontiere distincte, ci mai degrabă de o curbă continuă. Interpretarea manuală a stărilor *buffet* Da/Nu și trasarea unor curbe de regresie arată o frontieră de *buffet* decentă, dar care nu prezintă un grad de certitudine de 100% din cauză că nu s-a observat *buffet* clar la creșterea unghiului, iar baza de date este prea slab populată ca să permită o regresie relevantă.

Frontiera *Buffet onset* a fost identificată din schimbarea configurației PSD semnalelor de la traductorii Kulite la trecerea prin unda de șoc Fig. 3.75, față de divergența semnalelor *rms* de la accelerometru sau RBM, care nu s-au manifestat decât ca zgomot, pronunțat la mărcile tensometrice și mult mai curat la accelerometre, alimentate în curent continuu de la un acumulator.

Concluzia este că profilul laminar SAAB este remarcabil de insensibil la buffet, cel puțin așa cum a fost relevat la nivelul de instrumentare pe care l-am implementat.

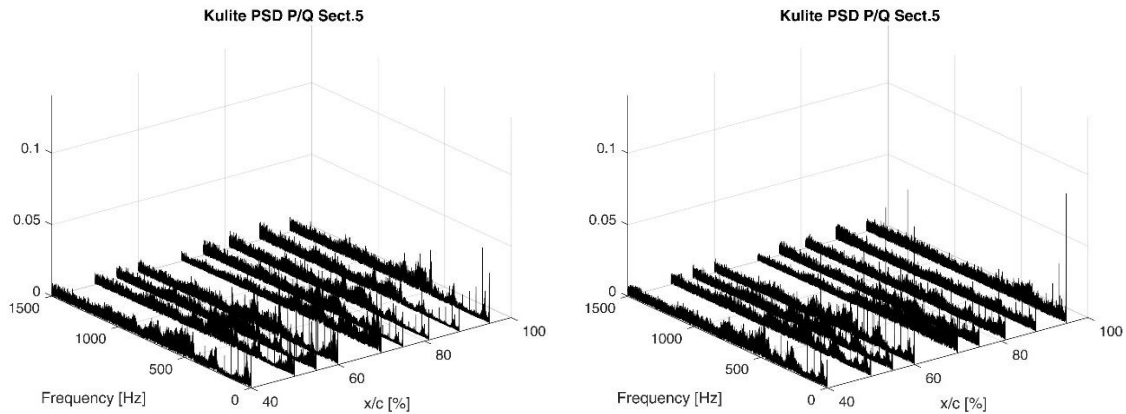


Fig. 3.75 Distribuții PSD pe coardă, Mach=0.8, #7737, 4 grade secțiunea 5 fără buffet, a) Mach=0.8, #7764, 3.5 grade condiție de buffet b)

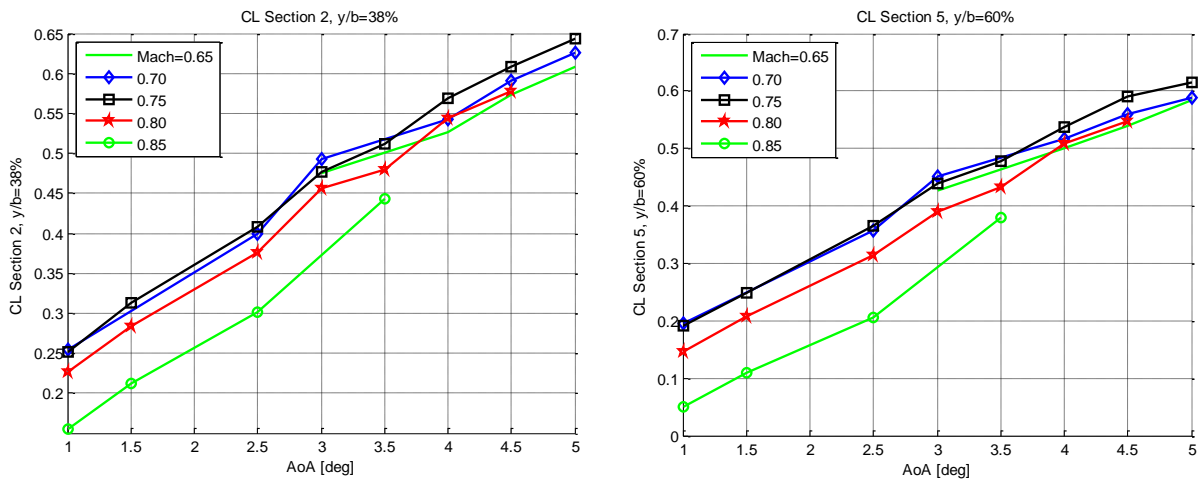


Fig. 3.76 CL calculat din integrarea presiunii mediate în Secțiunile 2 și 5, Faza 2

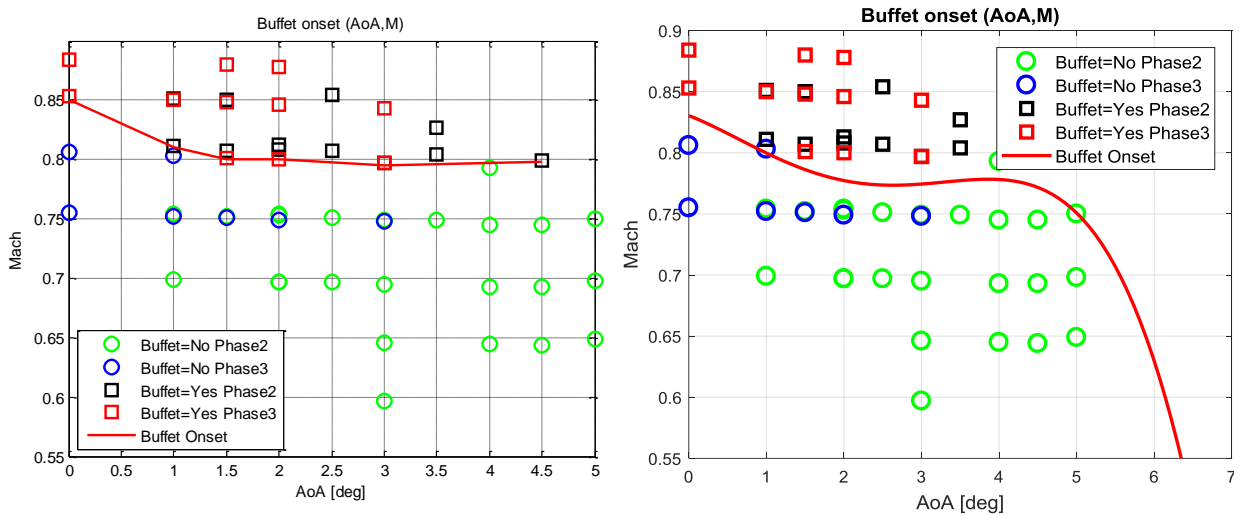


Fig. 3.77 Buffet onset în coordonate (unghi atac, Mach), trasaj poligonal manual stânga, trasaj prin regresie dreapta

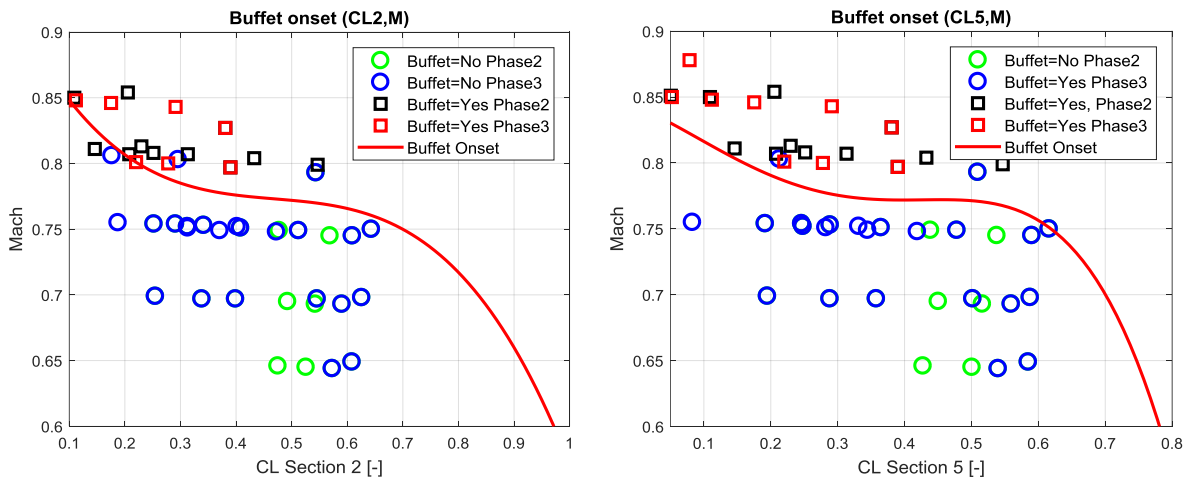


Fig. 3.78 Buffet onset coordonate (CL, Mach) pentru secțiunile 2 și 5

Din punct de vedere al managementului de proiect și complexității fără precedent s-a realizat structurarea în trei faze, fără să existe vreo cerință în acest sens, pentru a da posibilitatea de a învăța operarea unei asemenea machete, diferit instrumentată și montată față de alte programe din trecut. Pe lângă structurarea în trei faze, chiar modelul experimental a fost structurat în două versiuni: una simplă, de învățare, pentru prima fază și una complexă, de maturitate, pentru fazele doi și trei. Modelul complex în sine a fost realizat în două iterații, pentru fazele a doua și a treia, acordându-ne timp pentru proiectarea sistemului AFC cu SJ, deosebit de sensibil și dificil de integrat în model. Codul Matlab de analiză a semnalelor tensometrice, de accelerație și de presiune staționară și dinamică a solicitat un efort amplu, în cele trei faze. Analiza particulară a datelor, rafală cu rafală a fost utilă, dar necesitatea realizării sintezei globale a dus la dezvoltarea unor funcții care să integreze rezultatele fiecărei faze. Redescoperirea unor procedee consacrate dar foarte utile, ca vizualizarea ulei-pigment poate fi considerată o reușită. Lecția învățată a fost aplicată cu succes în proiectul ESA Space-Rider. Oportunitatea de a realiza un asemenea studiu apare foarte rar.

4 CONTRIBUȚII ÎN AERODINAMICA EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII SPAȚIALE

Faza transatmosferică a zborului spațial este comună tuturor misiunilor spațiale lansate de pe Terra. Această fază a zborului produce efecte importante pentru lansare și efecte cruciale la reintrarea planetară. Prin urmare se fac în permanență eforturi mari pentru stăpânirea fizicii curgerii în ideea de a îmbunătăți aero-termo dinamica vehiculelor spațiale prin proiectarea lor adecvată, sau prin schimbarea profilului misiunilor din proiectare sau în cursul misiunii acolo unde se impune.

4.1 EXPERIMENTAREA UNOR CORPURI CANONICE ÎN REGIM SUPERSONIC

Placa plană, cilindrul și sfera reprezintă corpuri canonice în aerodinamică. Studiul curgerii pe sau în jurul acestor corpuri este o preocupare permanentă, deoarece simplitatea geometrică permite eliminarea sau amplificarea unor aspecte ale fenomenului de curgere. Dacă placa plană permite în bună măsură eliminarea efectelor de expansiune și compresiune a fluidului, permițând studiul stratului limită, dimpotrivă, cilindrul și sfera sunt corpuri care amplifică procesele de comprimare și expansiune, adăugând desprinderea stratului limită și permițând obținerea de corelații între numerele Mach, Reynolds, Strouhal și Euler (C_p).

4.1.1 Corpul sferic

Corpul sferic este relevant pentru vehiculele de reintrare spațială, care în marea lor majoritate au vârful bont. În final orice formă ar avea un vehicul de reintrare, forma botului poate fi asimilată cu o calotă sferică, la o scară foarte mică. Expunerea acestei suprafețe cu normala aliniată cu vectorul vitezei de la infinit, duce la obținerea undelor de șoc detasate, iar în regim hipersonic la obținerea unui flux de căldură substanțial, care impune măsuri de proiectare și fabricație speciale.

4.1.1.1 Obiectivul studiului

Activitatea cuprinde proiectarea regimurilor, a machetei, instrumentarea și realizarea campaniei experimentale pentru un model de sferă la diametru de 21 cm, pentru vizualizări Schlieren, pentru măsurarea distribuției de presiune și a temperaturii la mijlocul grosimii peretelui. Macheta este goală, iar cavitatea sferică este compartimentată în trei volume în care sunt amplasate sistemele de achiziție pentru presiune și temperatură. Cablurile de date și tubulatura de măsură ies prin sting, așa cum este optim din punct de vedere funcțional. Rezultatele așteptate servesc pentru comparații cu rezultatele analizelor numerice ale curgerii. Campania experimentală este simplă și se rezumă la doar patru numere Mach, stabilite considerând limitele pentru blocajul aerodinamic (Czysz, 1963) și (Daugherty, 1984).

Pentru a maximiza transferul de căldură dintre machetă și curent s-au selectat regimurile tunelului corespunzătoare duratei maxime de operare, respectiv 60-70s. Pentru măsurarea temperaturilor a fost adusă o inovație ce constă în găurirea pe o mașină cu 5 axe a sferei pentru porturile de măsură, unde porturile pentru măsurarea temperaturii la mijlocul peretelui (pe grosime), găurile s-au astupat cu dopuri din aluminiu exact pe jumătate din grosimea peretelui (de 5 mm) la exterior. Termocuplele au fost astfel plasate la interiorul machetei și izolate electric de peretele machetei. Regimul supersonic permite blocaje aerodinamice remarcabil de mari, așa încât s-a ajuns la 2.53%, din teoretic 10% maxim. În cazul de față datorită regimului supersonic se utilizează camera de experiențe cu pereți solizi, care permite realizarea vizualizărilor de tip Schlieren. Fiecare experiență a fost vizualizată. S-a ales filmarea relativ rapidă la 2000 cadre/s, cu rezoluție mică (VGA), în locul fotografierii cu rezoluție mare.

Tabel 4.1 Matricea de testare preliminară pentru corpul canonic de tip sferă $C_d=1$

T0 =293 K, Timp maxim (peste 60s), blocaj 2.53% *				
Mach	2	2.5	3	3.5
P0 [bar]/[PSI]	1.53 / 22	2.3 / 33	3.2 / 46	5.0 / 7.2
Forța axială [N]	1896	2040	1900	1947
Re	2.10E+06	2.10E+06	2.60E+06	3.10E+06

4.1.1.2 Proiectarea mecanică calculul de rezistență și fabricația modelului

Au fost necesare câteva iterații pentru obținerea unui proiect realizabil în conformitate cu interfața mecanică din tunelul supersonic. Modelul se compune din doua jumătăți și coadă. În verificarea la rezistență a machetei de tip sferic s-au identificat trei probleme:

- rezistența calotei sferice sub distribuția de presiune;
- rezistența flanșei de asamblare pe sting la strivire;
- verificare sting static/vibrații.

Verificarea calotei sferice

Se face ipoteza că cele două corpuri emisferice se consideră a fi solidare datorită îmbinării profilate pe contur și a celor 20 șuruburi. Distribuțiile de presiune statică provin din analiza numerică a curgerii la regimurile stabilite, presupunând un model axial-simetric. Se utilizează polinoame de regresie de ordinul 4 pentru distribuțiile de presiune, care sunt utilizate în scriptul Ansys. Discretizarea structurală este realizată în CATIA V5 (exportată în formatul *Nastran bulk data*). O rutină de casă Fortran90 se folosește pentru conversia fișierului discretizare în format Ansys. Presiunea în interiorul corpului sferic se consideră în cele două cazuri extreme: cu valoarea de 100 KPa și cu valoarea staționară a presiunii statice în camera de experiență.

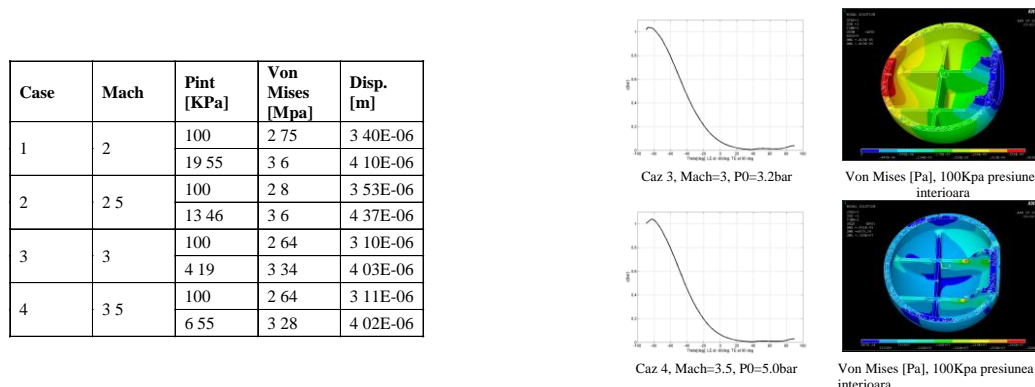


Fig. 4.1 Verificare model la presiune, sub sarcinile calculate numeric

Din analiza structurală a corpului sferic pentru cele patru regimuri de calcul rezultă că la impunerea presiunii la interior egală cu cea statică din camera de experiență, tensiunile mecanice sunt ceva mai mari. Tensiunile maxime echivalente, cu valori sub 4 MPa sunt mult sub limita de rupere a aliajului 7075 (laminat), care este de aproximativ 400 MPa. Rezultatele arată că tensiuni mai mari se găsesc în cazul în care presiunea la interior are valoarea mică, adică cea din camera de experiență. Atunci când presiunea din interior are valoarea 100KPa, tensiunile mecanice sunt mai mici. Presiunea din interiorul modelului este incertă deoarece depinde de etanșarea machetei, aspect care practic este irelevant. Presiunea din interior este de interes numai în cazul măsurării de forțe și momente cu balanța, caz în care este nevoie de corecția cu presiunea la bază.

Fabricația modelului

Macheta sferică a fost fabricată prin frezare cu o mașină cu 5 axe și strunjire cu comandă numerică. Adaptorul la sting a fost strunjit din oțel de înaltă rezistență, conform practicii uzuale. Zona tronconică a adaptorului a fost rectificată iterativ, pentru adaptarea la calibrul după care sunt realizate stingurile existente.

4.1.1.3 Instrumentarea

Instrumentarea machetelor a fost realizată în cadrul atelierului de la tunelul aerodinamic trisonic. Aceasta cuprinde scanivalva ZOC-23 pentru măsurarea presiunilor și sistemul NI pentru măsurarea temperaturilor, achiziționat pentru acest scop, Fig. 4.2.



Fig. 4.2 Instrumentarea machetei de tip sferă

Pregătirea machetei pentru campania experimentală a presupus instalarea cablajului prin sting și montant, plus adoptarea stingului potrivit pentru încadrarea corectă a machetelor în fereastra Schlieren. Acest sting a fost validat prin calculul de bară și de frecvențe proprii.

4.1.1.4 Campania experimentală și concluzii

S-au efectuat 3 rafale în regim supersonic, la numerele Mach 2, 2.5 și 3, conform matricei de testare. Macheta și sistemul de prindere au funcționat corect. Sistemul Schlieren, beneficiind de o cameră video digitală cu filmare rapidă a funcționat perfect, deși sensibilitatea circuitului optic a fost prea mare, ceea ce duce la reprezentarea unei unde de șoc detașate cu grosimea exagerat de mare. Filmele color obținute sunt de calitate foarte bună și reprezintă refacerea unei capabilități pierdută după anii '90.

Tabel 4.2 Matricea de testare realizată pentru sferă

No.	Q [bar]	Mach	P0 [bar]	Ps [bar]	T0 [K]
7805	0.7115	1.9836	1.9703	0.2583	304.2
7806	0.7275	2.4614	2.7599	0.1715	307.1
7808	0.8704	2.9527	4.8791	0.1426	308.9

Instrumentarea cu termocuple acoperă doar o semisferă, de la 0 grade (punctul de stagnare) până la 120 grade. Graficele reprezintă distribuția oglindită, în coordonate polare. Punctul de stagnare nu a fost instrumentat, dar există un termocuplu plasat în vecinătate. Acest senzor a fost montat într-un perete de grosime mai mare față de celelalte, din motive pur constructive, de aceea în majoritatea graficelor avem un minim nenatural al temperaturii, care se accentuează cu numărul Mach. Evoluția temporală, dacă se ignoră termocuplul menționat arată o distribuție de temperatură netedă și deci naturală. Privind retrospectiv, ar fi de dorit ca amplasarea termocuplelor să ocupe mai mult de 120 grade, ajungând până aproape de suportul modelului, la care s-ar adăuga și un termocuplu plasat simetric față de cel mai avansat. Determinarea temperaturii are sens și în cavitatea dintre machetă și balanță, la experimentele cu modelul dotat cu balanță, așa cum s-a realizat de exemplu în (Vukovic & Damljanovic, 2016).

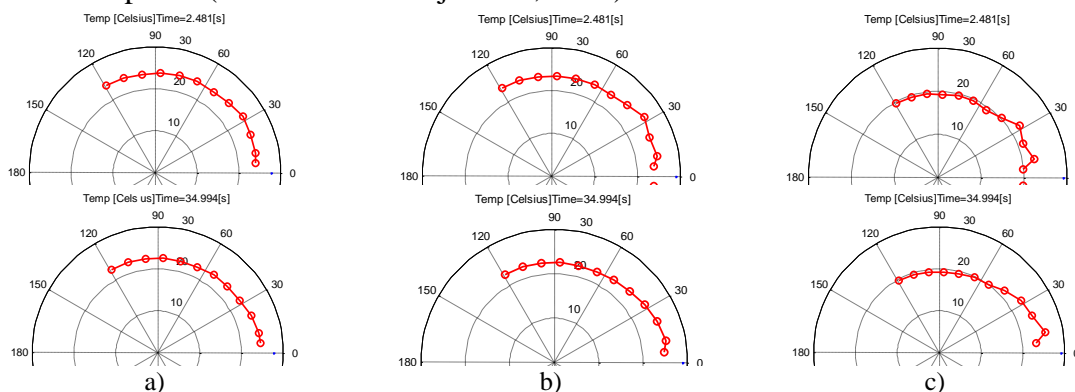


Fig. 4.3 Distribuții temperatură rafala 7805, Mach=2.0 a), rafala 7806, Mach=2.5 b) și rafala 7808, Mach=3.0 c), între momentul inițial și momentul încheierii procesului de experimentare, punctul de stagnare la dreapta

Indiferent de modificările posibile la model, limitarea pe care o avem ține de durata mică a rafalei, care nu permite un transfer de căldură foarte semnificativ.

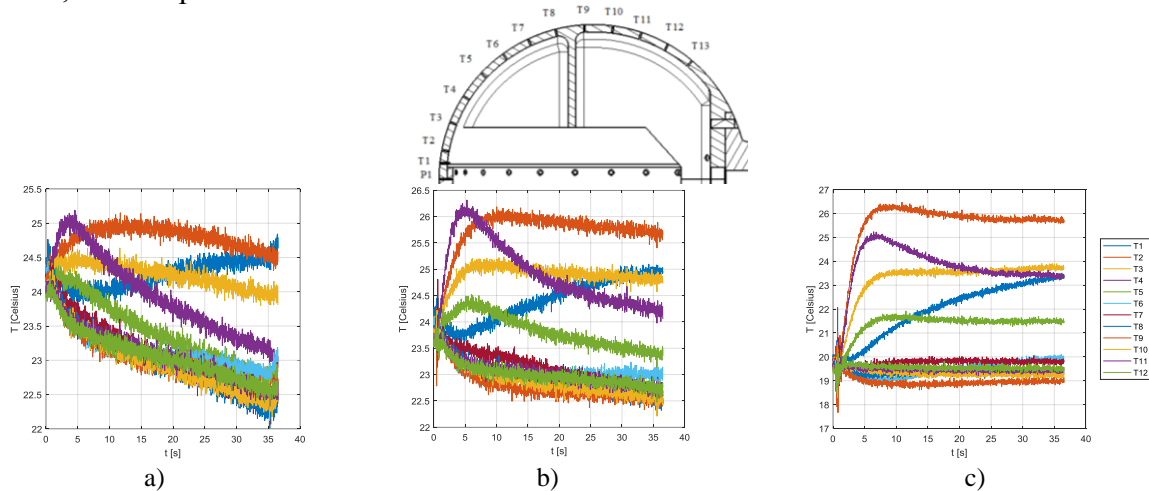


Fig. 4.4 Istoria temperaturii în toate punctele de măsură #7805, Mach=1.98, #7806, Mach=2.46, #7808, Mach=2.95

Istoria temperaturii în timp Fig. 4.4 arată creșterea evidentă a temperaturii măsurată în punctul de stagnare (compresiune) curbele T1 (albastre), o creștere foarte pronunțată urmată de o plafonare pentru punctul T2 (maro sus), o creștere mai puțin pronunțată urmată de plafonare pentru punctele T3 (portocaliu), o creștere surprinzător de mare pentru T4, urmată de scădere, unde curgerea are un caracter de expansiune. Aglomerarea curbelor T7-T12 corespunde vârfului de expansiune dar și separării curgerii. Foarte important este raportul zgomot/semnal, care scade spectaculos la creșterea numărului Mach. În mod evident temperatura de start este substanțial mai scăzută la experiența 7807, Mach=3, dar arată cea mai amplă variație de temperatură.

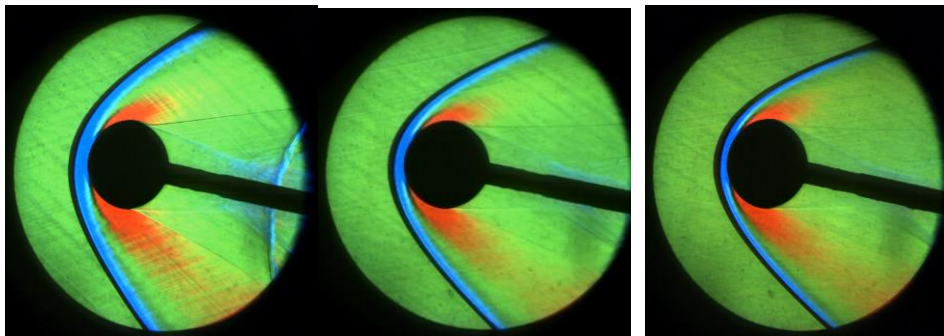


Fig. 4.5 Vizualizări Schlieren pentru Mach=2, 2.5, 3

Rezultatele au folosit în proiectul STAR-IATASH pentru validarea metodelor numerice de analiză a curgerii.

4.1.2 Rampa undă de șoc oblică

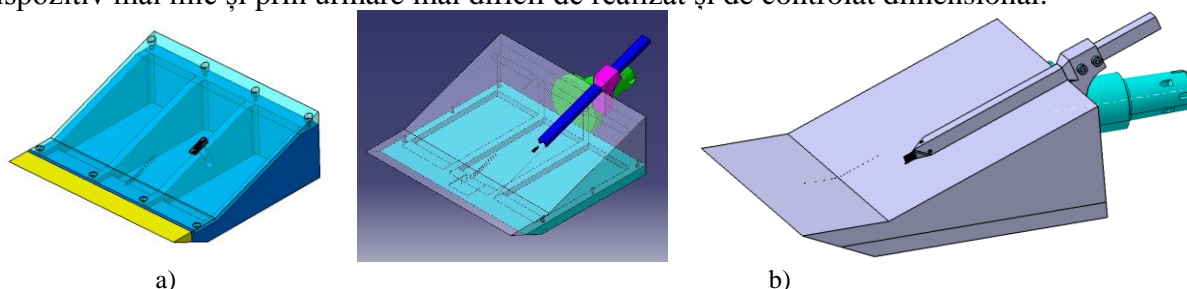
4.1.2.1 Obiectivele studiului

Obiectivul este studiul undei de șoc oblice și a stratului limită din aval pentru a crea o mică bază de date utilă în validarea calculului numeric. În acest scop se propune o machetă de tip rampă, la un unghi de înclinare de 20 grade. Caracterizarea curgerii se realizează prin măsurarea amprenteii undei de șoc la peretele solid și prin măsurarea presiunii totale în stratul limită, cât mai aproape de perete posibil, la trei poziții longitudinale în raport cu unghiul diedru.

4.1.2.2 Proiectarea mecanică și calculul de rezistență

Modele similare sunt experimentate în alte institute, ca TSAGI sau VKI, în special în regim hipersonic. Prin urmare s-a adoptat o configurație similară, la care s-au realizat particularizările necesare după capacitatea de operare a tunelului (blocaj), după calitatea așteptată a curgerii

(extrados neted), după cerințele de rezistență mecanică a suportului și după posibilitățile de instrumentare pentru măsurarea presiunii. Au fost necesare trei iterații de proiectare, chiar pentru acest model simplu. Pentru iterația 1, lungimile segmentelor orizontal și oblic sunt de 150-200 mm, iar anvergura este de 400mm. La iterația 2 s-a minimizat lungimea palierului orizontal, iar anvergura s-a limitat la 300mm din cauza sarcinilor mecanice mari la pornire. La iterația 3 s-a ajuns la un model care minimizează efectele aerodinamice ale pragurilor prin realizarea unui corp monolitic la extrados, acolo unde se realizează măsurarea presiunii. În acest fel s-au eliminat complet găurile pentru șuruburile de asamblare de pe extrados. Modelul rezultat oferă spațiu suficient pentru montarea traductorilor de presiune matriceali ZOC 22 sau ZOC 23. S-au prevăzut nervuri interioare pentru creșterea rezistenței mecanice. Interfața mecanică cu stingul este adaptorul de la modelul sferic, din subcapitolul anterior. Fiind o geometrie simplă, în procesul de proiectare s-au realizat un număr de analize numerice ale curgerii, care au dat indicații asupra extinderii în anvergură a curgerii neafectate de efectul de capăt, în ideea de a amplasa traductorii de presiune statică și de presiune totală (strat limită) simultan în mai multe locuri. Pentru traductorii de presiune statică s-a păstrat poziționarea centrală. Instrumentul *Total Head Mini-Rake* (THMR) pentru stratul limită a fost dificil de realizat datorită dimensiunilor mici. Pentru a crește densitatea prizelor de presiune s-a adoptat o distribuție circulară a tuburilor, așa cum se practică în general în tehnica aerodinamicii experimentale. Pe măsură ce proiectul a avansat a devenit clar că datorită adaptorului de sting THMR trebuie poziționat ușor lateral datorită adaptorului de sting poziționat central. În felul acesta s-au evitat perturbațiile de la orificiile de măsură pentru presiunea statică Fig. 4.6 b), deși calculele și experimentele au arătat că ele nu perturbă curgerea suficient pentru ca să fie afectate alte măsurători. La dimensionarea THMR s-a evaluat grosimea stratului limită prin analize numerice. Astfel, analizele 2D realizate de colegi au prezis o grosime substanțial mai mică decât analizele 3D realizate de autor. Grosimea mică a stratului limită înseamnă un dispozitiv mai mic și prin urmare mai dificil de realizat și de controlat dimensional.



Probe No.	Y[mm]
1	0.324
2	0.479
3	0.658
4	0.949
5	1.318
6	1.765
7	2.286
8	2.877
9	3.533
10	4.249
11	5.018
12	5.834
13	6.688
14	7.572
15	8.478
16	9.395

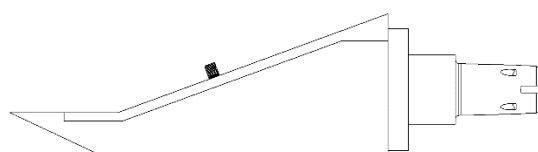
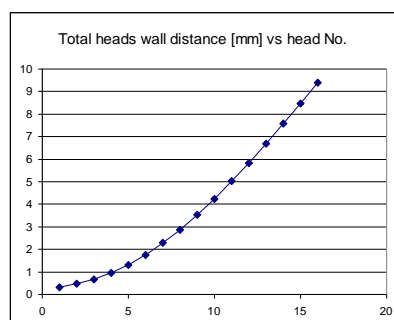


Fig. 4.7 Definierea coordonatelor THMR cu aglomerarea nelineară la peretele solid

Fig. 4.8 Poziționarea preliminară a THMR pentru măsurarea stratului limită după UȘO

Pentru eliminarea perturbațiilor curgerii provocate de pragul de pe extradosul modelului, așa cum a fost conceput în iterațiile 1, 2 și 3, la iterația 4 s-a conceput corpul de extrados ca fiind monolitic. Capul THMR propriu-zis se încadrează într-un gabarit de 10 x 10 x 10 mm. Orificiile de 0.4 mm pun probleme datorită elasticității burghiului, iar acuratețea dorită este dificil de obținut. O combinație între ALM și prelucrarea mecanică probabil poate da rezultate mai bune. Realizarea

găurilor de diametre mici prin ALM nu dă rezultate bune, dar cel puțin se poate marca intrarea pentru burghiu.

4.1.2.3 Instrumentarea

La prima iterație s-a preconizat instalarea a două instrumente de citit presiunea, ceea ce ar fi permis înjumătățirea numărului de experiențe, față de ideea de a scana în experiențe separate presiunea statică la peretele solid și presiunea totală din THMR. O problemă specială este diferența foarte mare dintre presiunea la perete și presiunea totală din stratul limită. Astfel, s-ar fi utilizat traductorul ZOC-23 de 50 PSI pentru THMR și traductorul ZOC-22 de 25 PSI pentru presiunea la perete. În final s-a reușit utilizarea unui singur instrument ZOC-22, care este mai modern decât ZOC-23, permițând citirea simultană a celor 64 de traductori de presiune și transmiterea informației de pe canale cu sincronizare în timp ca alternativă la citirea succesivă a canalelor. În același timp, utilizarea unui singur instrument a făcut mai simplă achiziția de semnal.

Modalitatea de fixare a THMR prin strângere/fricțiune s-a dovedit fezabilă și accesul în interiorul machetei prin desfacerea capacului ventral s-a dovedit perfect posibil în timpul ajustărilor în poziție montată pe sting, în tunel.



Fig. 4.9 Instrumentarea modelului rampă

4.1.2.4 Campania experimentală și analiza rezultatelor

Pentru campania experimentală se propune un program experimental preliminar, care face obiectul unor modificări a căror oportunitate apare după stabilirea instrumentației și a modului de operare. Astfel, programul în iterația 1 presupune că un singur scanner de presiune poate fi instalat și se vor efectua experiențe cu scannerul conectat alternativ la peretele solid pentru amprenta undei de șoc sau la THMR. Pe măsură ce proiectul a avansat, s-a constatat că se pot instala și opera simultan două instrumente de scanat presiunea, astfel încât ambele cerințe se pot realiza simultan.

Programul experimental s-a rafinat în iterația 2 incluzând 3 poziții pentru THMR și ușoare schimbări în valoarea presiunii de stagnare. Iterația 3 a programului constă în realizarea *de facto*, unde s-a aplicat minimizarea presiunii de stagnare la cererea operatorilor, în ideea de a diminua solicitările mecanice în elementele cheie ale instalației. Acest lucru a avut un impact pozitiv deoarece a dus la obținerea unui număr Reynolds aproape constant pentru cele 9 experiențe. În încercarea de minimizare a presiunii de stagnare s-a ajuns până la neamorsarea curgerii în unele experiențe, care s-au repetat cu o presiune de stagnare ușor mărită.

Ref.	ID	Q [bar]	Mach	P0 [bar]	P [bar]	Rake [mm]	ρ [kg/m ³]	T0 [K]	T [K]	Re [M]	Kn *1E7
1	7969	0.74	2.22	2.39	0.21	90	0.49	300.6	151.1	7.35	4.48
2	7970	0.74	2.22	2.39	0.21	90	0.49	302.4	152.2	7.31	4.50
3	7971	0.74	2.22	2.39	0.21	120	0.49	302.8	152.4	7.28	4.52
4	7948	0.70	2.47	2.67	0.16	120	0.41	308.4	138.9	7.02	5.21
5	7949	0.70	2.47	2.68	0.16	60	0.42	301.2	135.8	7.31	5.00
6	7950	0.71	2.46	2.69	0.16	90	0.42	301.8	136.7	7.33	4.96
7	7974	0.71	2.74	3.38	0.13	120	0.38	306.5	122.3	7.79	5.22
8	7975	0.71	2.74	3.38	0.13	90	0.38	307.1	122.5	7.76	5.24
9	7976	0.69	2.77	3.36	0.12	60	0.37	307.6	121.2	7.59	5.41

Fig. 4.10 Program experimental, iterația 3 – realizat

Rezultatele constând în distribuții de presiune la perete și de presiune totală în stratul limită, ca și totalitatea vizualizărilor sunt prezentate în Anexe. Prima problemă, vizibilă în imaginile Schlieren este lipsa unei alinieri perfecte a curgerii cu planul de referință al modelului. Aparenta înclinare din imagini este datorată poziționării imperfecte a camerei video. Imperfecțiunea poziționării orizontale a modelului este ușor vizibilă în distribuțiile de presiuni. O sursă a

incertitudinii de poziționare este jocul din mecanismul de tangaj, care descurajază încercările de ajustare a poziționării și care impun corectarea sistemului.

De remarcat că o campanie experimentală care trebuia să dureze doar o săptămână, a durat două săptămâni din cauza unor erori de asamblare. Astfel, interfața cu stingul dispune de două găuri de știft și patru de șuruburi, din care una a fost lărgită pentru transferul unui cablu. Tehnicianul a renunțat (inadmisibil) la știfturi, iar șuruburile s-au desfăcut parțial. La una din experiențe (la care autorul a lipsit) vibrațiile au fost foarte vizibile pe ecranul din camera de comandă. După inspecție s-au montat știfturile, s-au montat șuruburile, dar nu s-au verificat și contactele electrice din machetă. Astfel, fără să fie prezent inginerul care a realizat conexiunile electrice, am efectuat experiențe bune din punct de vedere aerodinamic timp de o săptămână, fără să înțelegem de ce rezultatele măsurate sunt complet eronate, provocând cheltuieli și pierdere de timp inutile.



Fig. 4.11 Rampa undă șoc oblică instalată pe sting

Blocajul curgerii este influențat de poziția THMR. Acesta provoacă o undă de șoc oblică mai puțin înclinată decât unda de șoc creată de rampă. Atunci când unda generată de THMR se apropie de muchia diedrului, cele două unde se pot suprapune și pot amplifica blocajul aerodinamic astfel încât să se ajungă la neamorsarea curgerii, caracterizată de o curgere foarte aleatorie, care implică sarcini dinamice foarte mari pe machetă/sting și care impune repetarea experienței, la presiune de stagnare și Re mai mari. Un exemplu de curgere neamorsată este în Fig. 4.13. Remedierea s-a realizat prin creșterea presiunii de stagnare la 3.25 bar.

Graficele din Anexe care reprezintă acuratețea conțin valorile RMS ale presiunii măsurate, raportate astfel: pentru THMR la presiunea totală din amonte, iar pentru prizele de presiune la presiunea statică din camera de experiență.

Post-procesarea rezultatelor s-a realizat cu un script Matlab, care a folosit la reprezentarea grafică a profilelor de presiune la perete și în stratul limită, dar pentru care au fost necesare calcule numerice pentru parametri necunoscuți. Tabelul de experiențe utilizat în calcule reține doar rafalele bune, unde totul a funcționat corect.

For iexp=1, nexp

1. Citire și calcul parametri curgere: presiune dinamică, Reynolds, Mach
2. Citire fișier presiuni
3. Calcul undă de șoc oblică – UȘO – pentru extrados
4. Calcul UȘO pentru rampa de intrados
5. Calcul parametri după UȘO
6. Calcul rms presiuni THMR
7. Calcul rms presiune statică
8. Calcul număr Mach la nivel THMR
9. Racordare strat limită la legea logaritmică
10. Reprezentări grafice

end

La pasul 3 se rezolvă ecuația undei de șoc oblice, în variabila β (unghiul undei de șoc oblice față de direcția din amonte a curentului) utilizând metoda coardei și se realizează identificarea celor două subintervale (corespunzătoare celor două soluții) cu schimbare de semn. Ambele soluții sunt calculate și stocate, dar numai cea cu semnificație fizică se utilizează.

$$f(\beta) = \frac{1}{M^2} + \frac{\gamma + 1}{2} \frac{\sin(\beta)\sin(\theta)}{\cos(\beta - \theta)} - \sin(\beta)^2 = 0 \quad (4.1)$$

$$\theta = 20 \text{ grade}$$

La Pasul 8 se rezolvă ecuația lui Rayleight pentru priza Pitot, prin care din raportul presiunilor totală și statică se calculează numărul Mach local. Ecuația se rezolvă cu metoda Newton-Raphson cu evaluarea exactă a derivatei. Ecuația are o singură soluție reală și de aceea metoda converge obligatoriu cu condiția inițială aleasă aproape de numărul Mach de după UȘO, cunoscut. La Pasul 9 se rezolvă ecuația de racordare a profilului de viteză obținut din pasul anterior cu legea logaritmică (Van Driest) din stratul limită. Drept necunoscută se alege viteza de alunecare u_τ din motive de simplitate și robustețe. Anterior s-a considerat rezolvarea în derivata du/dy , dar valorile mari cu care se operează nu sunt optime pentru rezolvarea numerică. De asemeni s-a încercat rezolvarea direct în coeficientul de frecare la perete, dar nu s-a dovedit soluția optimă.

$$f(M) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} M^2\right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma M^2 - \gamma + 1}\right)^{\left(\frac{1}{\gamma-1}\right)} - \frac{p^*}{p} = 0$$

$$\frac{df}{dM} = c \left(\frac{M^{2\gamma}}{g(M)}\right)^{\frac{2-\gamma}{\gamma-1}} \frac{2\gamma M^{2\gamma-1} g(M) - 4\gamma M^{2\gamma+1}}{g(M)^2} \quad (4.2)$$

$$c = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{-\gamma}{2\gamma-1} (\gamma + 1)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$$

$$g(M) = 2\gamma M^2 - \gamma + 1$$

Rezolvarea se face din nou cu metoda Newton-Raphson în care se utilizează forma exactă a derivatei funcției. Valoarea u_i la care se face racordarea se alege de pe curba experimentală. Dispozitivul THMR are particularitatea că primele 1-3 prize de la peretele solid dau informații eronate din cauza interacțiunii puternice dintre ele, fiind poziționate foarte aproape. Din cele 16 prize se alege drept prima valoare validă a presiunii totale valoarea u_i .

$$f(u_\tau) = \frac{u_i}{u_\tau} - \frac{1}{0.41} \ln\left(\frac{\rho u_\tau y_i}{\mu}\right) - 5 = 0$$

$$f(u_\tau) = \frac{u_i}{u_\tau^2} - \frac{1}{0.41 u_\tau} \quad (4.3)$$

$$\tau_w = \rho u_\tau^2, c_f = \frac{\tau_w}{q}, q = \frac{\rho u^2}{2}, \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\tau_w}{\mu}$$

4.1.2.5 Rezultate și concluzii

Global a fost un program bun iar pentru viitor, pentru îmbunătățirea rezultatelor ne propunem:

- înlocuirea THMR cu un dispozitiv rotativ cu o singură priză, respectând aceeași distribuție a pozițiilor în stratul limită, pentru capturarea zonei logaritmice; tubul izolat ar fi echivalent unui tub Preston, care permite determinarea coeficientului local de frecare c_f în regim supersonic după lucrările (Allen J. M., 1970), (Allen J. , 1977), la valori $y^+ \ll 500$, adică acolo unde nu a fost posibilă o măsurare corectă a presiunii totale.

- ajustarea poziției de zero în urma analizei imaginilor Schlieren și prin comparații cu rezultate CFD;

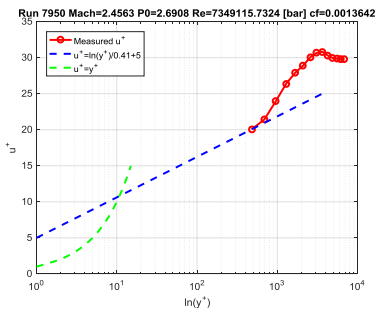


Fig. 4.12 Distribuția de viteze adimensională în stratul limită

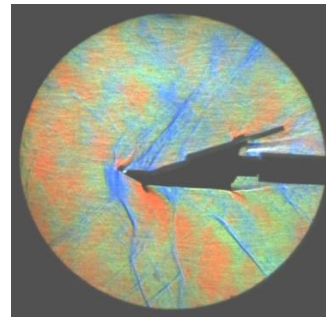


Fig. 4.13 Rafala 7956, curgere neamorsată, $P_0=3.0$ bar, $M=2.75$

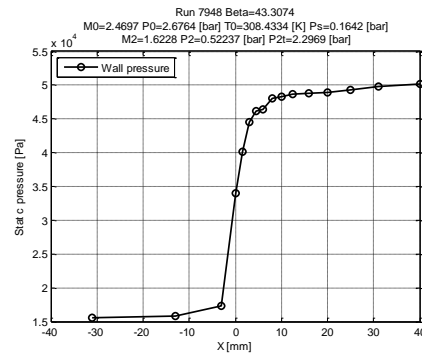
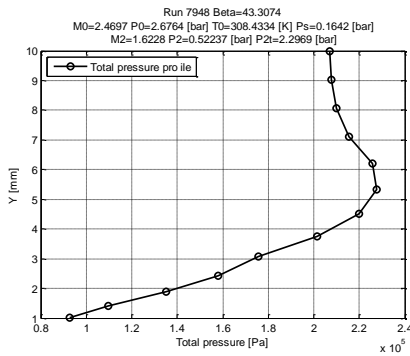


Fig. 4.14 Distribuție presiune totală strat limită stânga, presiune statică dreapta

Calitatea slabă a semnalelor primelor trei prize de presiune din partea peretelui solid arată atenția care trebuie acordată preciziei de execuție a instrumentului THMR. În același timp, utilizarea unui număr de prize de presiune totală plasate cu densitate mare pe normala la peretele solid, deteriorează calitatea semnalelor datorită creșterii intensității influenței reciproce între aceste prize. Prin urmare, utilizarea unei singure prize fixe sau mobile este o soluție de studiat în viitor. O singură priză fixă, plasată la peretele solid este echivalentă cu un tub Preston, pentru care există literatură cuprinzătoare, în care se indică tratamentul numeric al semnalului, care de altfel este foarte asemănător, dacă nu chiar identic cu cel prezentat în acest studiu.

Studiul a fost realizat în cadrul proiectului ESA STFA, coordonat de UPB și este o premieră la nivel național. Baza de date rezultată conține distribuția de presiune statică la perete la trecerea prin unda de șoc oblică, distribuția de presiune totală și calitatea citirii, ca indicator al staționarității procesului.

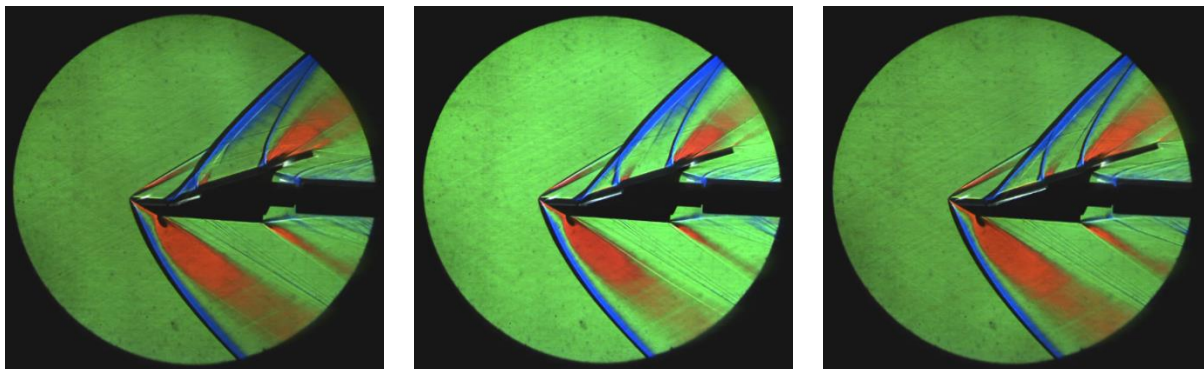


Fig. 4.15 Schlieren Mach=2, THMR poziționat la 60, 90 and 120mm față de muchia rampei

4.2 EXPERIMENTAREA UNOR CONFIGURAȚII DE VEHICUL AEROSPAȚIAL ÎN REGIM SUPERSONIC

4.2.1 Fuselajul autoportant (*Lifting Body*)

4.2.1.1 Obiectivul studiului

Din punct de vedere tehnic Europa și implicit țările membre ESA au o experiență în domeniul rachetoplanelor spațiale, *fly back boosters* și vehiculelor de reintrare, menționându-le pe cele principale: Sănger, Dornberger, MBB Junkers (RT-8-01), MBB-Space Shuttle + TUG, ERNO-Nord Aviation, Mustard, FSSC-1-5, 9, 12, 15 ca și *fly back boosters* reutilizabile, BORAS, HERMES, *bi-conic flapped capsule*, Sănger II, HOTOL, Hytex, Horus, Phoenix, USV 1-3, etc. Versiunea *fly-back booster* pentru Ariane 5 este altă dovadă a inovației europene și a preocupării pentru acest gen de vehicule aerospațiale. Se speră ca prin toate contribuțiile mai mult sau mai puțin integrate, să se stăpânească tehnologiile care vor converge la industrializarea unui concept care să readucă industria europeană în poziția de a fi competitivă în raport cu USA.

Obiectivul este realizarea unei campanii experimentale pentru un model de tip *lifting body* similar cu IXV, cu o lungime de 400mm fără suprafețele de comandă, pentru vizualizări Schlieren, măsurarea distribuției de presiune în planul vertical de simetrie și a temperaturii la mijlocul grosimii peretelui machetei. Geometria vehiculului a fost construită în 2012 după articolele publicate și imaginile din prezentarea oferită de ESA în cadrul acțiunilor de diseminare din cadrul proiectului IXV. Geometria s-a corectat în 2012, în special în zona botului, după vizita la ESA-ESTEC. La nivelul lui 2018 dispunem de mult dorita geometrie IXV în ideea de a realiza experimentarea aerodinamică a unei machete oferite de ESA, ca metodă de verificare a rezultatelor. În același timp suntem parte în proiectul Space Rider, care este inclus în proiectul VEGA și reprezintă continuarea proiectului IXV la un nivel superior. Macheta este goală la interior și găzduiește sistemele de achiziție și senzorii. Cablurile de date și tubulatura de măsură au traseul prin sting. Rezultatele vor folosi pentru comparații cu rezultatele analizelor numerice a curgerii. Instrumentarea este similară cu cea din cazul sferei, încât echipamentele sunt aceleași, cu excepția termocuplelor, care au fost achiziționate în număr suficient de mare pentru a fi montate permanent pe fiecare din cele două modele. Datorită blocajului mare posibil în regim supersonic (Czysz, 1963), (Daugherty, 1984) avem posibilitatea să realizăm o machetă mare în raport cu dimensiunile camerei de experiență, în care echipamentele pot fi dispuse confortabil. Diagrama de operare a permis ca și în cazul sferei identificarea regimurilor minimale din punct de vedere al presiunii totale.

4.2.1.2 Proiectarea mecanică

Proiectarea mecanică s-a realizat iterativ, având ca inspirație modele IXV experimentate la ONERA, VKI, TSAGI, pentru care au fost găsite imagini relevante pe internet. Două soluții sunt posibile: prindere dorsală și prindere posterioară. Soluțiile au fost studiate în această ordine, dar pentru motivul evident că accesul la vizualizări și distribuții de presiune/temperatură complete este afectat substanțial în primul caz, s-a adoptat prinderea posterioară.

Prima iterație cu prinderea dorsală deși nu a fost finalizată a fost un pas necesar în proiectarea machetei. Suportul nu este profilat aerodinamic, iar descompunerea machetei după un plan de separare orizontal nu a fost adecvată. În a doua iterație modelul s-a structurat în corp central, bot (*nose cap*) și două capace laterale, plus elementele de comandă aerodinamică (flaps). Adaptorul cu interfața conică s-a preluat de la modelul sferă, dar a fost îngustat în planul vertical de simetrie pentru o carenare aerodinamică rezonabilă. Termenul *nose cap* desemnează componenta mecanică cea mai importantă din sistemul de protecție termică TPS (*Thermal Protection System*), care este solicitată la cel mai mare flux termic și sarcină termică.



Fig. 4.16 A treia iterație, prindere posterioară

A treia iterație a păstrat cea mai mare parte a modelului, dar s-a adăugat un adaptor fixat la un unghi de 25 grade față de axa longitudinală a modelului. Același adaptor conic de la modelul sferă a fost adoptat, dar porțiunea cilindrică are două fețe plane pentru a permite frezarea corpului central al modelului într-un număr minim de prinderi. Interfețele profilate de către autor între corpul central și capacele laterale au fost simplificate de către proiectanți pentru a simplifica și mai mult fabricația. Pregătirea machetei pentru experiențe a presupus instalarea cablajului prin sting și montant, plus adoptarea stingului potrivit pentru încadrarea corectă a machetelor în fereastra Schlieren.

4.2.1.3 Instrumentarea modelului

Instrumentarea machetelor a fost realizată în cadrul atelierului de la tunelul aerodinamic trisonic. Aceasta s-a realizat cu ajutorul scanivalelor de tip ZOC-23 pentru măsurarea presiunilor și sistemului NI pentru măsurarea temperaturilor, Fig. 4.17 cu traductorii plasați ca în Fig. 4.18.



Fig. 4.17 Instrumentarea și instalarea machetei lifting body

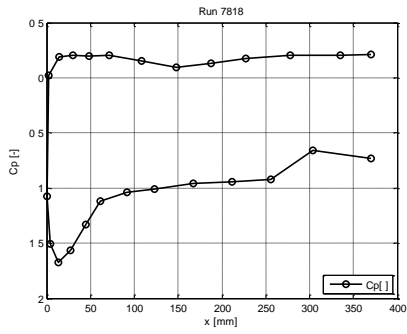
4.2.1.4 Campania experimentală și concluzii

S-au efectuat 3 rafale în regim supersonic, la numerele Mach 2, 2.5 și 3 conform matricei de testare din Tabel 4.3. Macheta și sistemul de prindere au funcționat corect. Sistemul Schlieren, beneficiind de o cameră rapidă a funcționat perfect, deși sensibilitatea a fost prea mare, ceea ce duce la vizualizarea unei unde de șoc detașate exagerat de groasă. Imaginile Schlieren ceva mai închise la culoare Fig. 4.22 corespund unui nivel de umiditate crescut, care se întâlnește după primele două rafale ale zilei, datorită saturării cu apă a masei de silicagel (totalizând opt tone) din sistemul de uscare. Deși sistemul de uscare funcționează, are nevoie de ceva mai mult timp pentru a produce o uscare de calitate între două rafale. Distribuțiile de presiune obținute sunt prezentate în Fig. 4.19 și Fig. 4.20 și sunt corelate foarte bine cu rezultatele numerice, realizate de alți participanți la proiect. Utilitatea rezultatelor în temperaturi este discutabilă din punct de vedere cantitativ, dar indiscutabilă din punct de vedere calitativ, în timp ce distribuțiile de presiune sunt perfect adecvate comparațiilor cu rezultatele numerice.

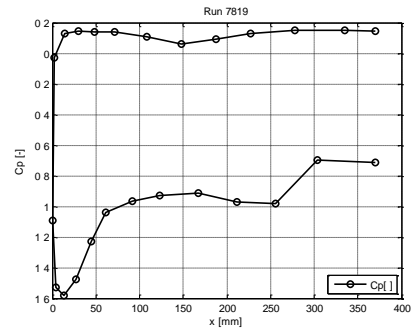
Tabel 4.3 Matricea de testare lifting body

No.	AoA[°]	Mach	P0 [bar]	PS [bar]	T0 [K]	TS [K]
7814	25	2.5	2.782	0.1726	303.55	134.9
7815	25	3	4.881	0.1418	306.65	109.5
7817	25	3.5	6.751	0.0943	308.95	89.6
7818	40	2.5	2.772	0.1699	301.15	133.8
7819	40	3	4.9	0.1424	306.75	109.6

Traductorii de temperatură din peretele machetei au dat indicații credibile, cu mici perturbații datorate contactelor electrice. Istoria în timp a temperaturii peretelui în punctul de stagnare arată o creștere în timp din ce în ce mai pronunțată la creșterea numărului Mach, ceea ce

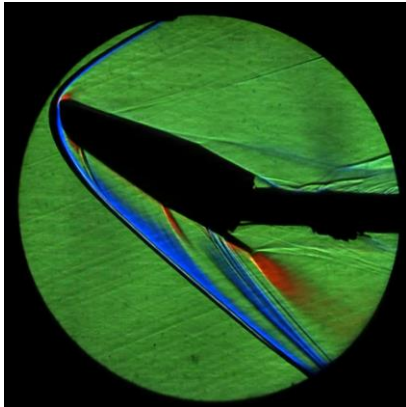


No. 7818, Mach=2.5

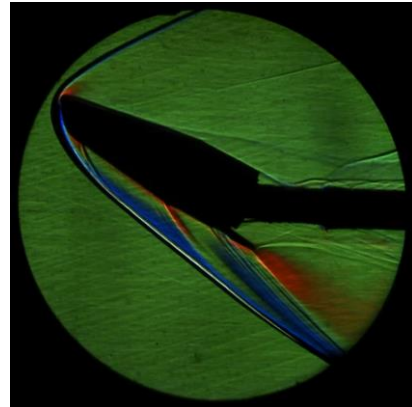


No. 7819, Mach=3

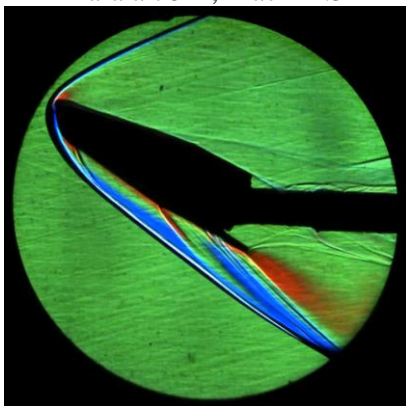
Fig. 4.20 Distribuții presiuni, AoA=40 grade



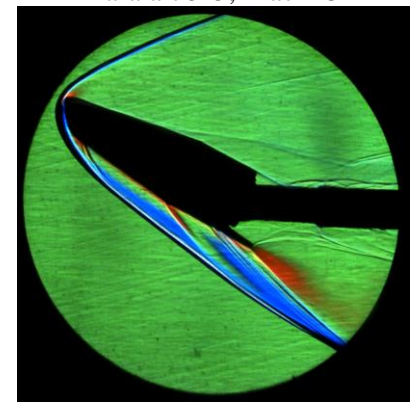
Rafala 7814, Mach=2.5



Rafala 7815, Mach=3

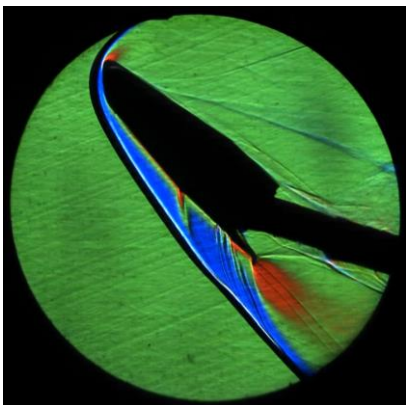


Rafala 7816, Mach=3.22

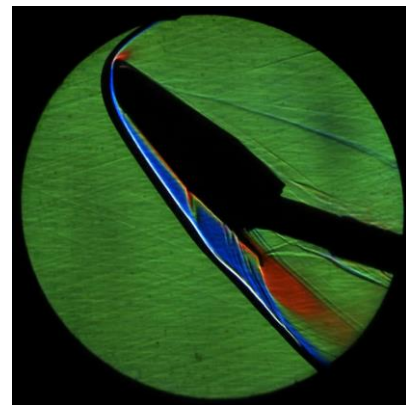


Rafala 7817, Mach=3.5

Fig. 4.21 Vizualizările Schlieren pentru *lifting body*, unghi atac 25 grade



Rafala 7818, Mach=2.5



Rafala 7819, Mach=3

Fig. 4.22 Vizualizările Schlieren pentru *lifting body*, unghi atac 40 grade

4.2.2 Boosterul planor cu revenire (*Glide Back Booster*)

4.2.2.1 Obiectivul studiului

Vehiculele lansator pentru sarcini mici (sub 500 Kg) sunt o preocupare actuală pentru multe companii mici, pornite exact în acest scop (Vector Launch, Rocket Lab, Firefly). La inițiativele micilor companii se adaugă și cele mai mult sau mai puțin camuflurate ale companiilor mari, sau cele ale unor agenții spațiale. Piața există și este într-o creștere mare, iar miniaturizarea și reducerea unor cerințe operaționale pentru sateliți reprezintă motorul dezvoltării pieței. Sateliți cu o viață operațională mai scurtă, cu deorbitarea asigurată pasiv, prin tipul orbitei, la o fracțiune din prețul celor consacrați, înlocuiți prompt, reprezintă noul tip de afacere pentru *Earth Observation* (optic, radar, combinat), comunicații intermitente pe LEO sau permanente printr-o constelație de sateliți plasați echidistant pe orbită, etc. Dificultățile prezente în lumea lansatoarelor mici (Vega) medii (Soyouz) mari (Ariane 5) sunt date de faptul că adaptoarele pentru sarcinile utile sunt dimensionate pentru mase prea mari, generând lansări ineficiente. Timpul de așteptare pentru lansare este mare, uneori de ordinul anilor și astfel se ratează multe oportunități comerciale. Pentru sateliții de 50-150 Kg este nevoie de microlansatoare convenționale cu masa la start 20-30 tone. Eforturile curente abordează lansarea convențională, uneori cu posibilitatea recuperării cel puțin a primei trepte, pentru reutilizare, dar ce au în comun proiectele curente este că recuperarea este văzută ca o fază ulterioară a proiectelor. Pentru recuperarea prin aterizare verticală cu susținere prin retro-propulsie, proiectele în lucru au în vedere caracteristici tehnice dedicate, imposibil de adăugat ca o modernizare aplicată unui proiect convențional.

Obiectivul studiului de față constă în concepția preliminară și caracterizarea aerodinamică a modului cvasi-universal din componența unui lansator modular, configurabil pentru zboruri suborbitale sau orbitale, lansat de la sol sau din aer. Acest modul unitar poate avea suprafețe portante și poate opera ca un *Glide/Fly Back Booster* (Bandu N. Pamadi, 2004), sau poate opera ca o treaptă superioară fără suprafețele portante. Propulsia prevăzută este cu combustibil lichid și alimentare sub presiune ca tehnologie abordabilă la nivel național.

4.2.2.2 Proiectarea preliminară a vehiculului

Parte din cerințele de proiectare ale lansatoarelor cu și fără aripi vin din lucrări clasice de dinamica zborului rachetelor (Niță M. M., 1973), de sinteză (Mihai M. Niță, 1985), completate cu lucrări cu date aerodinamice pentru rachetele tactice (Hemsch, 1992), sau cu rezultate analitice ca (Fleeman, 2002). Compendiul de metode analitice și tabele cu rezultate (Richard Morisson, 1962) a fost foarte util pentru estimările preliminare din proiect, deoarece oferă soluții pentru probleme de aerodinamică supersonică standard, proprietăți pentru materialele și performanța combustibililor din tehnologia aerospațială.

Concept 4

Deoarece modelele de vehicul lansator 1 AL1 și AL2 nu pot avea performanțe care să le facă fezabile prin decolarea de la sol, s-a trecut la o configurație bazată pe un modul unitar cu combustibil lichid kerosen + oxigen lichid și alimentare sub presiune. La debutul în aplicațiile spațiale așa cum îl realizează companiile private la momentul actual, în general se folosește aceeași rețetă și anume dezvoltarea unui motor unitar, repartizat pe toate treptele, în număr diferit, cu modificările normale cerute de funcționarea optimală în raport cu presiunea ambientală. Turbopompa ca soluție de mare performanță în propulsie nu este accesibilă fără investiții majore și fără o tradiție industrială care nu există la nivel național. Pe de altă parte combustibilul solid necesită investiții masive, în general este apanajul producției militare, face obiectul a numeroase restricții legale și nu în ultimul rând, constituie o provocare tehnică majoră. În plus precursorii pentru propelantul solid trebuie importați din afara Europei, de unde concluzia este că nu se poate obține independența comercială. Luând ca referință lucrarea (Bandu N. Pamadi, 2004), adoptăm același raport de amestec și același volum pentru agentul de presurizare. Originalitatea conceptului de față este evidentă, deoarece permite mai multe feluri de integrare și scalabilitatea.

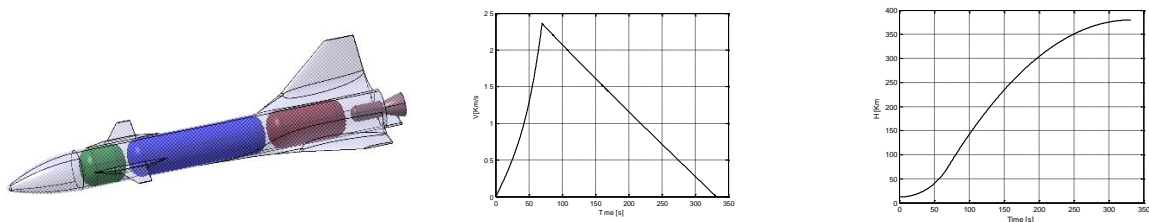


Fig. 4.23 Modul unitar concept 4 stânga, profil urcare verticală dreapta

Tabel 4.4 Parametrii caracteristici ai GBB adoptați/calculați la predimensionare

Parametru	Valoarea	UM	Observații
$W_{loading}$	324	Kg/m^2	Încărcarea alară, similară glide back booster NASA
A_{ref}	2.06	m^2	Aria de referință
ρ_K	0.8	g/cm^3	Densitate K (kerosen)
ρ_{LOx}	1.141	g/cm^3	Densitate LOx (oxigen lichid)
r	2.56	-	Raportul masic LOx/K
Isp_{max}	353	s	Impulsul specific în vid
P_c	40	bar	Presiunea în camera de ardere
ε	8	-	Raportul de expansiune al ajutorului
$m_K = \frac{m_c}{1+r} = 0.28m_c$	560	Kg	Masa K
$m_{LOx} = \frac{r}{1+r} = 0.72m_c$	1440	Kg	Masa LOx
$m_c = m_{LOx} + m_K$	2000	Kg	Masa totală propellant lichid
v_K	0.7	m^3	Volum K
v_{LOx}	1.262	m^3	Volum LOx
v_g	0.31	m^3	Volum gaz presurizare
$GLOW = \frac{m_c}{0.75}$	2670	Kg	Masa totală la o fracție umplere combustibil de 0.75
$T = \dot{m} \cdot v_e$	53376	N	Tracțiunea medie
v_e	3200	m/s	Viteza de evacuare medie
$\dot{m} = \frac{m_c}{t_f}$	16.68	Kg/s	Debitul masic de combustibil
t_f	120	s	Timpul de combustie

Vehiculul purtator

Pentru lansarea vehiculului s-a conceput o platformă fără pilot, obținută din asamblarea a două plane IS-28B2, cu motorizare reactivă, bazată pe RU-19A300. Plane și motoare expirate sunt disponibile la Aeroclubul României, respectiv la MAPN. Devizul de masă realizat a dus către obținerea aceluiași raport tracțiune/greutate și aceluiași raport sarcină utilă/masă la start ca și pentru sistemul White Knight 2 & Space Ship 2 al firmei Virgin Galactic. Platforma se aseamănă și are aceleași caracteristici principale: descărcarea la încovoire a aripilor prin plasarea motoarelor în exterior, două grinzi cu ampenaje, tren de aterizare cvadriciclu. O asemenea configurație nepilotată, dar mai mică este ALTAIR (Dupont, și alții, 2015). Planul central al vehiculului va fi modificat pentru a contribui mai mult la portanța generală în ideea de a descărca la încovoire planurile exterioare.

Tabel 4.5 Deviz masă vehicul purtător

Component	Mass [Kg]	Remarks
Airframe IS-28B2 x 2	750	
Engine Ru-19 x 2	480	
Launcher + pylon	2250	
Fuel	300	climb+
Hydraulic Actuators + rods	40	
Landing gear + reinforcements	200	
Avionics	15	
MTOW [daN]	4035.00	T/W=0.4, good climbing
Wing area	29.00	
Wing loading [Kgf/mp]	139.14	
Wing span [m]	24.00	
Wing AR	19.86	
Payload/MTOW		
Space Ship 2	0.53	
Proposal	0.52	

Tabel 4.6 Parametri EngineSim pentru calibrare

RU-19A300	
Grad comprimare	4.6
Randament compresor	0.76
Diametru compresor [m]	0.338
Randament turbina	0.9
T3* camera ardere	1150
parametru 1	0.9
parametru 2	0.9
Optiune ajutor A8/A2	Compute A8/A2
Valoare A8/A2	0.96

Pentru analiza de performanță a sistemului s-au calculat caracteristicile motorului RU-19A300 cu EngineSim (NASA). Modelul computațional s-a calibrat pentru atingerea tracțiunii și consumului nominal la punct fix, aceasta însemnând alegerea randamentelor pentru compresor, turbină și camera de ardere, unde parametrul de la 0 la 18000 reprezintă altitudinea în metri.

Versiunea lansată de la sol

Lansarea convențională este întotdeauna o posibilitate de considerat, datorită unor avantaje certe, astfel încât marea majoritate a lansatoarelor sunt lansate în acest mod. Performanța de a plasa o sarcină utilă pe orbită joasă nu este ușor de atins. Indexul de performanță al unui lansator este raportul masei sarcinii utile și al vehiculului la start. Acest index dă măsura performanței de tip “sportiv” a lansatorului. În realitate ar trebui să prevaleze costul lansării pe kilogramul de sarcină utilă, dar numai companiile care produc și lansează la o cadență relevantă sunt capabile să calculeze valori cu un grad mare de certitudine.



Fig. 4.24 Avionul purtător cu glide back booster AL3

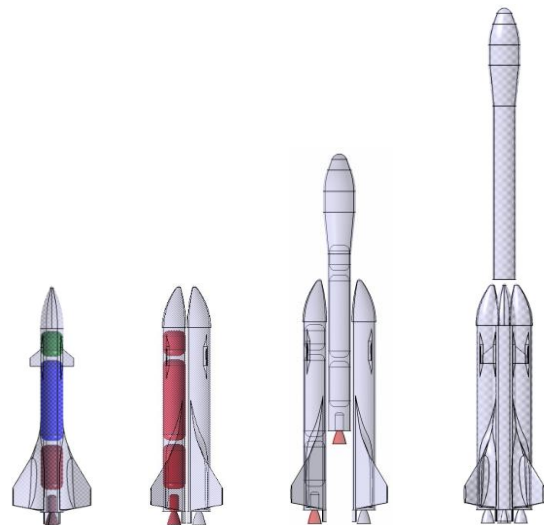


Fig. 4.25 Diferite tipuri de lansatoare bazate pe modulul/motorul unitar

În cazul unui lansator la care se recuperează și se reutilizează prima treaptă (de câteva ori), indiferent de cum se calculează indexul de performanță, acesta crește dramatic. În plus, pentru lansatoarele foarte mici misiunea suborbitală reprezintă atât o etapă din procesul de calificare, cât și o misiune secundară. Prin urmare are sens ca lansatorul proiectat să permită utilizarea în modul suborbital și în modul orbital. O tendință rațională în prezent este ca sistemul de propulsie să fie alcătuit dintr-un motor unitar, care este replicat în diferite numere pe fiecare treaptă a rachetei și este adaptat corespunzător regimului de funcționare (durată, presiune atmosferică) în care operează. *Glide back boosters* încă sunt considerate drept componente reutilizabile pentru lansatoarele viitoare, dar conservatorismul industriei face ca nici un concept să fi fost dezvoltat până în prezent, astfel încât să ajungă la nivelul de demonstrație în zbor.

4.2.2.3 Proiectarea mecanică a modelului

Proiectul mecanic face apel la metodele clasice cu feruri și pastile pentru fixarea celor două semiplanuri și a celor două suprafețe de comandă posterioare de tip *ruddervators*. Unghiurile la care sunt brabilele sunt 0 și ± 15 grade.

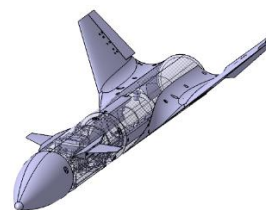
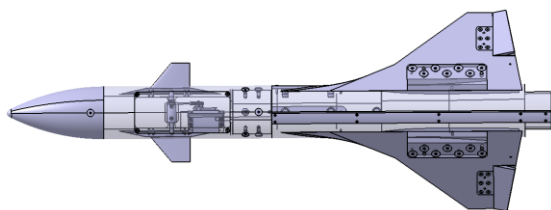


Fig. 4.26 Proiectul mecanic al machetei, incluzând servomotorul (ing. Leonard Costian/INCAS)

Pentru acționarea canardului este prevăzut un levier de comandă montat pe ax, la care se conectează servomotorul printr-o tijă de comandă cu terminații de tip furcă. Axul canardului este materializat din cele două axe scurte de la fiecare ampenaj canard, conectate cu o bucușă pe care este fixat și levierul.

4.2.2.4 Instrumentarea modelului

Deși în general instrumentarea se referă la măsurarea presiunilor în anumite puncte, de data aceasta a constat în instalarea servomotorului pentru acționarea ampenajului canard. Pentru alimentarea servomotorului Hitec HS-7950 TH (cuplu maxim 300 Ncm) s-a utilizat un acumulator LiPo 3s, 4400 mAh și o sursă stabilizată Jeti 20A.

4.2.2.5 Campania experimentală

Planificarea campaniei este practic realizată într-o fișă cu instrucțiuni și cerințe pentru personalul de la tunelul supersonic, pe care o includem integral, ca fiind relevantă pentru un model destul de neobișnuit, la care sunt necesare activități speciale de programare a sistemului de achiziție și comandă, plus măsuri pentru alimentarea corectă a servomotorului și asigurarea că momentul mecanic la care va fi solicitat nu va depăși valoarea maximă.

STAR – LALAPH Program experimental

Pricop M. V.
08.07.2015

Justificare vehicul/matrice experiente

Experimentele trebuie să acopere pe cât posibil domeniul de zbor pentru Glide Back Booster: unghiurile ata mici se referă la faza de urcare în configurația de booster individual, iar unghiurile mari se referă la faza de reintrare, incluzând apropierea și aterizarea.

Acest gen de vehicul are o anvelopa de zbor foarte largă, însemnând nu doar număr Mach și plafon, dar și unghiuri de atac și braccaje.

Prin urmare acționarea electrică a suprafeței canard este necesară pentru creșterea productivității în campania experimentală, scopul principal al proiectului.

Matricea de experiențe se planifică în încercarea de a acoperi cât mai mult din anvelopa de zbor. Experiențele solicitate sunt de tip baleiaj în trepte pentru unghiul de atac, peste care se suprapune un baleiaj de asemeni în trepte pentru unghiul suprafeței canard. Se propune următorul tip de rafală:

- 8 unghiuri atac;
- 7 unghiuri pentru canard.

Se propune alocarea unui timp de 0.5 secunde (incluzând deplasarea servomotorului canard) pentru citirea unei combinații unghi atac/unghi canard, astfel încât timpul total util este de 28s.

Tabel 4.7 Matricea de testare GBB a) și braccajele canard propuse b)

a)							b)	
No.	M	P0 [Pa]	AoA [grad]	Unghi canard [grad]	Poziții canard	Obs.	valori incidentă [grad]	valori braccaj [grad]
1	0 30	1 25	[-10, 15]	[-20, 25]	7	Forțe, Momente, Schlieren	-10	-20
2	0 50	1 25	[-10, 15]	[-20, 25]	7		-5	-10
3	0 80	1 25	[-10, 15]	[-20, 25]	7		0	-5
4	1 20	2 00	[-10, 15]	[-20, 25]	7		5	0
5	1 50	2 00	[-10, 15]	[-20, 25]	7		10	5
6	2 00	2 00	[-10, 15]	[-20, 25]	7		15	10
7	2 50	2 20	[-10, 15]	[-20, 25]	7		20	20
8	3 00	4 00	[-10, 15]	[-20, 25]	7			
9	3 50	5 00	[-10, 15]	[-20, 25]	7			

Considerarea timpului de deplasare a stingului după secvența planificată, plus timpul de stabilire a curgerii va genera durata totală a rafalei.

Daca durata totală estimată depășește valoarea posibilă, timpul de citire pentru o combinație unghi atac/unghi canard se poate reduce până la 0.3 secunde. Se solicită următoarele valori pentru unghiul de atac și unghiul de bracăj canard.

Calcul de rezistența sting la solicitari de pornire

Macheta are suprafețe portante relevante, ce impun atenție la calculul solicitărilor stingului la pornirea rafalei. Tensiunea maximă din sting este de 526 MPa, ceea ce corespunde unui factor de rezistență de aproximativ 2, considerat suficient în condițiile de supraestimare din teoria aerodinamică utilizată.

Montaj/comanda servomotor

Pentru minimizarea sarcinii pe servomotor este necesară exploatarea în măsura în care se poate în întregime a cursei acestuia pentru cursa suprafeței canard. Acest lucru se realizează prin alegerea pârghiei minime la servo și a pârghiei maxime la canard. Raportul cursă/joc este de asemeni maximizat. Acest reglaj se face utilizând un generator de semnal PPM existent, cu capacitatea de a comanda pozițiile extreme și de zero ale servomotorului.

Pentru alimentarea servomotorului au fost furnizate sursa stabilizată Jeti de 20Amp și un acumulator LiPo de 12.7V, 4000mAh.

La realizarea aplicației LabView pentru comanda servomotorului trebuie să se realizeze corelarea cu reglajul descris mai sus.

Deoarece consumul servomotorului instalat poate atinge valori de 7A este necesară verificarea dimensionării cablului de alimentare.

Pentru micșorarea riscului la alimentare, sursa stabilizată permite alimentarea pe doi conectori JST, în paralel.

Pentru alimentarea optimă a servomotorului (de tip High-Voltage – până la 2 celule LiPo, respectiv 7.4 V nominal, 8.4 V maxim), sursa stabilizată permite ajustarea tensiunii de alimentare de la 5 la 7.4 V. Pentru inițierea ciclului de baleiaj servo aplicația LabView are nevoie de un semnal de comandă de la calculatorul de proces. Se cere asigurarea unei asamblări corecte a tecii de protecție a cablului servomotor, pe zona ventrală a fuselajului.

Finisajul machetei

Se cere utilizarea kitului auto peste tot pe unde este posibil, inclusiv la rudervoane, întrucât campania nu prevede bracăjul lor. Mai mult, pentru îmbinarea carenajelor aripii cu fuselajul și a aripii cu urechile de asamblare pe fuselaj se cere utilizarea de kit auto amestecat cu tocătura din fibră de sticlă. În principiu aceste asamblări pot fi considerate definitive.

Vizualizări Schlieren

Se solicită utilizarea Camerei Photron, cu focalizare globală.

- Rezoluție temporară redusă, pentru obținerea unor filme de dimensiuni gestionabile. **Experiențele anterioare cu filmele de 64 GB au pus mari probleme de gestionare a fișierelor și a asocierii rafală-film datorită timpului foarte mare de transfer.** Un film de maxim 200 MB este acceptabil.
- Vizualizarea efectului mișcării suprafeței canard este de maxim interes. Studiul amplasării machetei arată că efectul va fi vizibil în toată gama de unghiuri atac.



Fig. 4.27 Amplasarea machetei în raport cu fereastra Schlieren

4.2.2.6 Rezultate și concluzii

Campania experimentală s-a executat foarte bine, în ciuda scepticismului și descurajărilor unor colegi. Servomotorul a funcționat fără să se defecteze, iar semnalele balanței tensometrice au fost de foarte bună calitate. Această campanie experimentală este probabil prima de acest gen în estul Europei, cu excepția Rusiei.

Bucla de baleiaj unghi atac include bucla baleiajului pentru unghiul canard. Timpul alocat staționării servomotorului pe o poziție unghiulară este de aproximativ 0.2 s. Valoarea deși privită cu scepticism, s-a dovedit suficient de mare pentru a surprinde stări staționare din punct de vedere al forțelor și momentelor aerodinamice globale. Trei familii de curbe caracterizează modelul la un număr Mach dat, ca în Fig. 4.29.



Fig. 4.28 Modelul Glide Back Booster instalat pe sting

Medierea și filtrarea valorilor de la balanță pe fiecare bracaj de canard este realizată de inginerul șef de proces. Datorită timpului mare necesar pentru baleiajul de unghi atac cu bracaje de canard, staționând câte 0.2 secunde, rafalele s-au împărțit în câte două, pe unghiuri pozitive și negative. Pentru realizarea graficelor globale am realizat unificarea manuală a datelor, deoarece efortul necesar nu a fost prea mare. Este de remarcat continuitatea remarcabil de bună între rezultatele din rafale diferite, manifestată în toate rezultatele.

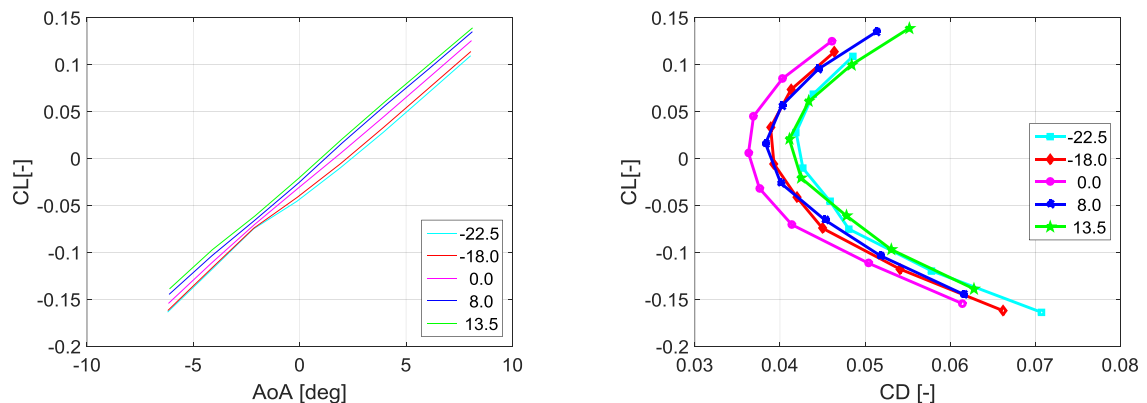


Fig. 4.29 Coeficienți aerodinamici GBB cu bracaje canard, Mach=3.0

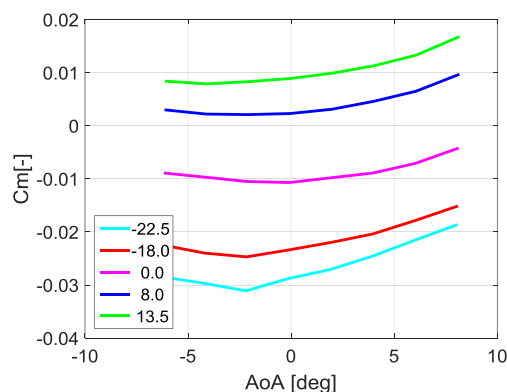


Fig. 4.30 Coeficientul de moment de tangaj funcție de unghiul atac și de bracaajul canardului, Mach=3.0

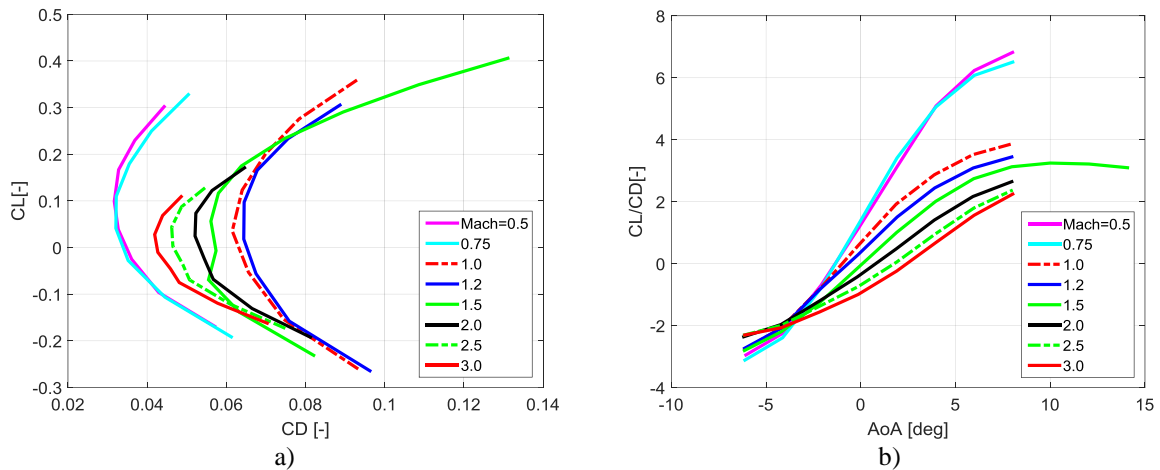


Fig. 4.31 Curbele polare a) și curbele de finețe b) pentru Mach de la 0.5 la 3.0, bracaaj canard nul

Potențialul de controlabilitate în jurul axei de tangaj al vehiculului este demonstrat în curbele de moment la toate numerele M ca în Fig. 4.30. Consistența rezultatelor din punct de vedere al rezistenței la înaintare este evidentă în Fig. 4.31 a) prin relația de ordine corectă între curbele corespunzătoare diferitelor numere Mach. Astfel cea mai mică rezistență la înaintare este în regim subsonic ($M=0.5$ și 0.75), cea mai mare rezistență la înaintare este în regim transonic ($M=1.0$ și 1.2), iar față de regimul transonic CD scade continuu până la $M=3$, limita până la care s-a desfășurat campania experimentală. Domeniul de unghiuri atac de $[-6, 6]$ grade a fost depășit numai la $M=1.5$ și a permis obținerea punctului de maxim al fineței aerodinamice Fig. 4.31 b). Finețea aerodinamică în regim supersonic are valori maxime între 2 și 4, similar cu *Space Shuttle*.

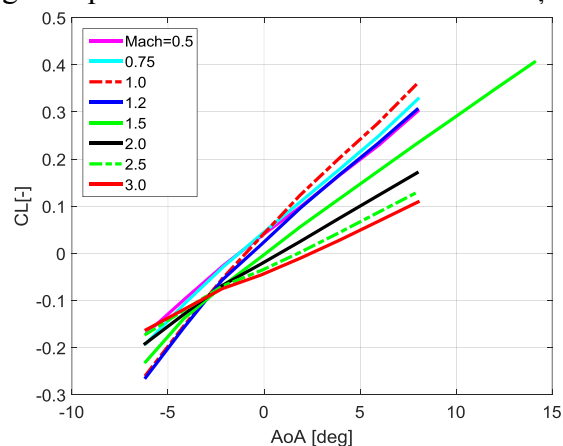


Fig. 4.32 Curbele de portanță de la Mach 0.5 la 3.0, bracaaj canard nul

Rezultatele complete se găsesc în Anexe. Matricea de experimente cuprinde toate cele trei regimuri: subsonic și supersonic, cu următoarele numere Mach= $\{0.5, 0.75, 1.0, 1.2, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0\}$. Sunt rezervate câte cinci unghiuri de bracaaj ale canardului la fiecare unghi de atac.

Proiectul care a finanțat studiul este *Low Altitude Launching Systems: Analysis and Tests of Atmospheric Flight Phases*, în cadrul STAR 2012.

4.3 CONCLUZIILE APLICAȚIILOR DE AERODINAMICĂ EXPERIMENTALĂ PENTRU APLICAȚII SPAȚIALE

Capitolul prezintă aplicații de pionierat la nivel național grupate la nivel canonic și la nivel de aplicații industriale. Cele două aplicații canonice respectiv sfera și rampa de undă de șoc oblică așa cum au fost implementate reprezintă premiere. Rampa include prima încercare la nivel național pentru măsurarea profilului de presiune totală a stratului limită în regim supersonic, la care adăugând presiunea statică la perete s-a putut trasa profilul vitezelor în coordonate (u^+, y^+) după procesarea numerică necesară și s-a calculat coeficientului de frecare la perete, după o metodologie asemănătoare cu cea din cazul tubului Preston.

Cele două aplicații industriale sau de TRL mai înalt reprezintă un vehicul de reintrare de tip *lifting body* și un vehicul de tip lansator cu capacitate de recuperare și reutilizare de tip *glide back booster*. Studiul acestor modele înseamnă două noi premiere la nivel național. Comparațiile istoriilor temperaturii pentru sferă și *lifting body* au dus la concluzia că rezultatele sunt consistente și utile analizelor calitative, iar utilizarea pentru comparațiile cu rezultatele numerice este limitată, ceea ce era de așteptat din cauza complexității problemei multidisciplinare și a incertitudinilor de proces.

Servoacționarea ampenajului canard al GBB este o realizare specială, care poate deschide drumul unor aplicații de nivel înalt pentru tehnologia de aerodinamică experimentală la nivel național. La sinteza vehiculului GBB am demonstrat capacități de inovare și integrare care în general nu sunt predate în școlile de inginerie. Experiența de sinteză de vehicule continuă în proiecte naționale deși la un nivel TRL destul de redus, ceea ce este convenabil la nivel de institut. Împărțirea rafalelor pe baleiaj la unghiuri atac negative și pozitive în contextul utilizării servoacționării a dus la obținerea de rezultate remarcabil de continue la interfața dintre rafale, ceea ce arată soliditatea abordării.

Toate cele patru campanii experimentale prezentate, împreună cu demersurile de pregătire reprezintă succese tehnologice în sine. Experiența dobândită a fost transmisă în mare măsură colegilor mai tineri, care au reușit să continue cu proiecte similare ca DOC și mai complexe: SPACE-RIDER, VEGA-C.

Realizarea în cantitate a proiectelor, dar și în calitate a permis obținerea unor concluzii de management care sunt prezentate în capitolul 5.

5 CONTRIBUȚII LA MANAGEMENTUL PROIECTELOR ȘI PROGRAMELOR DE AVIAȚIE ȘI SPAȚIU ÎNTR-UN INSTITUT DE CERCETARE

5.1 OBIECTIVE

Capitolul cuprinde o trecere în revistă a metodelor de management al proiectelor în care se tratează analiza și optimizarea execuției proiectelor de cercetare-dezvoltare cu metoda Monte-Carlo, algoritmi evolutivi (*Genetic Algorithm*, *Differential Evolution*) și Programare Lineară, prezentarea potențialului național de realizare a proiectelor aerospațiale, analiza potențialului național și constrângerile, oportunitățile naționale și europene, activitatea de management la nivel de departament, analiza unor proiecte realizate, după care se tratează managementul resurselor umane în contextul de institut din care decurge natural o secțiune dedicată optimizării performanței departamentului, detaliată pe compartimente.

Ultimul subcapitol se referă la două inițiative strategice la nivel național cu aplicații în domeniul tehnicii militare, care au un impact major la nivel de institut, depășind nivelul de departament. Aceste inițiative se referă la un avion de luptă de tip *Microfighter* și la o versiune a avionului Mig-21, denumită *Strike Lancer*. Implicațiile la nivel de institut acoperă toate capacitățile, iar la nivel de departament de asemeni înseamnă oportunități de lucru și dezvoltare care apar odată la câteva decenii, sau mai bine zis odată la o generație.

5.2 STADIUL ACTUAL AL CERCETĂRII ÎN DOMENIUL MANAGEMENTULUI PROIECTELOR

5.2.1 Metode generale și inspirate din ingineria sistemelor complexe

Disciplina *Project Management* (PM este principalul instrument prin care o companie își implementează politica și este vitală pentru supraviețuirea și succesul activității. Principala provocare a managerului este să atingă obiectivele proiectului după corpul de cunoaștere actual (BOK). În PM se utilizează abstractizări euclideene ca diagrama Gantt, triunghiul de proiect, curba S, WBS (*Work Breakdown Structure*) – structura de defalcare a proiectului. Precursorul în raport cu Henry Gantt a fost polonezul Karol Adamiecki, practic inventatorul reprezentării abstracte, pe care a denumit-o Teoria armonizării muncii, în care diagrama se numea *armonogramă*.

După (Whitty, 2009) eșecul proiectelor poate fi cauzat de trei constrângeri principale: de timp, cost și de satisfacere a cerințelor. Pe de altă parte sunt trei motive principale pentru care proiectele reușesc: implicarea clientului, sprijin managerial executiv și formularea unor cerințe clare. Aceste concluzii se pot generaliza la nivelul întregii industrii, deși sunt profund discutate în mediul online. Prelegeri (*podcast*) și materiale scrise valoroase sunt produse de PMI (*Project Management Institute*), grupate în PMBOK® Guide & Standards.

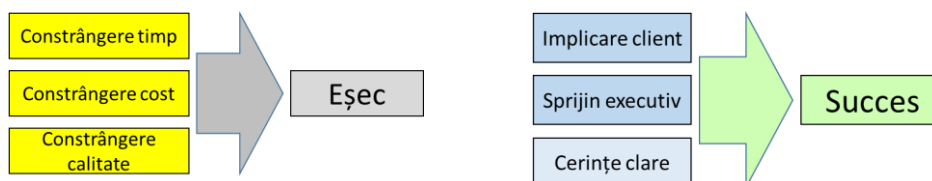


Fig. 5.1 Constrângeri care duc la eșec și factori care duc la succes

Deși PM este o știință veche în care s-a progresat substanțial în ultimele decenii, sunt numeroase proiecte clasificate drept eșuate după cum au fost gestionate și după rezultate (Martínez & Fernández-Rodríguez, 2015). Unii factori determinanți din literatură sunt:

1. Proiectele au fost întotdeauna complexe, dar devin tot mai complexe în general, independent de industrie;
2. Părțile interesate joacă un rol important în dezvoltarea de proiecte, nu este doar domeniul managerului de proiect și al echipei;
3. Proiectele au fost întotdeauna înconjurate de incertitudine și schimbări continue care fac foarte dificilă planificarea și realizarea programelor, a resurselor și a bugetelor.

În general procesele din PM sunt bazate pe analiza experților sau pe metode analitice. Faptul că analiza experților are rolul predominant în PM păstrează niște limitări:

- proiectele sunt dezvoltate într-un mediu închis, astfel că la creșterea complexității proiectului, este necesară o precizie mai mare și analiza experților este mai dificilă;
- Analiza experților poate fi părtinitoare.

Utilizarea BOK aduce formalismul învățării din greșelile trecutului, dar realitatea arată că în general lecțiile învățate sunt tratate superficial prin faptul că nu sunt suficient documentate pentru ca alții să nu le facă în proiectele viitoare. Aceasta se întâmplă datorită percepției negative a eșecurilor și datorită penalizărilor aplicate în multe companii. Se poate concluziona oarecum că metodele tradiționale de PM nu pot prezice succesul unui proiect. Prin urmare metode noi sunt necesare care să elimine dezavantajele existente.

Literatura arată că există alternative la clasicele BOK, prin unele bazate pe inteligența artificială, aplicată pentru următoarele capitole ale PM:

1. Estimarea gradului de succes al proiectului
2. Identificarea factorilor critici de succes
3. Corelarea cu bugetul proiectului
4. Adecvarea la programul de proiect
5. Planificarea proiectului
6. Corelarea cu identificarea riscurilor

Căutarea prin literatura de specialitate și direct pe internet duce la identificarea următorilor algoritmi bazați pe inteligența artificială utili pentru predicția succesului unui proiect:

Inteligența artificială

Metodele de tip inteligență artificială (Martínez & Fernández-Rodríguez, 2015) sunt utile pentru următoarele activități: estimarea gradului de succes, identificarea factorilor critici de succes, adecvarea la buget, planificarea, adecvarea identificării riscului.

Rețelele neuronale (NN – *Neural Networks*) încearcă să simuleze, într-o oarecare măsură, modul uman de gândire și sunt folosite în scopul de a prezice fenomene fizice, economice, de a recunoaște tipare, etc. Există mai multe arhitecturi posibile de sisteme, cu transferul de informație înainte, sau cu reacție. Metoda constă în instruirea elementelor constitutive ale unui sistem neural, prin expunerea la exemple de experiențe. Cu cât numărul de experiențe este mai mare, cu atât rezultatele vor fi mai bune.

Hărțile cognitive fuzzy (FCM – *Fuzzy Cognitive Maps*) sunt structuri grafice care permit reprezentarea raționamentului causal. Această reprezentare grafică este realizată din noduri, între care cele mai relevante sunt identificate pentru un proces decizional.

Algoritmii genetici (GA – *Genetic Algorithm*) încearcă să simuleze procesul natural de evoluție, fiind propuși inițial de John Holland în 1975 (Mitchell, 1995). Sunt relativ ușor de utilizat și pot fi combinați cu alte metode euristice. Ce au particular este dificultatea de aplicare pentru probleme la scară mare (cu număr mare de necunoscute).

Predicția succesului proiectelor se poate face cu o serie de metode din categoria inteligenței artificiale:

1. Modelul Bayesian
2. Model fuzzy neuronal evolutiv (EFNIM - Evolutionary Fuzzy Neural Inference Model)
3. Rețele neuronale - NN
4. Support Vector Machine

5. Algoritmul Fast Messy Genetic Algorithm
6. Algoritmul K-Means Clustering
7. Rețele neuronale BANN - Bootstrap Aggregating Neural network
8. Rețele neuronale Adaptive boosting neural networks

Principala concluzie este că instrumentele bazate pe inteligență artificială (Martínez & Fernández-Rodríguez, 2015) oferă o acuratețe mai mare decât cele tradiționale, dar încă le sunt complementare din motive subiective și că într-adevăr sunt utile pentru managementul și monitorizarea proiectelor.

Proiectul de cercetare *Project Management Second Order (PM-2)* are ca unul din rezultat lucrarea (Saynisch, 2010) în care se speculează că PM tradițional nu poate face față la cerințele și provocările tot mai complexe din societate, economie și tehnologie. Astfel rezultatele de cercetare pentru paradigme noi ca evolutiv-sistemică sau cibernetic-sistemică, incluzând sisteme cu auto-organizare sau haotice sunt analizate pe baza relevanței și perspectivelor pe care le oferă în PM. Analiza științelor din arată corelații între ele, din care se pot extrage cerințe noi pentru PM, se pot obține consecințe ale proceselor intra și interculturale, consecințe și rezultate cu aplicare practică și cerințele PM care provin din tentativa de integrare a științelor menționate. Este de remarcat că proiectul *PM-2* s-a desfășurat pe nu mai puțin de 20 de ani, începând cu 1990 și că în afara științelor consacrate au fost studiate și un număr de teorii, mai noi, din Tabel 5.1.

Tabel 5.1 Teorii analizate în (Saynisch, 2010)

Teorie	Perioada dezvoltării
Științe fizice	
Termodinamica în afara echilibrului, Structuri disipative	1960-1980
Sinergetica	1980-1990
Matematica, Logica	
Teoria sistemelor dinamice, teoria haosului	1970-1985
Matematica, logica	1910-1927
Rețele neurale, algoritmi genetici	1970-1995
Sociologie/Psihologie	
Terapia sistemică	1985-1995
Teoria sistemelor sociale	1980-1995
Științe ale filozofiei	
Teoria epistemologică	1970-1995

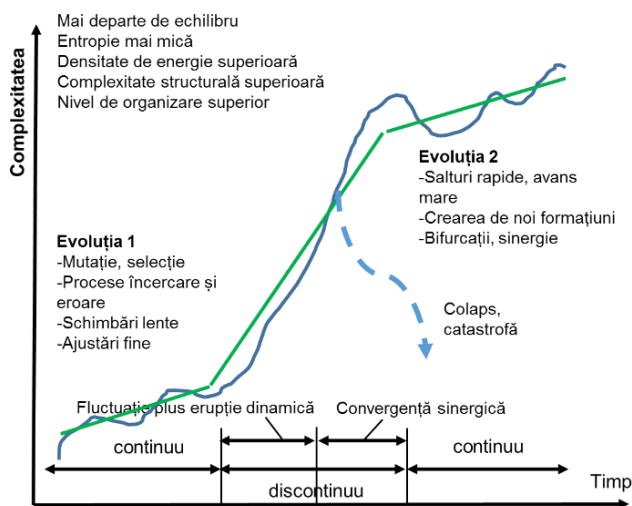


Fig. 5.2 Schemă adaptată după (Saynisch, 2010) pentru evoluție ordinele unu și doi

Noțiunea de “Evoluție ordinele unu și doi” lansată de Manfred Saynisch oferă o nouă perspectivă de înțelegere a proceselor naturale oferind un mod de tratare a schimbărilor rapide prin salt Fig. 5.2. Conceptele de “evoluție ordinele unu și doi” reprezintă astăzi o paradigmă valabilă pentru întreaga societate, în care componenta de salt a acestei evoluții este cea de ordinul doi.

Practic sistemele naturale ar evolua printr-o succesiune de asemenea salturi și stări de echilibru dinamic. Speciile care nu reușesc să realizeze saltul sau evoluția rapidă, de ordinul doi,

pot dispărea. Această teorie a evoluției formează baza teoriei moderne a complexității. Paradigma se poate aplica PM printr-o schematizare ca în Fig. 5.3.

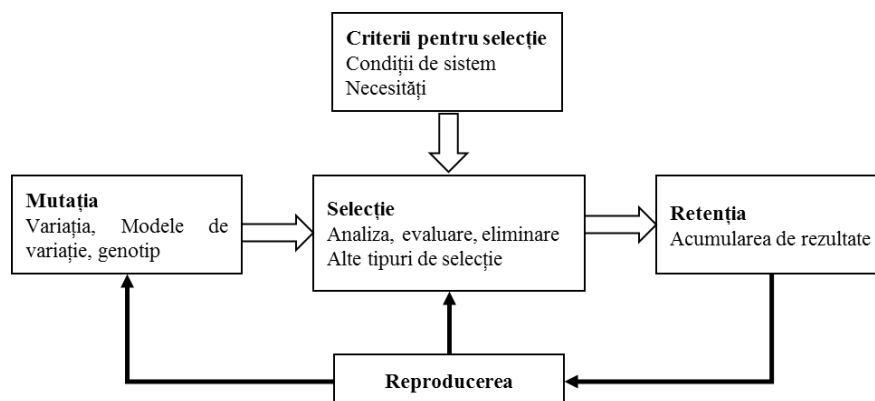


Fig. 5.3 Schemă de algoritm evolutiv, după (Saynisch, 2010)

Concluzia lucrării (Saynisch, 2010) după un studiu de 20 de ani este că modul actual de gândire prezintă numeroase deficiențe, din care cea mai importantă este componenta culturală a încrederii în elementele marginale, înțelegerea rolului outsiderilor, a preluării ideilor noi și de promovare a cooperării, în raport cu vechea cultură a neîncrederii. De asemeni barierele instituționale din societate trebuie eliminate și societățile rămase în urmă trebuie să treacă prin procesul de aculturație.

Particularizarea schemei PM-2 pentru evoluția institutului se poate face evidențind momentele la care au apărut oportunitățile noi, care au un caracter de provocare tehnologică și care impun evoluția rapidă cu avans mare.

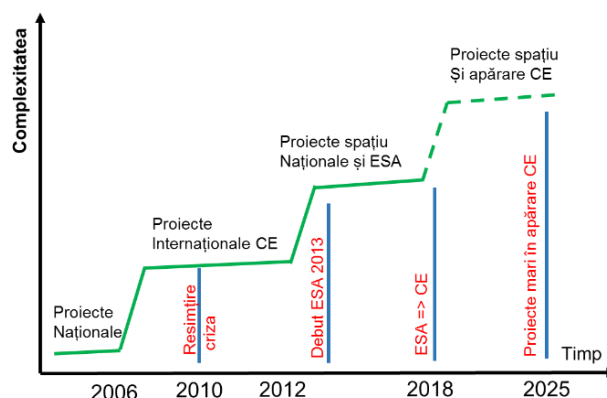


Fig. 5.4 Schematizarea PM-2 la evoluția institutului și predicția până în 2025

Acestea sunt proiectele din cadrul CE și proiectele din cadrul ESA. Începând cu 2018 avem nu doar o plafonare a activităților ESA ci și o tentativă de schimbare a alocărilor bugetare a guvernelor către CE, de aici rezultând o mai bună utilizare a bugetului. Se observă două salturi rapide (reforme) din Fig. 5.4, cu avans mare, corespunzătoare debutului în proiectele din cadrul CE și celor de tip spațial ROSA/STAR și mai ales ESA. Anul 2018 marchează debutul proiectelor CE de apărare, pentru care sunt în curs de realizare pregătirile pentru participarea la primele proiecte. Trecerea prin momentul de criză financiară în CD la nivel național resimțit în 2010, dar s-a realizat decent, datorită saltului început în 2006. Anul 2018 ne aduce din nou o criză financiară cu incertitudini asupra finanțării programelor naționale, simultan cu nevoia saltului către proiectele de apărare din cadrul CE, ceea ce deja aduce dificultăți în privința efortului depus în special în activitatea de ofertare.

Managementul evolutiv al proiectelor **EVO** (Gilb, 2005) oferă o nouă perspectivă de management al proiectelor din inginerie fiind adecvat în mod special proiectelor mari, complexe și în cazul sistemelor inovative. EVO presupune descompunerea proiectului într-o serie de mulți pași incrementali, cu valoarea de aproximativ 2% din bugetul proiectului. Fiecare pas este văzut

ca o oportunitate de a livra ceva util patronatului și o oportunitate de a învăța mai mult despre sistem.

Metoda EVO se bazează pe zece principii:

1. Principiul descompunerii rezultatelor de livrat și respectiv a beneficiarilor
 - Livrarea rezultatelor reale cel puțin unui beneficiar;
 - Livrarea unor rezultate specificate în cerințe;
 - Asigurarea că aceste rezultate sunt utile, au prioritate mare și valoare adăugată;
2. Principiul execuției timpurii a pașilor caracterizați prin nivel de risc ridicat (pentru învățarea rezultatelor din parametrii insuficient cunoscuți), cu precizarea că acești pași pot fi cei care au valoare financiară mai mare;
3. Principiul concentrării pe obiectivele esențiale
 - Stabilirea celui mai important beneficiar și a rezultatului așteptat;
 - Identificarea performanței sau caracteristicii pe care beneficiarul o dorește cel mai mult;
4. Principiul fundamentării evoluției inițiale pe formalisme existente și beneficiari;
5. Principiul proiectării dinamice a deciziilor și orientarea pe cost;
6. Principiul proiectării dinamice a deciziilor, orientate către performanță;
7. Principiul proiectării timpurii a unei arhitecturi care să permită dezvoltări și extinderi;
8. Principiul motivării echipei de lucru cu bonificații;
9. Principiul prioritizării schimbărilor după valoare și nu după momentul ideii;
10. Principiul învățării rapide, schimbării rapide, adaptării rapide la realitate.

Project Management este omniprezent în lumea vestică (Whitty, 2009) deși nu explicit, dar pare să fie encodat genetic prin elemente denumite meme. Fenomenul contemporan al PM este studiat după teoria evoluționistă, asimilând PM cu un element al creației care se supune regulilor evoluționiste. Whitty propune o reprezentare a disciplinei managementului de proiect PM prin prisma creaționismului, evidențiind legitățile evoluționiste (Whitty, 2009).

1. PM își autoîntreține existența și evoluează pentru binele său propriu, fără a servi unui scop mai înalt;
2. Corpul de cunoaștere PMBOK evoluează pentru a crește numărul maxim de proiecte și nu este un expert conștient, astfel favorizează definiții fuzzy și idei pozitiviste asupra unor fapte greu de falsificat;
3. Rolul managerului de proiect și al echipei este creat de memele managementului de proiect și nu este modelat conștient pentru a pune în aplicare o strategie;
4. Profesia de PM nu este construită în mod conștient, dar a evoluat în principal pentru a răspândi memele de management al proiectului;
5. PM nu este creat de sistemele sociale (alcătuite din practicanți), dimpotrivă, memele construiesc sisteme sociale;
6. Organizarea unui proiect nu este doar un ansamblu uman, ci un ansamblu care să reproducă memele PM.

Accelerarea evoluției entității PM compusă din meme se poate obține prin benchmarking față de liderul din domeniu. Corpurile de cunoaștere alcătuite din meme, unificate după procesul de benchmarking, vor permite selecția evoluționistă a celor mai bune meme. Autorul pretinde că PM modern din lumea vestică este cumva construit pe o serie de meme puritane, care provin din liberalism, newtonianism și taylorism, favorabile capitalismului. Încorporarea doar a acestor corpuri de cunoaștere limitează dezvoltarea PM, simplificând prea mult procesul de conducere și minimizând contribuția nonconformiștilor. Cumva autorul pretinde că memele predate de profesorii de PM și utilizate de practicanți sunt foarte puternice și nu doar că îi modelează pe aceștia, ci modelează societatea în ansamblu și că evoluția disciplinei trebuie să considere efectele din trecut și prezent.

Teoria Principal-Agent inițiată William H. Meckling (Jensen & Meckling, 1976) analizează structura de patronat în contextul *separării patronajului de control* și a *responsabilității sociale* a companiei. Se definește *funcția obiectiv a firmei*, tactica de determinare optimală a structurii capitalului, evidențiind conflictele specifice în condiții de piață.

Teoria poate explica mai multe aspecte, din care le extragem doar pe cele care vizează un institut național:

- de ce un antreprenor sau manager de companie cu structură financiară mixtă va prefera un set de activități astfel încât valoarea totală a companiei este mai mică decât dacă el ar fi singurul patron;
- de ce eșecul în maximizarea valorii companiei este consistent cu eficiența;
- de ce vânzarea de acțiuni comune este o sursă viabilă de capital chiar dacă managerii nu cresc valoarea companiei;
- de ce analiza securității poate fi productivă din punct de vedere social, chiar dacă nu crește rentabilitatea portofoliului către investitori.

În cadrul teoriei managerul companiei este agent (A), patronul este principal (P) sau decident, dacă ne referim la probleme economice. În cazul politicii (ideale), politicianul este A, iar alegătorii reprezintă P. Relația de tip agenție este un contract în care P angajează pe A ca să execute anumite servicii din partea P, care implică delegarea luării de decizii de către A. Dacă ambele părți ale contractului își maximizează beneficiul, atunci se poate concluziona că A nu lucrează perfect în interesul P. Acesta poate rezolva parțial problema prin acordarea de incentive pentru A și prin suportarea costurilor de monitorizare destinate limitării activității deviate ale A. În general este imposibil pentru P să se asigure că A va realiza acțiuni optimale în interesul lui P. Costul suplimentar plătit de P ca să evite divergențele cu A este **costul rezidual**. Costul agenției este compus din trei componente:

- costul monitorizării;
- cheltuielile contractuale cu A;
- costul rezidual.

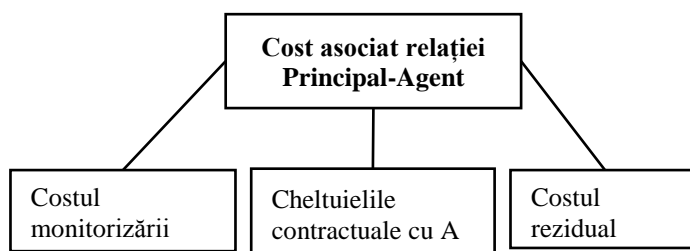


Fig. 5.5 Costul agenției în teoria P-A

Agentul are mai multă informație, dar principalul nu are certitudinea că aceasta este utilizată în beneficiul lui pentru maximizarea beneficiului. Problema de fundamentare a deciziilor economice sau politice are în vedere informația și costul acesteia.

În managementul proiectelor complexe pot coexista mai multe relații P-A, la diverse niveluri. În general proiectele de construcții (Ceric, 2012) se încadrează în această categorie și pentru acestea există studii cuprinzătoare. Foarte aproape de proiectele de construcții sunt proiectele din industria spațială, datorită unicității ca ansamblu, dimensiunii, valorii și structurii piramidale complexe. Diferența majoră dintre proiectele de construcții și cele spațiale este riscul, mult mai mare la cea de-a doua categorie.

Un factor pentru atenuarea diferenței de cunoaștere între P și A este comunicarea adecvată. Comunicarea deficitară este de fapt un risc major în proiecte.

Sucesiunea evenimentelor este dată în figura de mai jos, unde N este natura (hazardul), iar O este rezultatul proiectului (output).

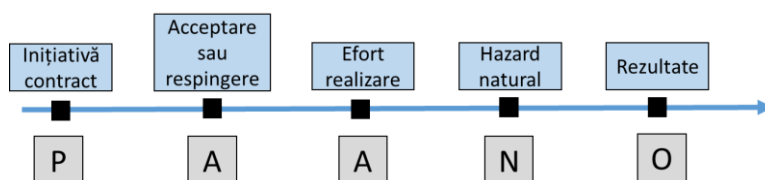


Fig. 5.6 Succesiunea evenimentelor în teoria P-A

Schema ierarhică la nivel principal prezintă o relație simplă, care este reprodusă la toate nivelurile, cu diferențele de specificitate, constrângerile legale și posibilitățile de rafinare sau acțiuni specifice (premiere sau penalizare). Echivalarea schemei generice în proiectele de cercetare naționale ROSA/STAR și internaționale se poate particulariza ușor. La nivel intern, în cadrul Contractorului sunt alte scheme de organizare similare, dar cu prezența sistemelor de calitate pentru activitatea de inginerie, sau Consiliului Științific pentru atribuțiile sale.

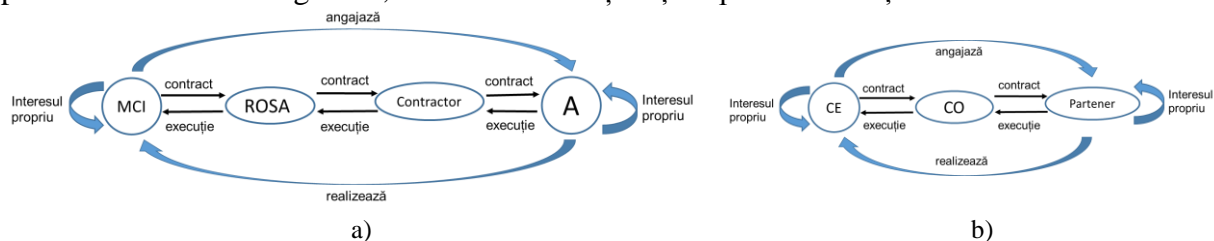


Fig. 5.7 Schemă de organizare la nivel macro proiecte ROSA/STAR a) și proiecte sub CE, din poziția de partener b)

Schimbul corect de informație evidențiază șase strategii: de control birocratic al contractelor, de informare printr-un sistem, de acordare de beneficii, de cultură a organizației, de ajustare a reputației și de acordare de încredere.

Problema P-A provine din faptul că P angajează pe A datorită cunoașterii superioare pe care o are în domeniul respectiv. Diferența de cunoaștere dintre P și A implică asimetrii informaționale ce generează incertitudini, prin **hazardul moral** la care este expus P. Comunicarea dintre P și A este **asimetrică** în sensul în care A poate să nu transmită informații despre riscurile din acțiunile și riscurile din activitatea curentă. Interesele P și A sunt diferite, iar A este dificil și costisitor de monitorizat. Rezolvarea problemei P-A implică alinierea intereselor celor două părți.

În cazul activității de cercetare avem o serie de situații:

- P dorește contractarea unui număr oricât de mare de proiecte datorită bonificării de care beneficiază de la superiorii săi. P supraestimează cu mult capacitatea de lucru și are un grad de încredere în sine exagerat de mare. Angajații încearcă să tempereze pe cât posibil angajarea în proiecte argumentând cu insuficiența resurselor. În rândul angajaților unii reușesc evitarea supraîncărcării datorită vârstei înaintate, dar alții mai tineri, care au o capacitate de lucru mai mare nu reușesc să evite suprasolicitarea prin implicarea într-un număr prea mare de proiecte;
- P identifică A care deși nu are competența tehnică este alocat ca manager de proiect, unde realizează doar management rece, fără leadership, fără progres tehnic, fără componenta de cercetare, afectând negativ alți potențiali A, mai capabili;
- P intervine la nivelurile inferioare deteriorând relațiile ierarhice prin decredibilizarea angajaților de la nivel superior;
- P este aproape de sfârșitul carierei și evită contractarea de noi activități pe cât posibil, indiferent că angajații pot sau nu realiza activitățile potențiale;
- P nu transmite la A informații suficiente pentru execuția proiectului, încercând obținerea de beneficii maxime, conform interesului propriu.
- P doar folosește rezultatele A egoist, doar pentru interesul propriu cu efect pe termen scurt, fără să returneze informații care să optimizeze productivitatea A, cu efecte negative pe termen mediu și lung.

5.3 METODE OPERAȚIONALE AVANSATE ÎN CONDIȚII DE RISC ȘI INCERTITUDINE

Cercetările moderne din PM cuprind benchmarking-ul și unificarea PMBoK (*Project Management Body of Knowledge*). Benchmarking-ul se referă la căutarea celor mai bune practici pentru a permite industriei să obțină avantajul unui timp de învățare mai scurt. Cercetările memetice ar putea identifica și izola cele mai bune meme pentru a fi ușor absorbite în orice structură organizațională, în timpul cel mai scurt posibil.

Integrarea corpurilor de cunoaștere din mai multe domenii de cercetare și schematizarea într-un limbaj neutru a memelor de comportament ar permite aplicarea teoriei evoluționiste prin realizarea unei competiții între memele cuprinse, din care să fie selectate cele mai bune. Acest ideal al PM poate deveni realitate dacă entitățile implicate (ministere, companii, universități) pot contribui la baza de cunoaștere într-un format care să nu ducă la diseminarea elementelor tehnice proprii. Tehnologia digitală permite urmărirea cu ușurință a memelor de comportament în raport cu rezultatele, deși pentru relevanță este nevoie de o monitorizare pe termen lung. O bază de date amplă permite aplicarea algoritmilor evolutivi pentru probleme de analiză directă sau pentru probleme de optimizare.

Activitatea economică productivă se diferențiază esențial de activitatea R&D (Bloom, 2007) în sensul unui răspuns complet diferit la perturbațiile pieței, respectiv sensibilitate mai mică, dar în timp extins. Practic există o persistență în timp mai mare și o anumită întârziere. Evoluția prețului procesului R&D, P_t poate fi analizată cu un model de mișcare browniană geometrică, unde μ este driftul, σ este volatilitatea (considerată constantă), G_t este stocul de cunoaștere, R_t este consumul de resurse, I_t este investiția. Dinamica acestei evoluții este:

$$dP_t = P_t(\mu + \sigma dW_t) \quad dW_t = N(0,1) \quad (5.1)$$

$$G_{t+1} = (1 - \delta_t)G_t + R_t \quad (5.2)$$

$$K_{t+1} = (1 - \delta_K)K_t + I_t$$

Modelarea întârzierii se face prin condiția $\partial I_t / \partial \sigma_t < 0$, iar comportamentul funcției incertitudine se exprimă prin condiția $\partial^2 I_t / \partial P_t \partial \sigma_t < 0$. Modelarea incertitudinii se face după o lege similară cu cea a prețului $dX_t = X_t(\mu + \sigma_t dZ_t)$, în care $dZ_t = N(0,1)$ este distribuția lognormală, cu μ și σ elementele care descriu mișcarea browniană.

$$N(\mu, \sigma) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\ln x - \mu)^2}{2\sigma^2}\right) \quad (5.3)$$

distribuția lognormală și parametrii

$$\mu = \ln\left(\frac{m}{\sqrt{1 + \frac{v}{m^2}}}\right) \quad \sigma^2 = \ln\left(1 + \frac{v}{m^2}\right) \quad m = \frac{\sum_{i=1}^n X_i}{n} \quad v = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - m)^2}{n-1}} \quad (5.4)$$

Aplicarea metodei pentru predicția P_t se poate realiza și cu distribuția β , în afară de cea de tip lognormal, Fig. 5.8. Predicția prețului activelor R&D pe o durată de doi ani, la 252 zile lucrătoare pe an, în condițiile a doi parametri μ și volatilități diferite este calculată, utilizând distribuția beta și intervalul $(-A, A)$ pentru variabila aleatoare.

$$P_i = P_{i-1} \exp(\mu + \sigma(-A + 2AN)) \quad (5.5)$$

Predicția prețului pe doi ani cu mișcarea browniană se face de două ori, cu drift anual $\mu = 0.4$, volatilitatea $\sigma = 0.15$, la o amplitudine $A = 1.25$ Fig. 5.8, utilizând o distribuție de tip β .

Concluziile lucrării (Bloom, 2007) referitoare la domeniul CD sunt că nivelul de incertitudine are variații temporale mari mai ales în timpul recesiunilor, cu vârfuri de până la 200%,

corespunzând șocurilor economice (criza 2008-2010) și politice. Impactul pe care acestea îl au asupra investitorilor apare prin reducerea investițiilor, angajărilor și prin reducerea productivității cu un efect întârziat. În plus lentoarea căpătată face companiile CD mai puțin sensibile la schimbările din mediul lor. Lucrarea consideră activitatea de cercetare integrată într-un mediu economic care ar funcționa după criteriile economiei de piață așa cum sunt aplicate în statele de tradiție vestică. La nivel național lucrurile stau radical diferit în sensul că armonizarea dintre activitatea economică și cea de CD încă nu este realizată, mai ales considerând bugetul MCI de 0.15-0.38% PIB. Această afirmație nu se vrea un reproș adresat nimănui și nu este polarizată după nici un criteriu, ci este exprimarea realității în raport cu modelele de predicție care merită considerate, dar care nu pot fi aplicate cu grad de certitudine bun la nivel național la momentul actual. O mai bună integrare a activității economice cu cea de CD, o finanțare mai consistentă vor permite cu siguranță o aplicare robustă a modelelor browniene.

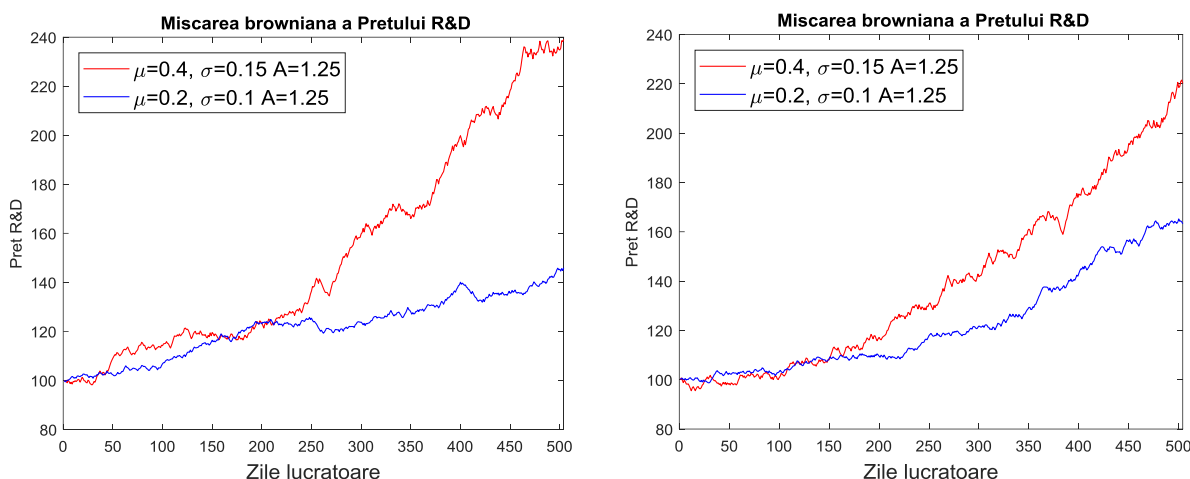


Fig. 5.8 Evoluții browniene ale prețului R&D pe doi ani, calculate cu metoda din (Bloom, 2007)

În afara rupturii menționate la nivel național finanțarea CD este marcată de o incertitudine foarte mare: se modifică pe parcursul realizării unui proiect în sensul diminuării, depinzând de climatul politic. În proiectele CE și ESA finanțarea este predictibilă chiar dacă se realizează întârzieri la execuție și plată, sau chiar dacă unele activități dispar sau apar unele noi. Bugetul se menține pentru parteneri prin compensări și realocări de activități/resurse.

5.3.1 Tehnica de Benchmarking

În procesul de management de proiect se numește *benchmarking* utilizarea unei baze de comparație privind evoluția indicatorilor de-a lungul execuției, pentru sprijinirea procesului decizional. Procesele de *benchmarking* nu sunt ușor de implementat deoarece trebuie depășite anumite bariere în cadrul organizațiilor (NRCNA, 2005). Companiile private se tem că își pot pierde avantajele de competitivitate prin diseminarea experienței proprii, incluzând expunerea punctelor slabe de organizare. O metodă pentru a expune fără riscuri performanța companiilor este de a realiza diseminarea fără publicarea identității. Pentru unele companii nivelul de aroganță este prea înalt pentru a se antrena într-un proces de benchmarking, deoarece se consideră cele mai bune, așa încât procesul nu le-ar fi necesar. Există și companii în care se nu se cunosc beneficiile potențiale ale unui asemenea proces și care nu îl consideră util. Acordurile pentru *benchmark* și pregătirea profesională pot crește nivelul de familiarizare cu acest proces și pot încuraja participarea companiilor. Lipsa inventarului IT și a conexiunii la internet a fost un motiv justificat pentru neimplicarea companiilor în proces, dar al nivelul actual acest lucru nu mai are o asemenea justificare. Gestiunea electronică a companiilor poate ajuta mult în minimizarea alocării de resurse pentru raportarea de benchmarking, din ce în ce mai utilă. Managementul *Department of Energy* în SUA se realizează cu instrumente avansate, din care nu lipsește benchmarking. Departamentele americane sunt obligate prin lege să utilizeze instrumente computaționale de management, pentru

maximizarea performanței. Parametrii de exprimare a performanței în benchmarking trebuie să îndeplinească următoarele criterii:

- măsurabili obiectiv sau subiectiv;
- fiabili și consistenți;
- simpli, clari și ușor de înțeles;
- verificabili;
- afectați minimal de influențele externe;
- cost redus;
- legați de rezultatul misiunii;
- în măsură să conducă la creșterea eficienței procesului.

5.3.2 Optimizarea execuției proiectelor prin simularea Monte-Carlo

Din punct de vedere practic la nivel de departament avem proiecte care implică un număr limitat de ingineri-cercetători, dar mijloacele experimentale au valoare mare, au consum energetic mare și presupun riscuri importante în exploatare. Principala problemă care se pune este de a minimiza durata execuției proiectelor, cunoscut fiind faptul că în general avem întârzieri în realizarea proiectelor. Întârzierile în proiectele de cercetare aplicată în cadrul CE și ESA sunt aproape generalizate din cauza specificului activității de explora domenii noi, dar și concurenței intense, care determină entitățile participante la competiții să își supraevalueze capacitatea de lucru în propunerile de proiect, practic devenită uzuală.

Un domeniu apropiat de cercetare este cel al industriei software, unde inovația este suficient de prezentă în activitate, cu riscurile inerente. Lucrările (Radu, 2015) și (Radu, Marius, 2015) prezintă succint metodologii moderne de management ca Agile, Lean, Programarea extremă XP, elemente de valoare proiectelor, valoarea managementului de proiect, totul în contextul industriei software, al cărui specific actual este monitorizarea cu actualizare frecventă a stadiului de realizare a proiectului (la fiecare 2-3 ore) prin natura instrumentelor și adaptării personalului. Cumva tehnicile descrise nu sunt direct aplicabile proiectelor de aviație și spațiu, cel puțin la nivelul organizațional și anvergura proiectelor descrise în lucrarea de față.

Analiza Monte-Carlo (Petrișor, 2011) a duratei de realizare a unui proiect este o metodă modernă pentru predicția probabilității de realizare într-un anumit interval de timp. Analiza poate fi realizată ca atare sau poate fi inclusă într-o rutină de optimizare de tip programare lineară (Cocan & Vasilescu, 2001) sau de tip genetic. Pentru analiza duratei proiectului se utilizează graful proiectului din structura de defalcare. Algoritmii de manipulare a grafurilor permit identificarea automată a drumului critic (Ghișe, 2015).

Teza de master (Pena, 2009) tratează problema de comprimare a execuției proiectelor (*Optimal Crashing Method*), mergând până la realizarea programelor de calcul de simulare Monte-Carlo și de optimizare. Programele sunt independente de Microsoft Project, dar un script Visual Basic realizează extragerea WBS într-un fișier text. Codurile executabile sunt disponibile, dar nu funcționează pe Win7 64 bit. Această lucrare se potrivește de departe cel mai bine cu necesarul operațional al proiectelor descrise în lucrare și este un exemplu de urmat în managementul optimal al proiectelor. O lucrare remarcabilă la nivel național este (Teodorescu, 1982), al cărei autor (astăzi uitat) are publicații remarcabile la nivel internațional în anii '70 în care nu doar realizează aplicații numerice, dar oferă demonstrații ale proprietăților pentru algoritmii numerici de optimizare a proceselor stohastice în mai multe discipline: sisteme automate, sisteme biologice, tehnica măsurii, sisteme cu învățare, procese Marcoviene.

5.3.2.1 Simularea Monte-Carlo a duratei de execuție a unui proiect

Activitățile din proiecte sunt descrise practic printr-un graf de comunicare cu muchii unic sens, care mimează structura de defalcare (WBS) a proiectului. Durata de realizare a fiecărei activități face obiectul unei incertitudini, dar în general se au în vedere o durată minimă și o durată

maximă. Deoarece din nodul inițial până la cel final se poate ajunge pe mai multe drumuri, se numește drum critic cel care prezintă durata maximă de realizare a proiectului. Identificarea corectă a numerelor de drumuri, din care se consideră cel critic nu este trivială. Un proiect relativ complex, cu un buget de aproximativ 0.8 milioane Euro poate include aproximativ 20 activități (noduri) și 34 dependențe (muchii). Un asemenea graf/WBS este manipulabil relativ ușor manual, prin descrierea într-un fișier text, chiar dacă proiectul poate fi construit într-o aplicație ca Microsoft Project. Manipularea simplă a datelor încurajază realizarea unor programe proprii de calcul, activitate fundamentală și tipică de cercetare, una dintre puținele activități generatoare de progres real, de independență față de programe de calcul care necesită buget de achiziție și mentenanță, care sunt expuse riscurilor de portabilitate și care nu în ultimul rând opresc dezvoltarea conceptuală limitând practicantul la nivelul de simplu operator. Reprezentarea în fișier text a grafului se face diferit față de (Pena, 2009), prin faptul că lista de conectivități conține predecesorii fiecărui nod și nu antecesorii. În mod uzual grafurile se stochează în formatul CSR (*Compressed Row Storage*), așa cum este descris în documentația bibliotecii de manipulare a grafurilor Metis, (Karypis, 2011).

Prima linie conține numărul de activități (noduri), numărul de realizări Monte-Carlo și numărul de elemente ale histogramei. A doua secțiune din fișier conține indexul activității, durata nominală, durata minimă și durata maximă. A treia secțiune cuprinde lista de conectivități a nodurilor, de la primul la penultimul, cu predecesorii. Codul este scris în Fortran9x (gfortran, 2011), format fix. Secvența cea mai complicată din cod este identificarea tuturor drumurilor posibile, care se realizează utilizând tehnica de *hashing*, în care componentele unui vector de numere întregi (corespunzătoare nodurilor grafului) sunt incrementate la fiecare parcurgere a nodurilor, parcurgerea fiind condiționată de valoarea componentei vectorului. Drumurile se aleg pe bifurcații după valoarea minimă a vectorului de *hashing* a predecesorilor. Procedeele este tipic pentru manipularea grafurilor, iar codul rezultat este remarcabil de compact, fiind inclus integral în Anexă. Pentru validarea codului s-au utilizat trei probleme cu gradul de dificultate de la simplu la complex. Astfel, identificarea corectă a numerelor de drumuri posibile este elementul critic din algoritmul de calcul și a fost complet validat prin rezolvarea corectă a celor trei probleme.

```

call Citire_fișier_WBS_proiect
Do i=1, nMC
  Generare secvență aleatoare durate activități
  Do while (graf_neparcurs_complet)
    call Identifică_drum
    call Calculează_durată_execuție_drum
  Enddo
  call Selectează_durata_maximă ! corespunzătoare drumului critic
  call Actualizeaza_rezultate
Enddo
call Realizează_histograma
call Export_rezultate_Matlab
  
```

Fig. 5.9 Schema codului de analiză Monte-Carlo

În afara celor trei cazuri de validare s-a realizat aplicarea metodei și pentru graful/WBS unui proiect real, în derulare, cu un grad înalt de complexitate, care are nu mai puțin de 20 de activități și 34 de dependențe (muchii), Fig. 5.10.

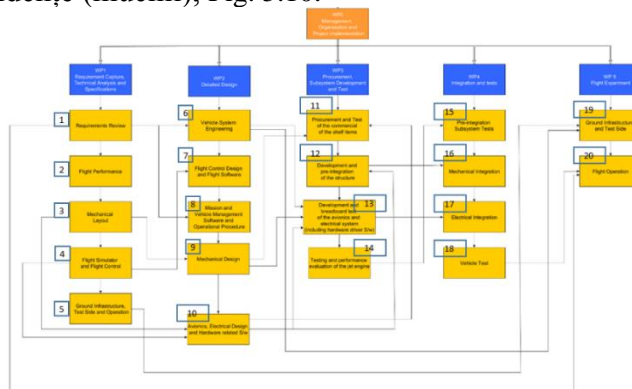


Fig. 5.10 WBS a proiectului DTV (autori Adrian Toader, Alexandru Marin)

Fișierul text care descrie problema de analiză Monte Carlo pentru WBS din Fig. 5.10 este introdus în Tabel 5.2. Analiza se realizează de trei ori, pentru evidențierea sensibilității rezultatului cu numărul de realizări, Fig. 5.11, utilizând și două generatoare de numere aleatorii, disponibile în gfortran. Deși histogramele nu sunt normalizate, rezultatele sunt suficient de bune. Este evident că un număr foarte mare de realizări, respectiv un milion, duce la independența rezultatelor în raport cu generatorul de numere aleatoare utilizat și că profilul rezultat are acuratețea dorită. Din punct de vedere practic, pentru proiecte de dimensiunea celui în cauză este fezabilă execuția cu un milion de realizări. Utilizarea codului se poate face nu doar la debutul proiectului, ci și în cursul execuției proiectului, considerând un grad de realizare introdus pentru activități, care duce la o împrăștiere mai mică a duratei de realizare.

Tabel 5.2 Fișier intrare pentru simulare Monte Carlo proiect mediu în context de institut

20 1000000 200	11 10 9 11	1 1 2	13 6 7	24 11 12
1 10 9 11	12 10 9 11	2 1 6	14 6 13	25 12 13
2 10 9 11	13 10 9 11	3 1 8	15 6 19	26 12 16
3 10 9 11	14 10 9 11	4 1 20	16 7 8	27 13 14
4 10 9 11	15 10 9 11	5 2 3	17 8 9	28 13 17
5 10 9 11	16 10 9 11	6 3 4	18 9 10	29 14 15
6 20 9 30	17 10 9 11	7 3 9	19 9 11	30 15 16
7 10 9 11	18 10 9 11	8 3 10	20 9 13	31 16 17
8 10 9 11	19 10 9 11	9 4 5	21 10 11	32 17 18
9 10 9 11	20 10 9 11	10 4 7	22 10 12	33 18 20
10 10 9 11		11 4 10	23 10 13	34 19 20
		12 5 19		
Nodurile indexate ale grafului, durate medie, minimă, maximă		Muchiile indexate ale grafului		

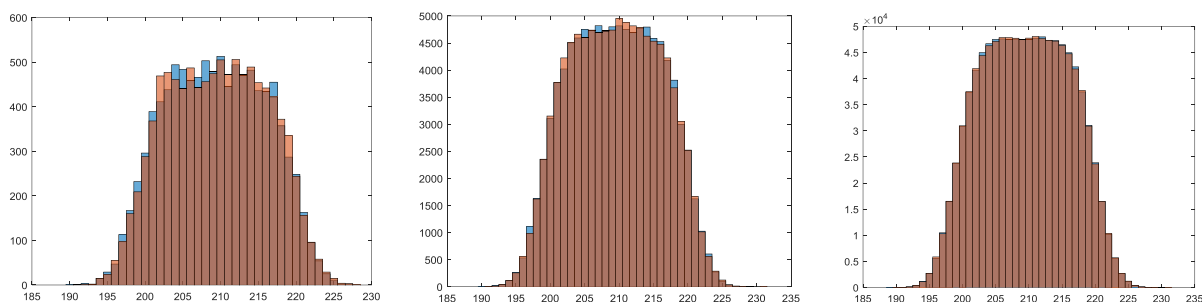
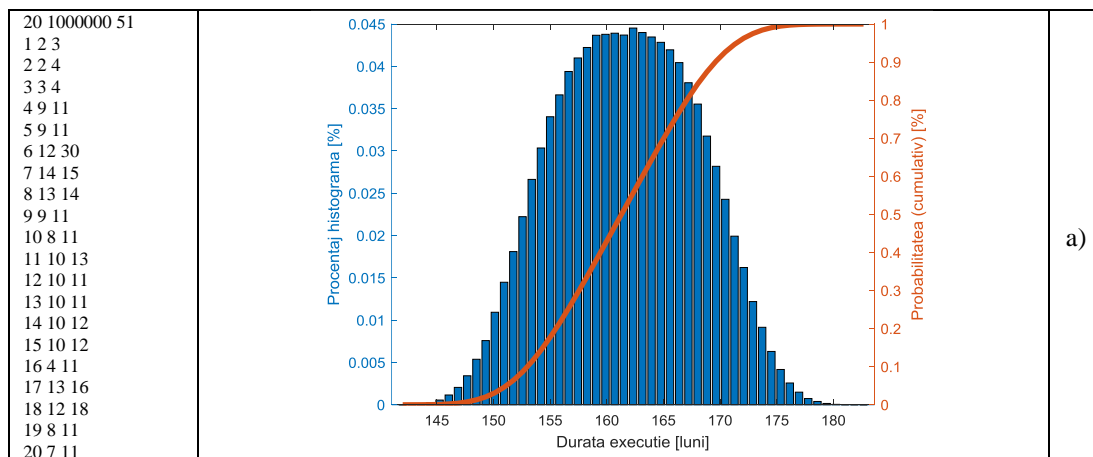


Fig. 5.11 Comparație generatoare *irand* și *random_number* diferite numere aleatoare, 10^4 , 10^5 , 10^6

Actualizarea manuală a gradului de realizare se poate realiza odată la câteva zile, depinzând de instrumentele de management ale companiei. O integrare a capabilității de analiză Monte-Carlo este de fapt de dorit în sistemul de management global al companiei, care ar permite optimizarea alocării pe proiecte. Acest proces de analiză este aplicabil companiilor și proiectelor industriale mari, acolo unde gradul de certitudine al realizării unor activități este ceva mai mare decât în cazul CD.



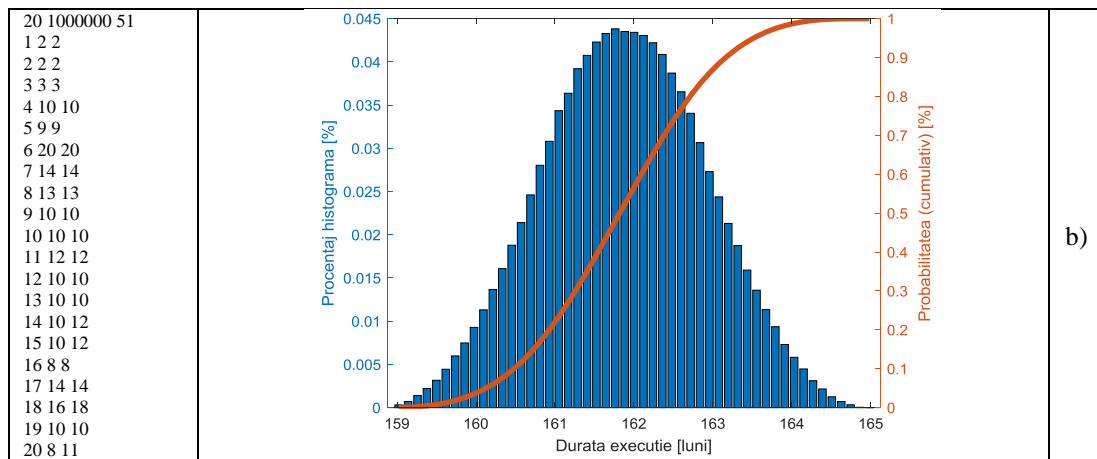


Fig. 5.12 Histograme comparate începând cu debutul a), finalizare primele 7 activități b) și finalizare 19 activități c)

5.3.2.2 Optimizarea profitului activității pe compartimentele departamentului prin programarea liniară

O problemă tipică în activitatea industrială constă în maximizarea profitului în activitatea curentă. O astfel de problemă este descrisă în (Trandafir, 2004) pagina 101 și se referă la optimizarea profitului în producția a cinci tipuri de piese de schimb pentru automobile. Problema este rezolvată cu metodele tradiționale ale programării lineare într-un mod într-adevăr foarte eficient. În afara solverului Matlab se identifică și testează cu succes subrutina gratis *simplex.f90* compilată cu gfortran și ifort, implementată de J.-P. Moreau după (Blanger, 1982), care funcționează corect după un oarecare efort de modificare a declarațiilor matricelor din program până la obținerea unei execuții perfecte și identice după compilarea cu *ifort* și *gfortran*. De remarcat că afișarea rezultatelor codului se face doar pentru variabilele nenule, Fig. 5.13.

<pre>D:\lucrari\cfd\monte-carlo\LP_Moreau>a.exe LINEAR PROGRAMMING MAXIMIZE (Y/N) ? y NUMBER OF VARIABLES OF ECONOMIC FUNCTION ? 4 NUMBER OF CONSTRAINTS ? 2 INPUT COEFFICIENTS OF ECONOMIC FUNCTION: #1 ? 30 #2 ? 20 #3 ? 40 #4 ? 25 #5 ? 10 Right hand side ? 0 CONSTRAINT #1 ? #1 ? 2 #2 ? 1 #3 ? 3 #4 ? 3 #5 ? 1 Right hand side ? 7 CONSTRAINT #2 ? #1 ? 3 #2 ? 2 #3 ? 2 #4 ? 1 #5 ? 1 Right hand side ? 10 RESULTS: VARIABLE #2: 4 000000 VARIABLE #3: 1 000000 ECONOMIC FUNCTION: 120 000000</pre>	<pre>D:\lucrari\cfd\monte-carlo\LP_Moreau>a LINEAR PROGRAMMING MAXIMIZE (Y/N) ? y NUMBER OF VARIABLES OF ECONOMIC FUNCTION ? 4 NUMBER OF CONSTRAINTS ? 2 INPUT COEFFICIENTS OF ECONOMIC FUNCTION: #1 ? 3 #2 ? 9 #3 ? 2 #4 ? 2 Right hand side ? 0 CONSTRAINT #1 ? #1 ? 4 #2 ? 10 #3 ? 4 #4 ? 4 Right hand side ? 1000 CONSTRAINT #2 ? #1 ? 1 2 #2 ? 5 #3 ? 3 #4 ? 8 Right hand side ? 600 RESULTS: VARIABLE #2: 100 000000 ECONOMIC FUNCTION: 900 000000</pre>
a)	b)

Fig. 5.13 Rezolvarea problemei de programare liniară de verificare a) și a problemei de optimizare a activității de aerodinamică experimentală b) cu codul gratis al lui J.-P. Moreau

În versiunea de rezolvare cu GA funcția obiectiv în general este bine să fie scrisă ca funcție distinctă, pentru a permite orice formulare posibilă. Constrângerile (egalități și inegalități) se pot introduce prin funcții dedicate sau dacă sunt lineare, se introduc ca argumente ale funcției ga: matricea și termenul liber. Rularea în formulările GA arată diferența majoră a algoritmului Matlab

în tratarea constrângerilor. Astfel în primul caz numărul de generații pentru obținerea convergenței este foarte mic, iar în al doilea caz foarte mare deși condiția de oprire este aceeași. Timpul de calcul pare să fie ceva mai mare în al doilea caz. Dezavantajul formulării unor asemenea probleme lineare pentru activitatea de CD constă în gradul mare de incertitudine al costului manoperei pe categoriile de activități și per angajat, datorită discrepanței mare de capacitate. O formulare pentru o problemă de maximizare a profitului la nivel de departament, inspirată din aceeași lucrare (Trandafir, 2004) ar fi astfel: departamentul operează patru tunele aerodinamice, denumite Subsonic, Supersonic, Ludwieg și Eol, utilizând resursele forță de lucru denumită **Forță** și financiare denumite **Bani**, de-a lungul unei luni calendaristice. Se cere determinarea numărului de unități de experiențe aerodinamică pe fiecare tunel aerodinamic într-o lună în condițiile de consum de forță și de bani, pentru maximizarea profitului lunar. Schematizarea problemei în forma standard duce la tabelul următor.

Tabel 5.3 Problemă optimizare profit compartiment aerodinamică experimentală

Tunel Rezerve	Subsonic	Supersonic	Ludwieg	EOL	Disponibil
Forță	4	10	4	4	1000
Bani	1.2	5	0.3	0.8	600
Profit	3	9	2	2	

Se consideră constrângerile că forța de lucru nu depășește 1000 **ingineri zi unitate experiență pe lună** și că resursa financiară asigură maxim 600 de experiențe pe lună. Formularea standard a problemei duce la următoarea problemă:

$$\begin{aligned} & \max(3x_1 + 9x_2 + 2x_3 + 2x_4) \\ & \begin{cases} 4x_1 + 10x_2 + 4x_3 + 4x_4 \leq 1000 \\ 1.5x_1 + 5x_2 + 0.3x_3 + 0.8x_4 \leq 600 \\ x_i \geq 0, \quad i = \overline{1,4} \end{cases} \end{aligned} \quad (5.6)$$

Rularea cu subrutina gratis menționată Fig. 5.13 b) produce rezultatul $x = [0 \ 100 \ 0 \ 0]'$, cu o valoare maximă a profitului de 900 unități. Aceasta înseamnă că profitul este maximizat dacă se operează doar cu tunelul supersonic, la nivelul de 100 de experiențe pe lună în condițiile de consum de forță umană și bani menționate. Rezultatele prezente nu includ valorile reale ale resurselor consumate deoarece sunt confidențiale. Interesantă este polarizarea între utilizarea tunelelor subsonic și supersonic, dacă profitul primului crește ușor.

5.3.3 Concluzii

Capitolul trece în revistă metode de management de proiect începând cu utilizarea reprezentărilor clasice Gantt, structura de defalcare a proiectelor prin utilizarea grafurilor, realizând și o trecere în revistă a unor elemente abstracte ca BOK, aplicarea teoriilor evoluționiste pentru elementele de comportament. Schematizarea de salt rapid, adânc sau PM 2.0 al lui Saynisch este aplicată în contextul evoluției de la proiectele naționale la cele europene și ESA. Se realizează și unele mapări instituționale cu teoria Principal-Agent. Este realizată o aplicație de tip mișcare browniană pentru evoluția prețului acțiunilor unei companii generice.

Cea mai importantă contribuție este un cod de analiză Monte-Carlo a duratei de realizare a unui proiect, în care pe structura de graf (de defalcare) se identifică automat drumul critic, corespunzător duratei maxime. Aplicația este validată cu trei grafuri test și este utilizată pentru structura de defalcare a unui proiect cu o structură complexă care se derulează. Se realizează și o analiză de sensibilitate cu numărul de realizări a rezultatelor simulării Monte-Carlo. În plus s-a identificat un optimizator evolutiv gratis adecvat pentru problemele de optimizare a duratei de execuție. Execuția proiectelor se poate de asemeni formula și optimiza cu metodele programării lineare, metodă extrem de eficientă din punct de vedere computațional, pentru care s-a realizat o aplicație în Matlab pentru o problemă din literatură. Aceeași problemă a fost rezolvată cu un cod

Fortran 77 gratis, confirmând rezultatul. Pentru cazul problemelor unde apar neliniarități în funcția obiectiv sau în constrângeri, s-a demonstrat rezolvarea problemei cu algoritmi genetici, în versiunea cu constrângeri lineare și în versiunea cu constrângeri în forma generală, de asemeni confirmând rezultatul. Pe baza validării procedurilor de programare lineară cu algoritmul simplex, dar și cu cel genetic s-a formulat și rezolvat o problemă de optimizare a profitului pentru compartimentul de aerodinamică experimentală prin programarea/configurarea optimă a numărului de experiențe lunare pentru cele patru instalații experimentale. Procedura astfel inițiată va fi considerată în viitor pentru optimizarea activității normale de lucru.

5.4 ANALIZA POTENȚIALULUI NAȚIONAL DE FINANȚARE A PROIECTELOR AEROSPAȚIALE

Cercetarea aplicată pentru aplicații industriale aerospațiale a devenit o industrie în sine în Europa, fiind structurată după cerințele unor entități de dimensiuni mari, cum sunt de exemplu AIRBUS și ESA, chiar dacă există o diferență substanțială între proiectele de spațiu și cele de aviație, dacă nu din punct de vedere tehnic, atunci cu siguranță la nivel de management și proceduri de asigurare a calității. În același timp nu se poate vorbi de rezultate și potențial în acest domeniu fără a investiga minimal potențialul de investiție la nivel național în subiectul CD, conectat în contextul de față cu domeniile educației și cel militar.

În analiza domeniului CD, nivelul finanțării la nivel național este un aspect foarte relevant asupra valorii rezultatelor acestei activități. O comparație corectă a României cu alte state se poate realiza în contextul istoric al evoluției de după cel de-al doilea război mondial, dar în special după războiul rece. Grupul de țări alese pentru comparație este: Bulgaria, Cehia, Ungaria, Estonia, Polonia, Bielorusia, Ucraina și evident România. Aceste state au fost parte a blocului comunist, iar trei dintre ele au făcut parte din URSS și prin urmare sunt incluse în analiză datorită similitudinilor mai mari cu România decât în cazul celorlalte state. Nu s-au inclus toate statele central-est europene datorită aglomerării prea mari a graficelor.



Fig. 5.14 Harta grupului statelor pentru statistica WB

Selecția pentru analiză a celor trei ministere, respectiv al educației, al apărării și natural al cercetării și inovării se face datorită legăturilor specifice cu cercetarea aplicată din domeniul aerospațial. Informațiile și comparațiile alocărilor bugetare pentru CD, educație și apărare pentru grupul de țări introdus sunt posibile datorită website-ului WB (World Bank), în măsură să extragă aceste informații din baza de date și să le prezinte grafic, interactiv. Grupul de țări selectate pornește la un drum economic radical diferit de cel din timpul războiului rece, Fig. 5.14. Deși România pare să fie clasată ultima la start în 1990, este probabil rata de schimb USD-leu cea care alterează statistica, datorită cererii mari de USD în România momentului, explicabilă prin cererea mare, dificil de satisfăcut a unor bunuri de consum, care se puteau achiziționa numai de pe piața externă. Rata de schimb în raport cu monedele est-europene a fost de altfel foarte bună în deceniul 9. Criza economică din 2009 are un efect profund negativ asupra grupului de țări considerat Fig. 5.14, oprind brutal o creștere impetuoasă. Situația economică a României raportată la grup nu este

deloc una favorabilă. Pentru Bielorussia și Ucraina, situația se înrăutățește începând cu 2014 probabil datorită războiului ruso-ucrainean și sancțiunilor aplicate Rusiei, cu efect și asupra Bielorussiei. Grupul de state ales are o traiectorie totuși similară în perioada de după războiul rece, arătând mecanisme și dependențe economice relativ comune.

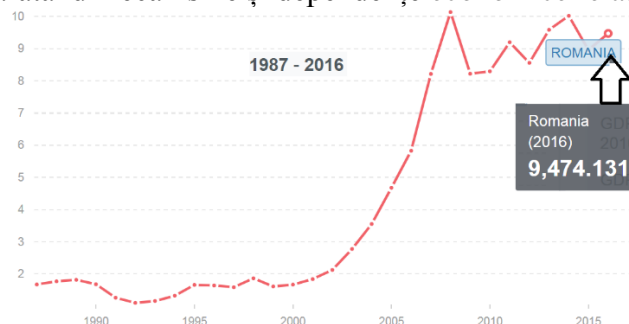


Fig. 5.15 PIB per capita, k\$, WB

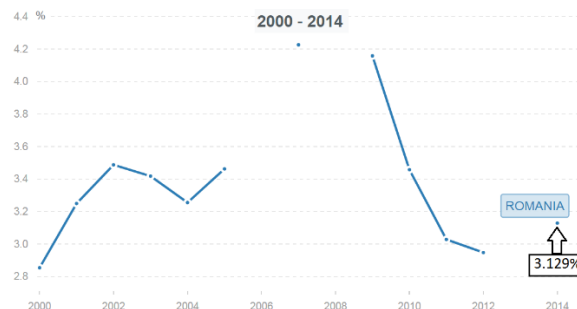


Fig. 5.16 Evoluția procentajului PIB alocat pentru educație, WB

Alocarea bugetară pentru educație în România este la momentul actual cea mai redusă din grup și foarte probabil cea mai redusă din UE, la un nivel de 3.129%, conform statisticilor WB din Fig. 5.16. Scăderea debutează în mod evident la momentul crizei din 2009 și corespunde politicii momentului. Din grupul studiat un comportament asemănător îl are numai Bulgaria, deși cu un plus de 0.5% din PIB. Situația din Ucraina arată o descreștere bruscă a bugetului pentru anul 2014, corespunzând probabil intensificării efortului militar. Statistica are o importanță majoră, deoarece activitatea de CD este conectată cu alocarea pentru educație ca urmare a structurii *de facto* a ministerului, indiferent că de la o administrație la alta, avem separarea CD de educație sau comasarea lor. Bugetul pentru cercetare vine dintr-o zonă relativ înaltă 0.7% PIB, corespunzând în 1996 existenței unor institute racordate la industrie, care au dispărut în bloc odată cu industriile respective. Putem să menționăm industriile metalurgică, chimică, textilă, constructoare de mașini, care indiferent de eficiența lor, au avut o pondere foarte mare în economie, iar pe moment datorită capitalului străin dominant, necesarul de servicii CD în industria activă provine din străinătate, prin licențierea unor produse sau procese tehnologice, contribuind în bună măsură la scăderea cererii de servicii CD de la furnizorii naționali.

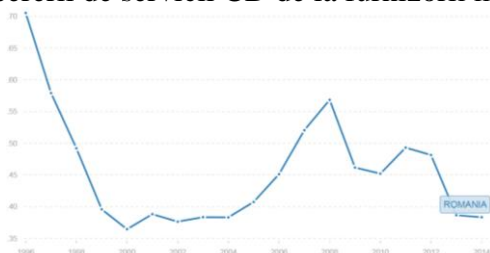


Fig. 5.17 Evoluția alocării PIB în sutimi de procent pentru CD în România, WB

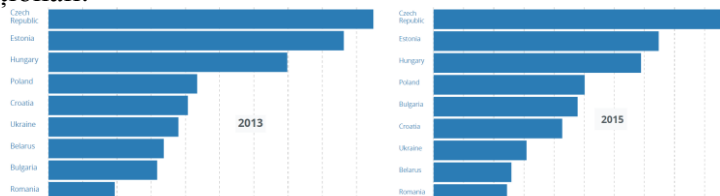


Fig. 5.18 O comparație tipică a clasamentului alocării CD, conform WB, pe anii 2013 și 2015

Comparația cu statele est și central europene, care au făcut parte din blocul comunist, este defavorabilă României. Domeniul CD este construit pe o finanțare redusă în ultimile două decenii, așa cum arată statistica din Fig. 5.17, generată interactiv pe site-ul World Bank. Prin urmare proiectele realizate și realizabile sunt de **anvergură mică** și nu pot trata acele subiecte fundamentale pentru economie, infrastructura de transport, sau infrastructura militară, a statului. După 2009, evoluția descendentă și fluctuația bugetului CD din Fig. 5.17, arată că nu se poate garanta un parcurs multianual și deci nu se poate obține persistența pentru o temă de cercetare, condiție esențială pentru succes. Doar în anii 2006 și 2007 bugetul alocat nu a fost ultimul din ierarhie. Pentru 2016 bugetul pentru cercetare-inovare a atins valoarea de 0.48% la nivel oficial, deși pe canale neoficiale conducerea MCI a transmis informația că în realitate bugetul era de aproximativ 0.2%. De exemplu dezvoltarea unei aeronave de 10 locuri ajungând până la certificare nu se poate realiza fără aproximativ 50 milioane Euro, buget care pentru industria privată și de stat

cu o cifră de afaceri de sub 200 milioane Euro este imposibil de alocat. Aceeași considerație despre alocarea bugetului este valabilă și pentru realizarea unui microlansator spațial.

Volumul de export Fig. 5.20 este relevant pentru evoluția produsului național brut, cu impact în finanțarea activității de CD. În contrast cu PIB-ul care după criză rămâne oarecum pe un palier, volumul de export manifestă o tendință de creștere. Evoluția exportului nu pare să fie corelată cu numărul de companii care au ca obiect de activitate și domeniul CD, sau cele complet dedicate CD.

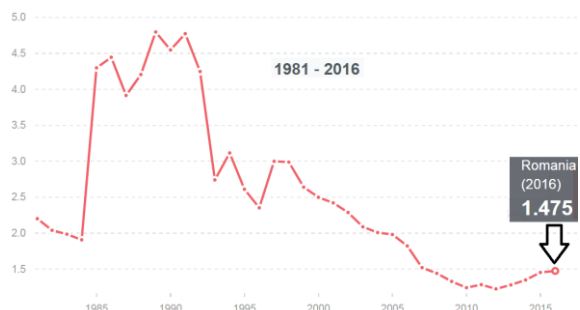


Fig. 5.19 Evoluția procentajului PIB alocat pentru apărare în România

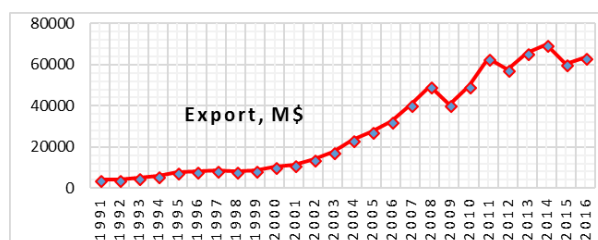


Fig. 5.20 Volumul exportului pentru România, după INS

Dacă baza de date ar INS ar fi acoperit și perioada crizei din 2009, s-ar fi putut trage concluzii suplimentare. Considerând evoluția finanțării proiectelor CD naționale, anul 2012 înregistrează efectul revenirii la finanțare a proiectelor după tăierile bugetare datorate crizei din 2009. Numărul mare de proiecte din ambele categorii se traduce prin bugetul mic alocat pe fiecare proiect. Acest gen de alocare foarte fragmentat, duce la pierderea potențialului de a realiza vreun program viabil, independent, la scară mare.

Proiectele de producție și tehnologie au în schimb o istorie mai netedă. Numărul de proiecte de tehnologie spațială a crescut constant începând cu anul 2011 și mai ales de la înființarea programului STAR al ASR. Nivelul moderat al creșterii numărului de proiecte de spațiu este surprinzător, având în vedere beneficiul potențial foarte mare în economie pentru statele capabile să execute programe spațiale industriale. Deși programul STAR finanțează proiectele de cercetare numai în anii 2013 și 2016, și-a atins ținta de a stimula/obține o creștere semnificativă a numărului de proiecte cu ESA. Datorită unei conexiuni slabe cu industria și cu exportul, cercetarea în România depinde de finanțarea instituțională/guvernamentală, ceea ce o face vulnerabilă în fața unor evenimente cum ar fi criza economică din 2009. De aceea, pentru un institut de aviație și spațiu este oportună conectarea la industria europeană, capabilă să facă față mai bine crizelor mondiale în comparație cu industria locală. Studiul statisticilor WB arată că în România educația și domeniul CD nu se constituie într-o prioritate permanentă, indiferent de tipul de guvernare.

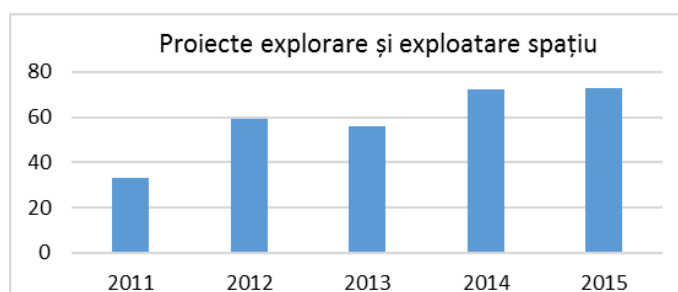


Fig. 5.21 Proiecte CD spațiu în perioada 2011-2015

5.4.1 Concluzii

Analiza finanțării domeniilor apărării, educației și cercetării arată cumva dimensiunea financiară și deci anvergura maximă a proiectelor posibile. Din punct de vedere al procentajului din PIB, finanțarea domeniilor menționate este printre cele mai reduse din Europa. Bugetul apărării

a scăzut semnificativ în anii '90, dar a revenit la un nivel acceptabil, iar așteptarea pentru cele mai importante programe din punct de vedere financiar este ca ele să provină din aceeași zonă. Utilizarea bazei de date a INS a permis obținerea unor rezultate relativ limitate pentru distribuția de proiecte de cercetare pe câteva domenii. Baza de date a WB dimpotrivă, permite obținerea unor concluzii importante: momentul crizei globale din 2008-2009 a însemnat o plafonare a PIB-ului *per capita* față de o tendință de creștere extraordinară pentru tot grupul de state considerate. Deși PIB-ul s-a plafonat, volumul exporturilor la nivel național a continuat să crească. Finanțarea cercetării în schimb a rămas la un nivel inacceptabil de coborât și nu există indicii din partea MCI că situația s-ar putea îmbunătăți. La momentul actual bugetul alocat MCI, în contextul tulburărilor politice este unul din cele mai joase din punct de vedere istoric (0.15%), ridicând mari semne de întrebare asupra viitorului acestui domeniu, considerând și problemele de finanțare la nivel UE și ESA.

5.5 OPORTUNITĂȚILE LA NIVEL NAȚIONAL

În perioada războiului rece în România s-a dezvoltat un complex militaro-industrial, lucru comun de fapt pentru statele din pactul de la Varșovia, fiecare datoare să producă local un minim de muniție de bază, cel puțin. Necesitatea complexului militaro-industrial pentru România a fost dublă: parte a obligației provenite din apartenența la pact, dar în egală măsură parte a identificării principalului inamic drept URSS. Ambiția de a dezvolta avioane de luptă, de a produce elicoptere și muniția necesară a dus la realizarea unei industrii și a unui institut, care să funcționeze integrat. Parte a acestui complex, astăzi încă există câțiva actori industriali și câteva institute, printre care și INCAS. **Ministerul Industriei Constructoare de Mașini** era autoritatea tutelară peste acest complex militaro-industrial. Unele entități din acest minister sunt astăzi desființate, sau privatizate, iar denumirile lor sunt aproximativ cele din prezent. Ministerul a dispus de bugete foarte mari pentru proiecte de anvergură: IAR-93, IAR-99, IAR-95, programul de elicoptere, rachete tactice, tancuri, transportoare blindate, nave de luptă, etc.

Institutele supraviețuitoare din zona de aviație sunt astăzi INCAS și COMOTI. Alte institute mai mici rezultate din fragmentarea INCREST nu mai există în 2018 decât în forma unor firme private. Institutele supraviețuitoare funcționează în 2018 sub tutela **Ministerului Educației și Cercetării** prin ANCS și beneficiază de finanțare pe bază de competiție în programele **naționale**, ale CE și ESA. Ministerul tutelar nu are în obiectul de activitate proiectele industriale mari, cum este firesc. În afara unei finanțări de la stat într-un format oarecum protecționist (de altfel perfect legitim), finanțarea este problematică. Ce ar putea da cu adevărat sens existenței acestor institute de aviație ar fi lansarea unui proiect foarte serios de aviație civilă sau militară. Din păcate mediul politico-militar nu are în vedere investiții pe termen lung, cu risc mare, iar achiziția avionului F-16 și a sistemului anti-aerian Patriot confirmă acestea.

Dacă existența institutului este „un lux sau o necesitate” nu este foarte important, câtă vreme cifra de afaceri este comparabilă cu cea a unei echipe de fotbal din prima divizie. Un rol educativ poate fi avut în vedere și poate constitui o justificare a existenței considerând autoritatea tutelară, dar educația trebuie să servească unei industrii foarte serioase, în căutare de resurse umane competente. Un asemenea rol, dar real, îl are în Germania **Fraunhofer Institute**, beneficiind de un buget de aproximativ 10 miliarde Euro și de peste 10000 angajați. Aici se fac masterate și doctorate care se aplică în industrie prin transferul personalului, lucru care în România nu este posibil din cauza lipsei bugetului și lipsei capacității industriei de a absorbi personalul pregătit de un astfel de institut.

Refacerea conexiunii cu industria ține din nou de un proiect clar, de o investiție pe termen lung, care nu se face în România. De aceea succesul unui institut național în proiectele CE și ESA este în mare măsură **neaplicabil și netransferabil** industriei locale.

Programele naționale de cercetare practic nu mai acoperă domeniul aviației ca sistem de transport, sau ca aplicație militară. Se poate găsi loc pentru aplicații de aviație cu mare greutate

printre temele acoperite de Planul Național de Cercetare-Inovare. Cifra de afaceri a industriei de aviație la un nivel de aproximativ 200 milioane Euro este modestă în raport cu restul industriei. Aparent nu s-ar merita investiții, prin comparație cu industria automobilelor, care realizează aproximativ 6% din PIB. Industriile de aviație și mai ales de spațiu, aduc beneficii mari când funcționează nominal în raport cu infrastructura/investițiile pe care le integrează. Companiile de producție și servicii de astăzi operează departe de regimul nominal, departe de potențialul oferit de infrastructura pe care o au și nu au randamentul așteptat. Prin urmare implicarea institutului în industria locală este modestă, pentru că industria se limitează la un simplu rol de fabricant (în lanțul de furnizori al companiilor mari) a unor componente/subansambluri suficient de simple încât să nu aibă nevoie de departamente sau servicii de cercetare-dezvoltare, pe care nu le-ar putea susține.

Pentru aplicațiile spațiale oportunitățile principale sunt de tip instituțional, rezultat al unor acorduri interguvernamentale, prin participarea la proiectele ESA. Marile puteri europene încearcă totuși să își păstreze și consolideze rolul primordial, astfel încât pentru țările mici găsirea unei implicări decente în industria spațială (în cadrul programelor ESA) este dificilă. Finanțarea proiectelor de spațiu în România se face prin programul STAR al ASR/ROSA. Din păcate competițiile STAR pentru proiectele de cercetare (și nu pentru centrele de excelență) au fost numai două în cei șase ani de existență a programului. Din punct de vedere instituțional, la nivelul Parlamentului activitățile spațiale sunt văzute ca parte a activităților Comisiei de IT, ceea ce nu ajută prea mult acest domeniu.

Tabel 5.4 Rolurile și consecințele în proiectele de cercetare

Rolul	Subiect	TRL	Impact 1	Impact 2	Impact 3	Efort contractare
CO (PRIME)	Concepte proprii	scăzut	Dezvoltare instituțională după politica proprie, perspectivă națională, finanțare modestă și nesigură	Suntem percepuți și tratați drept concurenți în UE	Cantitate	Mare
P (SUBCO)	Concepte de la PRIME	ridicat	Dezvoltarea departamentelor implicate, potențial de continuare în direcțiile date	Suntem percepuți și tratați mai bine	Calitate	Mic

Din punct de vedere al rolului în proiectele de cercetare CE/ESA/ROSA/PNCIDI, avem două posibilități: de coordonator (CO) și partener (P), ca în Tabel 5.4. Astfel, a deveni P într-un asemenea proiect este relativ simplu și depinde de relația instituțională sau personală cu entitatea CO. Efortul de a formula o propunere de proiect din poziția de CO este mult mai mare decât contribuția ca P. Formularea de propuneri de proiecte este practic o meserie în sine, practică sezonier, pentru perioada cât apelurile sunt deschise. În rolul de CO se pot dezvolta ideile proprii și se poate dezvolta institutul după dorință, indiferent dacă acest lucru aduce pe termen mediu/lung beneficii. Repartizând un buget în general modest atunci când suntem CO pe un număr mare de discipline de lucru, TRL obținut nu va fi prea mare. Dimpotrivă, ca P, avem obligația să lucrăm la TRL înalt, într-un număr mic de discipline.

Menținerea unei capabilități minimale de integrare poate fi obținută prin proiecte conduse, asumându-se rolul de CO. Integrarea sistemelor este o disciplină în sine, cu impact strategic și face parte din inventarul de capabilități care dă justificarea existenței în raport cu guvernul, în modul de relaționare de după războiul rece. Chiar dacă industria locală nu solicită îndeajuns capabilitatea de integrare a institutului, există totuși realizări, dar și potențial. Proiectul SHIELD din JTI-Clean SKY-SFWA reprezintă o reușită a tandemului INCAS/Avioane Craiova, plus alte companii din zona construcțiilor de mașini. Realizarea unui demonstrator pentru un IAR-99 de nouă generație, deși departe de potențialul național, reprezintă o încercare notabilă. Doi piloni de bază pentru activitate/justificare au fost până de curând: instalațiile de interes național (însemnând cele patru suflerii aerodinamice) și capabilitățile de integrare avioane (a se înțelege militare). Practic latura militară este cea care menține ca potențial structura/justificarea institutului, prin conectarea la

Ministerul Economiei. Un pilon nou s-a adăugat din 2016, care ține de activitățile spațiale. Dacă primii doi piloni sunt legați de MApN, cel de-al treilea vine de la ASR/ROSA.

Din punct de vedere formal, sursele de venituri provin exclusiv din contracte. Chiar dacă sunt bani de la guvern alocați pentru protejarea instalațiilor de interes național, sau dacă intenția este de a dezvolta noi laboratoare, acești bani pot fi accesați numai prin competiții. În acest mod este realizat un formalism de lucru acceptabil în mediul național (al companiilor care sunt eligibile pentru obținerea de finanțare de la stat) și în mediul UE.

UEFISCDI prin **PNCDI** reprezintă o potențială sursă de contracte. Din păcate, domeniile de lucru și sistemul academic de evaluare al proiectelor sunt decuplate de cea mai mare parte din necesitățile reale ale MApN împreună cu industria de apărare, sunt decuplate de industria aerospațială, industrii care merită și ar putea fi sprijinite optimal. Proiectele încheiate bine în cadrul CE nu pot fi continuate la nivel național, pentru că ingineria industrială nu este compatibilă cu nivelul academic din abordarea UEFISCDI. Neadecvarea politicii la realitatea industrială duce la pierderea eficacității finanțării. Institutele de tehnologie sunt finanțate parțial prin MCI, parțial prin ME cu concursul mai mult sau mai puțin discret al ME + MApN, deși transparența ar fi cu siguranță mai utilă pentru crearea și menținerea unui climat sănătos, de încredere reciprocă între autorități și concurenți, ca mijloc de marketing pentru reactivarea exportului și nu în ultimul rând transparența ar fi educativă, aspect care este crucial pentru întinerirea personalului și reindustrializarea la nivel național.

Proiectele de creare de capacități de tip **POC**, sau chiar structurale, reprezintă o oportunitate în care lucrurile se întâmplă într-un anumit formalism, dar în care rezultatele vin cumva din cererea unor ministere sau la solicitarea unor institute influente.

Direcția **STAR** de la ASR/ROSA reprezintă un alt exemplu de finanțare complicată la nivel național. Din 2012 până în 2018 au fost finanțate numai două competiții de proiecte de cercetare-dezvoltare și numai o competiție pentru dezvoltarea centrelor de excelență. Rezultatele competiției din 2016 sunt foarte polarizate datorate evaluării teoretic orientate academic, chestiune care nu ajută industria spațială aflată încă în formare la nivel național.

CE oferă o bază foarte bună de finanțare prin JTI (JE) sau H2020 (CE). Cel mai comod este să se participe ca partener într-un consorțiu. Monitorizarea proiectelor și plata sunt foarte avantajoase în raport cu proiectele ESA, astfel încât se poate beneficia de plata unui avans de 60% din buget la debutul proiectelor. Deși nivelul la care se scriu propunerile de proiect este similar cu cel de la PNCDI sau ROSA/STAR, în cadrul CE evaluarea, finanțarea, monitorizarea și perspectivele sunt mult superioare.

Contractele comerciale în special de aerodinamică experimentală sunt rare, dar încă există. În ultimii ani au fost legate de tehnologii militare pentru companii străine, care se referă la aplicații de viteză mare (elemente de execuție) și aplicații de viteză mică (caracterizare avion pentru conversia în UAV).

Multitudinea surselor și schemelor de finanțare nu permite concentrarea pe un subiect clar, multi-anual, care să facă obiectul unei politici coerente, legate de dezvoltarea unui sistem militar, lucrul cel mai natural pentru inventarul de capacități al institutului și complexului militaro-industrial. Deoarece bugetele din proiectele de cercetare-dezvoltare sunt mici, politica este de a merge în toate direcțiile posibile, pentru asigurarea finanțării cu orice preț. Proiectele tehnologice ca JTI-CleanSky 1 și 2 sunt singurele proiecte pe termen mediu (7-10 ani), cu bugete consistente, dar în care antrenarea industriei locale deși este obligatorie, se dovedește foarte dificilă și fiind vorba de realizarea unor demonstratoare unicate, această colaborare nu oferă perspectiva aplicării tehnologiei dezvoltate la producția în serie. Antrenarea chiar în aceste condiții a industriei locale totuși ajută la crearea unor relații bune mai ales cu Airbus ca principal integrator european. Cel mai important avantaj al proiectului JTI este reconectarea institutului cu industria locală, cu restabilirea parțială a capacității de a derula proiecte naționale la scară relevantă.

5.5.1 Concluzii

La nivel național lucrurile au evoluat promițător între 2000 și 2009, dar după criza economică se pare că domeniul CD în România suferă destul de mult. Din păcate procentajul din PIB alocat este cel mai mic din Europa și acest lucru nu are cum să nu aibă consecințe. Proiectele de spațiu (STAR) finanțate au fost numai două. Programele PNCDI sunt ca și inexistente iar programele de tip nucleu sunt cumva legate structural de institutele naționale și sunt parte a disputelor politice, fără ca să se realizeze o alternativă la acest gen de finanțare.

Din punct de vedere al competitivității necesare, proiectele naționale sunt mai dificil de contractat decât cele din cadrul CE sau ESA. Dificultatea provine din modul exagerat de academic în care sunt concepute formatul și sistemul de evaluare al proiectelor, complet deconectat de realitatea de la nivel național. Din punct de vedere al rolului de manager de proiect, penalizarea sau interdicția impusă cercetătorilor fără titlul de doctor pentru acest rol este un aspect scandalos la nivel național. Această discriminare neadekvată pur și simplu nu se practică în proiectele din CE sau ESA. Rezultatele CD sunt dificil de transferat în industrie deoarece patronatul este străin și în general deține propriul departament CD și propriile cerințe din acest punct de vedere. Ca și în proiectele europene, rolul de coordonator este mult mai dificil decât rolul de colaborator, atât la realizarea ofertării cât și la execuția proiectului.

5.6 OPORTUNITĂȚILE LA NIVEL EUROPEAN

5.6.1 Oportunitățile din cadrul ESA

Rolul posibil în proiectele ESA este descris în standardul de calitate. Pentru un stat intrat relativ recent în ESA și o industrie spațială imatură și de mici dimensiuni, cu un caracter intenționat guvernamental, dar practic încă insuficient definit, rolul cel mai întâlnit nu este la nivelul cel mai înalt. A iniția sau realiza un proiect complet, ține de capacități ample, la scară mai mare decât ceea ce se realizează la nivel național. Departamentul la care ne referim în lucrare în majoritatea proiectelor se plasează aproape de nivelul *Lowest Level Supplier*, acolo unde este vorba de proiecte industriale (Euclid, DOC, ATTLAS). În proiectele sprijinite guvernamental, unde practic se explorează un angajament cu implicații financiare de ordinul milioane sau zecilor de milioane de Euro (încă nerealizat), rolul poate fi de *Project Initiator*, ca în proiectul/studiul de fezabilitate *Microlauncher*. Un alt proiect unde suntem în vârful hărții, pe poziția de *Top Level Customer* este DTV (*Demonstrator For Technologies Validation*) care are în vedere realizarea unui vehicul VTOL care să permită studiul legilor de comandă pentru lansatoarele viitorului, care sunt reutilizabile cu recuperarea prin aterizare verticală (*retropropulsion*). Obținerea acestui proiect a fost posibilă predominant datorită factorului politic (exploatat oportun), având un studiu de fezabilitate precursor: USACDF (*Upper Stage Attitude Control Design Framework*).

Suplimentar față de responsabilitatea ca entitate comercială, standardul (ESA, 2009) introduce și rolul tehnic la nivel de sistem, ca produs al proiectului. Roluri realizate deja sunt astfel: în proiectul Euclid avem rolul de furnizor în zona *Space Segment/Platform/Structure*, în proiectul DOC avem rol în activitățile de *Space Segment/Platform/Thermal Control & Attitude Control* și în proiectul DTV avem rol de integrator, deci în activitatea de tip *Space System*.

Deși unele contracte au fost relativ ușor de obținut, exigențele de lucru sunt ridicate și posibilitățile la limită. În plus, ESA solicită permanent rezultate care nu sunt prevăzute în *Statement of Work* (SoW), provocând o nemulțumire profundă la nivelul companiilor. Sunt necesare validări pentru toate rezultatele obținute, ceea ce face ca la finalul unui asemenea proiect, dacă s-a terminat cu bine, să se fi evoluat substanțial din punct de vedere tehnic, deși cu un preț destul de mare. Uneori este necesară respingerea unei oportunități de proiect ESA pentru care nu există competența și capacitatea de lucru, în condițiile în care presiunea instituțională este mare în sensul de a accepta orice proiect.

Diversitatea rolurilor are beneficii din punct de vedere al obținerii experienței necesare. Implicarea în proiectele ESA inițiată în 2013 nu se poate face direct de pe o poziție de integrator, mai ales într-un proiect complex (*flagship*). ROSA/ESA au reușit prin finanțarea de tip *Romanian Incentive Scheme* și temele abordate să abordeze progresiv implicarea în proiectele ESA. Practic s-a început cu proiecte simple, pornind de la premiza corectă că nivelul de capacitate era scăzut și în 3-4 ani s-a ajuns la un nivel decent, care permite și asumarea rolului de integrator, ca în proiectele *Phase 0/A Microlauncher* sau *Demonstrator of Technology Validation*.

Rolul de CO se obține cumva instituțional în cadrul acelor directorate ESA unde guvernul decide să se implice și aloce finanțare. Dezvoltarea relațiilor personale cu ingineri, cercetători și decidenți ai ESA deschide anumite posibilități prin elaborarea unor teme de mare interes pentru anumite directorate sau grupuri de companii. Temele posibile fac obiectul unor dispute pentru prioritatea tehnologică pe care fiecare stat ar căpăta-o și prin urmare temele pregătite cu decidenți ESA la un anumit nivel nu pot să ajungă ușor la faza de finanțare. Disputa pentru finanțarea unor tehnologii are loc chiar între directorate și uneori consecințele sunt neplăcute datorită pregătirii prea dificile și prea lungi pentru unele proiecte. Este necesar un efort de informare și de negociere cu delegatul național ROSA la directoratul dedicat al ESA, care poate să dureze chiar doi ani pentru ca un proiect să poată fi inițiat, depinzând de dimensiunea financiară și ambițiile naționale. În privința unor proiecte mult prea ambițioase (*flagship*) pentru un stat mic din punct de vedere al puterii financiare și tehnologice, lucrurile nu se pot concretiza la nivelul dorit. ESA în principiu dispune de cunoașterea și mijloacele pentru a putea evalua corect șansele unei ambiții locale departe de capacitatea reală și evident nu dă ușor curs unor asemenea inițiative datorită costurilor de gestionare care trebuie suportate, fără să existe certitudini asupra beneficiilor.

5.6.2 Oportunitățile din cadrul CE

Datorită reorganizării la nivelul integratorilor spațiali mari care lucrează cu ESA, unele companii implicate în programele majore trebuie să încerce să obțină finanțare dincolo de cadrul ESA, ajungând la programele CE, cum ar fi H2020. Acest fenomen ne avantajează cumva din perspectiva avansului tehnic căpătat în anumite discipline, prin care putem să contribuim la propuneri H2020. Cu alte cuvinte ESA și-a pierdut din credibilitate ca agenție coordonatoare la nivel european, iar industria se confruntă cu imposibilitatea de a cheltui bugetele alocate la nivel național pe programe sustenabile și nu în fundături tehnologice ca lansatorul greu convențional de nouă generație, sau alte programe criticate. Modul relativ birocratic și polarizat național de gestiune a programelor, plus o anumită rețineră în a da curs cercetărilor de avangardă a dus la subestimarea unor tehnologii cu potențial în care trebuia investit de acum două decenii, având consecința unei rămăneri în urmă semnificative față de SUA. Aceasta se vede în procentajul componentelor critice *high-tech* care provin din SUA în proporție de 75% și în piața lansărilor care de asemeni este dominată de SUA și unde Rusia de la o cotă de piață de 20% a ajuns la 3%.

În domeniul aviației lucrurile stau asemănător cu domeniul spațial. Toate inițiativele tehnologice provin din SUA, în toate disciplinele: propulsie, avionică, structuri, *software*, etc. Realizarea componentelor compozite de dimensiuni mari, monolitice din cazul B-787 este neegalată în Europa. Laminaritatea curgerii la nivelul ampenajelor și nacelelor prin aplicarea tehnologiei de succiune prin pereți cu microporozitate este realitate operațională pentru Boeing, în timp ce Airbus este la nivel de demonstrație tehnologică, departe de implementarea la un produs comercial. În domeniul propulsiei, realizarea *Geared Turbofan* de la Pratt & Whitney a renăscut airlinerele mediu curier A-320 și B-737, chiar dacă în prezent au apărut probleme cu fiabilitatea.

În condițiile în care industria la nivel național se mărginește la poziția de simplu furnizor de subansamble mici sau de operațiuni de mentenanță, este dificilă angrenarea sa în proiecte de anvergură. De aceea cu unele excepții, domeniul de lucru pentru domeniul aerospațial la nivel de institut ține mai degrabă de conservarea nișelor tradiționale din aviație (aerodinamică, proiectare structurală, analiză structurală, dinamica zborului, inginerie de sistem) și duplicarea practic simetrică la nivel de programe spațiale, unde am inițiat optimizarea multidisciplinară prin proiectul

de microlansator și optimizarea structurală topologică prin proiectul Euclid și printr-un proiect nucleu.

Rolul posibil în proiectele CE în general este de P, care se obține din motive de continuitate a unor proiecte realizate cu succes, în parteneriate fără istoric, în care intrăm datorită unor acțiuni de identificare a potențialilor parteneri, dar și ca urmare a implicării managementului în anumite organizații de lobby pentru domeniul aviației, cum ar fi EREA (*European Research Establishments Association*). Datorită nemulțumirilor legate de ESA, grupuri de interese/lobby similare EREA sunt pe cale să fie organizate pentru statele UE care sunt și membre ESA, pentru crearea unei direcții de spațiu în cadrul CE, spre marea surpriză a unui delegat național la ESA. Participarea la lucrările acestor grupuri este benefică prin intrarea în proiecte, dar este nevoie de o implicare permanentă și se pune problema de a realiza un număr semnificativ de deplasări în statele membre. Perioada 2006-2018 a fost reprezentată de participarea la proiecte civile, Tabel 5.5. Situația globală impune în Europa o finanțare mai mare pentru apărare. În plus Europa depinde de tehnologii cheie care în general provin din SUA, tehnologii care aduc riscul întreruperii furnizării sau aduc constrângeri de export, reglementate prin ITAR. Propunerea de proiect SUBLIME din Tabel 5.5 se încadrează în categoria proiecte de tehnologie militară finanțate de CE. Proiectul Clean Sky continuă cu Clean Sky 2, în cadrul căruia s-a depus propunerea Kitmeas, respinsă, dar pentru care s-a depus o contestație pentru reevaluare. Tabelul include doar proiectele în care autorul a fost implicat.

Tabel 5.5 Proiecte din cadrul CE, * propuneri în evaluare sau pregătire și domeniul

Proiecte derulate, în lucru și propuneri în evaluare sau pregătire													Obs.			
			Clean Sky							Clean Sky II		Kitmeas*				Civil
UFAST																
		CESAR														
		AVERT														
									HAIC							Apărare
												SUBLIME*				
												METRO*				Civil
									SMILE							
							ESPOSA									
2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020		

5.6.3 Concluzii

Oportunitățile din mediul internațional, însemnând în primul rând ESA și CE sunt parcurse pentru a evidenția rolul posibil în cadrul consorțiilor create. Limitările cercetării și industriei europene în raport cu cele americane în primul rând arată că și la nivel european există probleme de eficiență. Rolul cel mai simplu de câpătat în proiecte este cel de partener sau subcontractor. Inițiativele naționale mai ales din programele spațiale este bine să aibă în vedere potențialul real al industriei locale. Elemente de noutate ar fi următoarele: la nivelul CE se pare că programele de aviație vor dispărea pentru o vreme, iar la nivelul ESA managementul nu a mulțumit o parte din industria spațială și o bună parte din programe se pot compromite datorită unor rămăneri în urmă conceptuale, deși calitatea umană și tehnologică sunt extraordinare în Europa. Datorită acestor nemulțumiri se fac eforturi în Europa pentru asigurarea de finanțare pentru activitățile de spațiu în cadrul CE.

O perspectivă aparent sănătoasă apare la nivel național datorită creșterii bugetului MAPN și ca urmare a creșterii finanțării NATO la nivel european. Apar noi oportunități de participare la proiecte de apărare, al căror buget global la nivel UE va crește semnificativ și probabil că și în cazul proiectelor ESA, companiile străine vor încerca să vâneze bugetul pentru CD în domeniul apărării prin deschiderea de subsidiare minimale.

5.7 IMPLICAREA MULTIDISCIPLINARĂ ÎN PROIECTE

Obiectivul subcapitolului este de a prezenta o cazuistică de proiecte aerospațiale de institut, unde autorul a avut contribuții, urmând ca în subcapitolul următor să se tragă concluzii asupra elementelor comune ale proiectelor și ale dificultăților apărute. În general subiectele proiectelor prezintă o împrăștiere tematică semnificativă, care le face aproape unice. Sunt puține proiecte tipice de exemplu în activitățile de aerodinamică experimentală, iar generalizarea este considerată. Proiectele analizate s-au realizat în perioada 2002-2016. Se descriu probleme de eficiență a realizării proiectelor de aerodinamică experimentală în tunelele subsonic și supersonic.

5.7.1 Proiecte naționale

Au fost realizate un număr destul de mare de proiecte, din perioada dificilă a începutului de ani 2000, când finanțarea pentru activitățile de aviație era foarte redusă, așa cum se întâmplă și acum la nivel internațional, unde continuarea finanțării este incertă.

Proiectele INFOSOC și IVAN vin din zona de IT și au fost gestionate de ICI – Institutul de Cercetări în Informatică. Cerințele de HPC pentru CFD în aplicațiile aerospațiale, însemnând capacitatea de calcul paralel s-au sincronizat cu temele din programul național INFOSOC din jurul anului 2000. Interconectivitatea de tip GRID Computing, deși astăzi poate fi considerată nu foarte reușită (cel puțin pentru aplicațiile civile), a permis obținerea unei finanțări pentru sistemele de calcul atât de necesare. AeroLINK a fost ultimul program INFOSOC pentru INCAS, iar programul național s-a încheiat.

Din punct de vedere instituțional cele mai utile proiecte au fost cele din cadrul programului de aviație și spațiu, așa cum a fost gestionat de MCI, permițând desfășurarea unor proiecte foarte potrivite cu specificul institutului: Aerotaxi și ATX-SPS. Din păcate criza globală din 2009 a eliminat acest gen de proiecte din programele naționale, care ne aduceau aproape de industrie, scopul suprem al oricărui demers la nivel de institut în domeniul ingineriei.

Programul național MENER – Mediu și Energie – a dus la finanțarea proiectelor SCAI și EVICVA. S-au realizat modelări numerice pentru curgerea aerului în mediul citadin (o zonă mică din centrul Bucureștiului) și pentru fabrica de apă grea, ca obiectiv strategic, atât din punct de vedere al confortului cât și din punct de vedere al dispersiei unor elemente contaminante. Contribuțiile experimentale sunt de experimentare aerodinamică în condiții speciale, cu vizualizarea curgerii cu pânză laser.

Programul STAR deși a fost lansat în 2012, s-a concretizat prin finanțarea proiectelor de lucru doar în doi ani, 2012 și respectiv 2016, dar analiza proiectelor finanțate arată polarizare în jurul unui grup de entități și preferința pentru proiecte de TRL foarte scăzut, în ciuda declarațiilor oficiale prin care s-a exprimat obligativitatea realizării de proiecte la TRL ceva mai ridicat, legat de aplicații industriale. Singurul aspect pozitiv legat de programul STAR este că permite ca proiectele să fie conduse și de către persoane fără studii doctorale, așa cum se întâmplă în proiectele din cadrul CE sau ESA.

Pentru continuarea proiectelor naționale s-au elaborat și depus câteva propuneri de proiecte, pentru domeniile: aerodinamică computațională, optimizare structurală, etc. în cadrul STAR 2016 și PNCDI PED 2016. Răspunsurile primite la evaluarea proiectelor arată că unii evaluatori sunt departe de a avea mentalitatea de cercetători, concluzie dedusă din faptul că se opun dezvoltării de unelte de calcul (din motivul evident că nu au legătură cu subiectul), în favoarea utilizării de soluții comerciale, care blochează dezvoltarea pe termen lung. De altfel criza evaluatorilor pentru proiectele MCI este o problemă binecunoscută și încă nerezolvată.

O concluzie este că proiectele naționale se obțin substanțial mai dificil decât proiectele internaționale și pur și simplu nu se merită a le aborda.

Necesitatea de a avea conducători de proiecte cu titlul de doctor la nivel național este complet eronată. În proiectele CE nu este nevoie de studii doctorale pentru conducerea de proiecte, mai ales în cele aplicative, unde industrializarea este ținta îndepărtată. Proiectele mari industriale

sunt conduse de ingineri-șefi. În cariera de inginer-șef (de performanță), timpul dedicat studiilor doctorale este timp pierdut din punct de vedere al implicării în proiectele relevante, acolo unde gradul de cunoaștere se dobândește natural în proiecte la scară mare, împreună cu experiența care nu poate fi obținută în sistemele de educație sau în laboratoare de nivel universitar. Alte dezavantaje ale proiectelor naționale sunt:

- Necesarul de burocratie este incomparabil mai mare decat în cazul proiectelor CE sau ESA;
- Propunerile de proiect trebuie să supraestimeze mult capacitatea reală și nivelul academic;
- Gradul de realizare al proiectului nu pare să conteze la monitorizarea proiectelor;
- Bugetul planificat este modificat arbitrar de către autoritatea contractantă;
- Bugetele sunt mult prea mici pentru a ridica TRL-ul aplicației la necesitățile din lumea reală, competitivă, a industriei.

5.7.2 Proiecte internaționale

Acestea sunt legate de integrarea României în UE/NATO și au debutat în 2006 și 2007. Proiectul UFAST de exemplu a avut un buget de numai 70 kE, dar a avut impact pozitiv prin stabilirea unor contacte cu institutele similare din Europa. În 2007 am organizat o întâlnire de proiect de două zile, cu 32 de invitați, care a pus probleme organizatorice fără precedent. Următorul proiect relevant a fost CESAR, care prin bugetul de 1.4 ME a asigurat o finanțare solidă într-o perioadă critică, cea de după criza financiară mondială. De asemeni proiectul CESAR a expus autorul la o parte din ce se lucrează la nivel european în aerodinamica de tip computațional, experimentală și la o parte din proiectarea optimală, multidisciplinară. Foarte solicitant tehnic, dar realizat cu succes a fost proiectul AVERT, tot în perioada 2007-2010. Punctul culminant a fost proiectul JTI-SFWA la care s-a atins un nivel destul de mare tehnic și financiar, ajungând la peste 20 ME, dar în aproape 9 ani. Creșterea cifrei de afaceri și a capacității de management a dus la gestionarea din ce în ce mai bună a proiectelor, inclusiv la organizarea ședinței anuale din JTI-SFWA, cu un număr de aproximativ 60 participanți.

Tabel 5.6 Lista proiectelor internaționale

International							
No	Project	Position	Timeframe	No	Project	Position	Timeframe
1	UFAST – FP6, STREP	Researcher	2005 - 2008	11	ESA - DOC	Task leader	2014 - 2017
2	CESAR – FP6, IP	WP leader	2006 – 2008	12	ESA - VINCI	Task leader	2014 - 2015
3	AVERT – FP6	WP leader	2007 – 2008	13	ESA - EUCLID	Contract Officer	2015-2016
4	JTI-Clean Sky - GRA	Researcher	2011 - 2012	14	ESA - USACDF	Contract Officer	2015-2016
5	JTI-Clean Sky, SFWA WP 114	Task leader	2010 - 2013	15	SMILE	Manager	2016-2018
6	JTI-Clean Sky, SFWA WP 213	Task leader	2011 - 2015	16	ESA - Microlauncher Phase 0/A	Manager	2016-2017
7	JTI-Clean Sky, SFWA WP 2245	Researcher	2011 - 2015	17	ESA - D4D - ATD	Manager	2016-2018
8	JTI-Clean Sky, SFWA WP 224	Task leader	2012 – 2015	18	ESA - Space Rider Aerodynamics	Manager	2016-2017
9	JTI-Clean Sky, SFWA WP 112	Task leader	2011 - 2013	19	ESA -Space Rider B2/C Aerodynamics	Contract Officer	2018-2019
10	ESA - STFA	Task leader	2014 – 2016	20	ESA -Space Rider B2/C Drop Test	Contract Officer	2018-2020
				21	ESA -Space Rider B2/C Cold Structure	Contract Officer	2018-2020

Aceste proiecte suprapuse parțial în timp au obligat autorul să participe la un număr mare de ședințe tehnice de proiect în Europa, în perioada 2007-2017, ajungând la un număr de peste 100, în anii de vârf având în medie o deplasare pe lună.

5.7.3 Contribuții personale în proiectele aerospațiale

Subcapitolul conține un rezumat al contribuțiilor autorului într-o serie de proiecte CD de aerodinamică experimentală direct sau de acțiuni suport, pentru a da credibilitate analizelor de management din acest capitol.

Analiza calitativă dintr-o perspectivă personală a unui număr de proiecte aproape în totalitate internaționale, derulate pe parcursul a peste 10 ani arată o schimbare a accentului, de la implicarea în mai multe discipline, la rolul de management în care se dă curs experienței/poziției

dobândite și în care se deleagă atribuțiile executive. Un număr de 20 de proiecte sunt analizate din punct de vedere a ceea ce este relevant într-un institut la nivel de departament:

- Propunere proiect: rolul individual poate fi de contributor în propunere pentru o activitate sau mai multe din poziția de CO sau P, sau de integrator al propunerii, pe poziția de CO;
- Proiectare aerodinamică: aici se stabilește arhitectura modelului/experimentului;
- Inginerie de sistem: arhitectura sistemului de tip vehicul aerospațial, structură, aerodinamică, sisteme;
- Inginerie software științific: ideile de bază și parte din arhitectura unui cod de calcul/optimizare multidisciplinară;
- Proiectare mecanică: aici se materializează arhitectura structurală;
- Rezistență mecanică: un element nedorit în domeniul aerodinamicii, dar critic pentru că poate duce la invalidarea procesului și arhitecturii propuse, sau la eșecul experimentului;
- Fabricație: este una din cele mai de nedorite activități deoarece atinge o specializare care nu este bine stăpânită, dar care pune mari probleme de la realizarea desenelor de execuție, la procurarea materialelor, la urmărirea fabricației, a proceselor de tratament termic, de acoperiri și în final la procesul de măsură al reperelor produse;
- Activitatea de aerodinamică propriu-zisă: din punct de vedere al calculului numeric activitatea se desfășoară relativ normal, din punct de vedere experimental lucrurile sunt mai complicate la tunelul supersonic din cauza dependenței de persoane în vârstă;
- Restricții: provin din tipul de contract, care poate fi comercial (ESA) sau instituțional;
- Publicații: proiectele instituționale impun realizarea de articole la conferințe, care din păcate deși uneori costă foarte mult și sunt exclusiviste, au factor de impact nul;
- Management: activitatea o practică fiecare responsabil de proiect/activitate pentru el. Deciziile strategice nu se pot lua fără experiență tehnico-științifică. Activitățile de raportare, planificare, organizare deplasări/ședințe, urmărirea execuției se deleagă către asistenții de manager, sau persoanele talentate în acest sens, descoperite din mers;

Aprecierile calitative din capitolul de management sunt realizate pe baza unei experiențe personale directe în realizarea și obținerea proiectelor de cercetare sau comerciale. Contribuțiile realizate în cele 20 de proiecte sunt indicate succint pentru a întări afirmațiile care se constituie în corpul de cunoaștere acumulat (*Body of Knowledge*), practicat și în limitele posibilităților diseminat către acei colegi care îl pot asimila.

5.7.3.1 Proiectul CESAR – Cost Effective Small Aircraft

Acest proiect a reunit institute și companii industriale pentru creșterea capacităților de dezvoltare a avioanelor civile de mici dimensiuni, axându-se pe aerodinamică, proiectarea, analiza și experimentarea structurilor compozite, pe actuatori electrici, fără să se ocupe de propulsie. Am avut contribuții de tip focal point și de lucru concret în trei activități de aerodinamică experimentală:

- Contribuție în propunerea de proiect (jumătate de pagină);
- Proiectarea mecanică a unei machete de tunel de aripă laminară 2D (partea fixă) pentru avioane de viteză mică și a formei discurilor de capăt, cu experimentarea în tunelul subsonic; coautor la raportul tehnic; proiectarea instrumentării pentru măsurarea distribuțiilor de presiune;
- Proiectarea aerodinamică a flapsului și eleronului unei aripi laminare optimizată numeric pentru avionul Aerotaxi și experimentarea în tunelul subsonic;
- *Focal point* pentru mai multe activități legate de *aircraft design* și pentru debutul activității legate de experimentarea unui *bizjet* în tunelul supersonic;
- Dezvoltat a doua generație de unelte CAD de proiectare geometrică avansată, pentru două clase de aeronave (CATScript), *bizjet* și *commuter turboprop*;
- Realizat compilarea rezultatelor de aerodinamică computațională/experimentală de tip *ice accretion* și managementul pentru *subtask*, la nivel de institut;

- Participare la 13 ședințe tehnice, din care două la București, realizat un important transfer de cunoaștere;

Proiectul a avut un impact decisiv în asigurarea veniturilor într-o perioadă dificilă și a deschis porțile pentru proiectele AVERT și JTI-Clean Sky. Activitățile au fost prea diversificate, din disciplinele: dinamica zborului, aerodinamica generală, fizica depunerii gheții, controlul motoarelor electrice fără perii, analiza structurală la oboseală pentru trenurile de aterizare (metode analitice).

5.7.3.2 Proiectul AVERT - Aerodynamic Validation of Emission Reducing Technologies

Acest proiect s-a concentrat strict pe realizarea și experimentarea unui model experimental de aripă cu sistem de hipersustentație care integrează AFC. Realizarea a presupus un efort important și se poate spune că a fost o oportunitate foarte rară. Am realizat activitățile de focal point prin participarea la cele 13 ședințe tehnice pentru activitatea de aerodinamică experimentală, co-manager de proiect, contribuții la post-procesarea datelor, la elaborarea cerințelor de proiectare. În afara coordonării proiectării mecanice, am contribuit la achiziția de materiale ca electrovalvele Festo, a compresorului Ingersoll de 22 KW (15000 Euro) care a folosit la alimentarea cu aer a flapsului suflat, a regulatorului de presiune și celor două debitmetre digitale SMC. Am asigurat asistența în tunel pentru toată matricea de testare și calculul coeficientului de debit prin mai multe metode, alegând în final metoda unanim adoptată în consorțiu. Utilizând modelul dezvoltat prof. Norman Wood de la Airbus-UK a reușit să decripteze cumva mecanismul succesiunii de separări și reatașări ale curgerii pe flapsul cu AFC, cheia proiectului.

5.7.3.3 Proiectul JTI Clean Sky SFWA 112

A fost primul proiect la care am realizat managementul integral, plus contribuția tehnică dominantă. Activitățile realizate sunt:

- Proiectarea aerodinamică, parțial instrumentarea machetei, proiectarea SJ;
- Specificații pentru adaptorul machetei (moment încovoiere, forță portantă);
- Calcule aerodinamice preliminare;
- Prelucrarea semnalelor de achiziție;
- Redactarea raportului (90%) și raportările anuale;
- Articole (2), prezentări la conferințe, 11 ședințe tehnice incluzându-le pe cele anuale din 2014 și 2015.

5.7.3.4 Proiectul JTI Clean Sky SFWA general

Am realizat rolul de *focal point* după nevoile momentului, pentru activitățile:

- WP 3.5 dedicat unui ampenaj U pentru *bizjet*, care să realizeze atenuarea zgomotului – două teleconferințe plus două ședințe anuale;
- WP 2.2.4.5 dedicat analizei numerice a elicelor contrarotative CROR – două ședințe tehnice, teleconferințe pentru debutul activității, urmate de delegarea către compartiment;
- WP 2.2.4 dedicat analizelor numerice a interacțiunii jetului cu ampenajul U pentru *bizjet* – realizat simulări RANS de la simple la complexe, delegat pentru simulări LES;
- Contribuții la raportările anuale din 2010 până în 2016;

5.7.3.5 Realizarea unor componente de machetă de suflerie la scară mare (LOSPA)

Acest proiect se prezintă în detaliu datorită implicațiilor manageriale, deoarece autorul a realizat activitatea de *focal point* și de **management** în proporție de aproximativ 80%. Activitatea a fost planificată ca principiu în 2007-2008, în cadrul proiectului JTI Clean Sky SFWA, având ca scop realizarea și experimentarea unei machete de tunel subsonic la scară mare, care reprezintă un *bizjet* inovativ cu aripă laminară, având următoarele elemente:

- simulatoare pneumatice pentru motoarele turbofan;
- nacele goale - *flow-through*;
- ampenaj "U" pentru reducerea zgomotului prin ecranare (*noise shielding*);
- ampenaj "T" inversat drept configurație de referință, pentru comparație. În 2008 și 2010 au avut loc ședințe în care am solicitat proiectul mecanic al machetei, care era însă nefinalizat. În cele din urmă prima versiune a proiectului machetei ne-a parvenit în 2012.

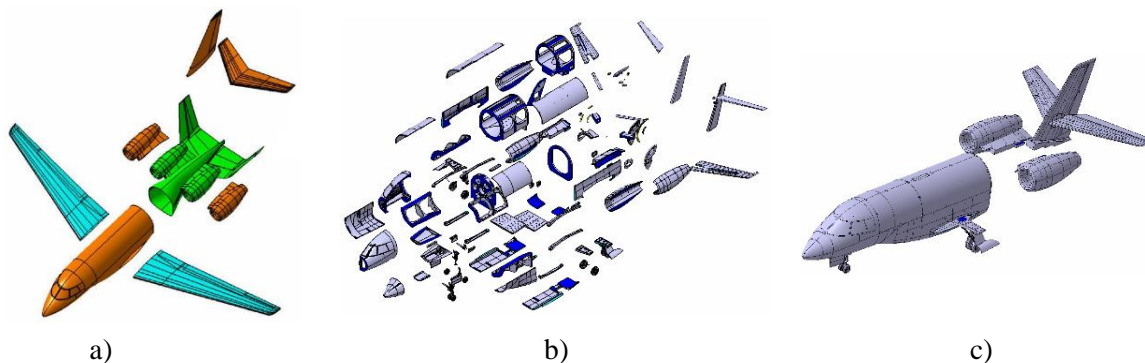


Fig. 5.22 Etapele realizării machetei LOSPA PDR 2012 a), CDR 2013 b) și Livrare, 2014 c)

Ședința PDR de la sfârșitul lui 2012 a dus la modificări în proiect, astfel încât să devină mai ușor de fabricat, montat/demontat în tunelul subsonic. Ședința CDR din 2013 a dus la acceptarea soluției constructive cu înghețarea interfețelor, urmând ca micile modificări care vor urma să nu mai afecteze concepția. Responsabilul de activitate este **Dassault Aviation**.

Resurse umane

- doi ingineri foarte experimentați, specializați în proiectarea și managementul execuției machetelor de tunel aerodinamic;
- un inginer începător, cu potențial;
- un tehnician prelucrător prin așchiere (frezor și strungar);
- un tehnician prelucrării mecanice generale;
- directorul tehnic;
- companie Craiova pentru fabricația reperelor de aviație, în special dural;
- companie București pentru fabricația reperelor generale, în oțel și dural;

Comunicare

Volumul de comunicare este un indicator al complexității managementului proiectului și a constat în:

- 364 mesaje email intrate, teleconferințe, raportări lunare;
- 240 mesaje email expediate;
- 3 deplasări plus două ședințe și vizite la producători organizate național.

Tabel 5.7 Deplasări proiect LOSPA

No.	Sedinta	Loc	Data
1	Model PDR	ARA, Bedford, UK	12.11.2012
2	Model CDR	DNW, Flevoland, NL	28.05.2013
3	Vizita fabrica	Bucuresti/Craiova	02.06.2013
4	Vizita fabrica	Bucuresti	06.12.2013
5	Prezentare Joint Undertaking	DNW, Flevoland	03.12.2014



Activitățile de debut au fost de revizuire a proiectului conform cu posibilitățile locale de fabricație, de realizare a desenelor de execuție (mari consumatoare de manoperă calificată) de aprovizionare cu materialele metalice necesare cu o masă totală de șase tone. Fabricația s-a derulat în două companii, implicând deplasări la sediu, fără de care nimic nu se realizează din punct de vedere calitate și termen de livrare. Pe lângă frezarea clasică s-au utilizat stereolitografierea, electroeroziunea cu fir și ambutisarea unor elemente. Controlul dimensional cu metode moderne

bazate pe interferometrie optică a permis corectarea machetei și livrarea unor rapoarte ca parte a activității.

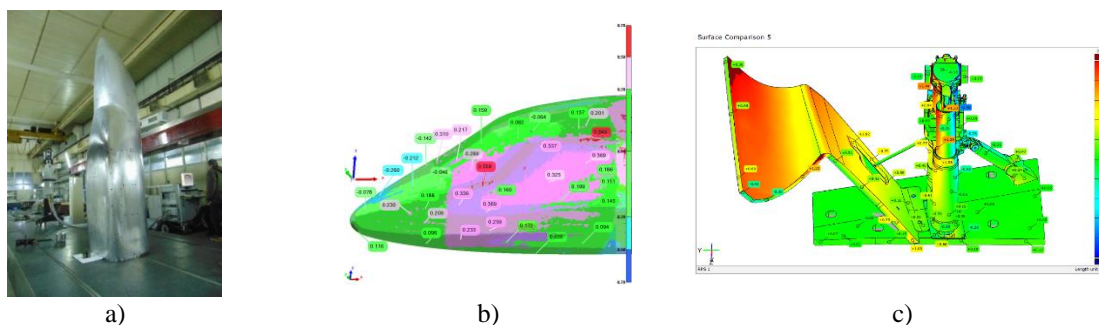


Fig. 5.23 Control dimensional stereoscopic

Fabricația a pus un număr de probleme care s-au rezolvat tehnic, iar autorul a contribuit la remediere asumându-și decizii riscante.



Fig. 5.24 Remediere defect, inserție asamblată cu pană și sudură a), stabilizator b)

Primul defect și cel mai grav este prezentat constă în eliminarea prin frezare a urechii tronsonului. Reparația s-a realizat prin completarea cu o placă asamblată prin sudare și cu pană. Piesa s-a frezat din nou la suprafața nominală și a rămas ușor vizibilă zona influențată termic.

Al doilea defect este generat de tehnologia de frezare dural laminat, la care piesele subțiri se deformează după proces. Acestea sunt ampenajele verticale, profundoarele și stabilizatorul vertical. Pentru un stabilizator orizontal săgeata la încovoiere este de aproximativ 1.5mm. Corectarea s-a încercat prin îndreptare la o presa cu covor de cauciuc, dar beneficiul este imposibil de cuantificat.

A treia dificultate a fost imposibilitatea de a realiza orificiile din cele doua inserții pentru măsurarea distribuțiilor de presiune din stabilizatorul orizontal ale căror locașe sunt vizibile în Fig. 5.24 b). Problema apare din proiectarea optimistă, care presupune că găuri perpendiculare de 0.4mm lungi de aproximativ 20 mm se întâlnesc tridimensional. Practic au fost nu mai puțin de cinci încercări de realizare, până la execuția reușită, producând exasperarea producătorului, lipsit de resursa umană calificată în numărul necesar.

Al patrulea defect a fost compromiterea unei feruri de prindere aripă (*wing shim*) prin poziționarea greșită a piesei la găurire, pentru care s-a utilizat un oțel de mare performanță, foarte greu de frezat. Aceasta a cauzat o întârziere de o lună, timp necesar obținerii materialului din SUA. Timpul de frezare pentru o piesă a fost de aproape două săptămâni.

Al cincilea defect a fost frezarea accidentală a bordului de atac al unui semiprofundor. S-a remediat prin încărcare cu sudură și epoxi cu pulbere de aluminiu, dar defectul a rămas vizibil.

Al șaselea defect a fost frezarea accidentală a nacelelor, de asemeni remediată prin încărcare cu sudură și finisare.

Ultima dificultate a fost demonstrarea funcționării ansamblului ampenaj T. Pentru respectarea calendarului de livrare am ales să lucrăm în timpul “concediului de odihnă”. Resursele la dispoziție au fost atelierul și trei colegi din compartimentul de aerodinamică computațională, deoarece inginerii specializați în machete erau în concediu.

Expediția s-a organizat în două etape din motive de finalizare, din care în prima s-au expedit elementele de fuselaj și nacelele, iar în a doua etapă s-au expedit ampenajele. Piesele s-au expedit la ARA în Anglia, unde s-a realizat o asamblare tehnologică a machetei. S-au proiectat și comandat lăzi de transport compartimentate după repere.

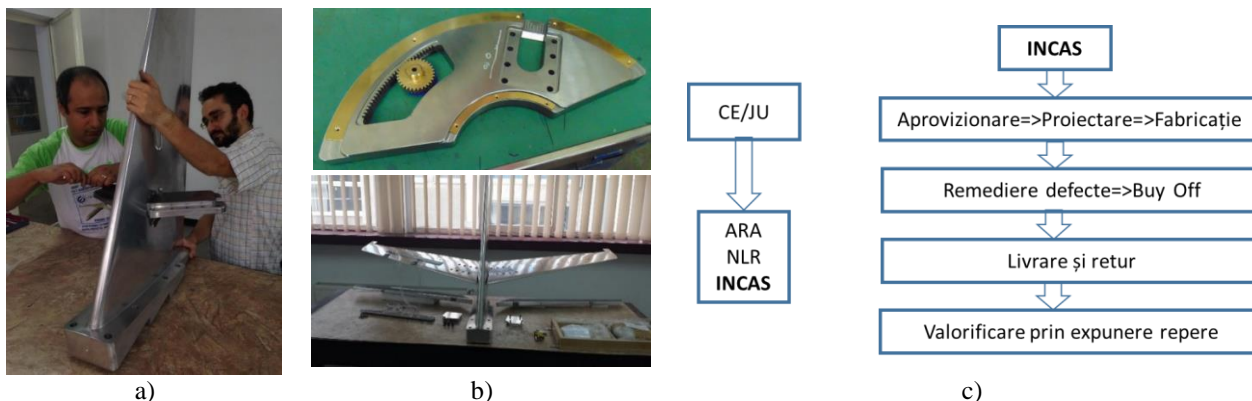


Fig. 5.25 Stabilizatorul în ajustură pentru montaj a) mecanismul de angrenare stabilizator orizontal și ansamblul ampenaje b), schemele consorțiului și de activitate c)

Concluzii

Proiectul este foarte relevant pentru problemele reale de fabricație cu aspecte de calitate, încadrare în bugetele de timp și financiar. Ca aproape toate proiectele din lucrare, este de pionierat din punct de vedere al dimensiunilor și complexității. Întârzierea întregului proiect, la care au contribuit 5 parteneri din Franța, Anglia, Olanda și România a fost de 38 luni, dovedită ca normală în cadrul proiectelor foarte mari (peste 1.5 miliarde Euro) în cadrul Comisiei Europene. Contribuția noastră nu a creat o amplificare a întârzierii, deoarece două firme britanice au întârziat chiar mai mult din cauza provocărilor tehnologice excepționale, pe care la rândul lor le-au întâlnit. Proiectarea și fabricația aripii foarte alungită, instrumentată, flexibilă, cu multiple suprafețe de comandă și la toleranțe care să permită laminaritatea curgerii a fost foarte delicată.



Fig. 5.26 Expediție iunie 2014 a), retur iulie 2015 b)

Succesul proiectului se datorează unei serii de elemente:

- menținerea un climat de lucru cu minimizarea conflictelor în condițiile în care echipa de lucru este neuniformă din punct de vedere al expertizei și capacității de efort. O contribuție importantă a avut-o directorul tehnic, prin identificarea furnizorului de material și a companiei din București care a realizat o parte din fabricație, ca și suportul logistic: transport materiale, transport repere, transport personal între sediu și fabricanți, furnizori și fabricant;
- efortul de calmare și ridicare a moralului celor doi ingineri proiectanți maturi, care au dus greul proiectului;
- Comunicarea corectă, promptă între părți, esențială pentru eliminarea potențialelor conflicte;
- Flexibilitatea în realizarea componentelor prin eșalonare în timp și distribuire între furnizori;
- Eșalonarea grupurilor de componente pentru livrare pentru mulțumirea clientului, aspect esențial în managementul de proiect;

- Gestionarea remedierii defectelor prin reparația pieselor ca alternativă la refacere, care implică întârzieri și costuri suplimentare.

Evitarea refacerii unor repere pe cheltuiala fabricantului a permis menținerea relației de colaborare cu acesta, fiind printre puținii care acceptă lucrări de tip unicat, care presupun un mare grad de risc atât ca posibilitate de realizare cât și din punct de vedere al profitului. Colaborarea bună cu partenerul ARA face ca în prezent să putem să comandăm la această companie reparația celor două balanțe tensometrice TEM 26 și TEM 39.

De asemeni colaborarea bună cu partenerul DNW ca operator al tunelului aerodinamic a dus la participarea la campania aero-acustică a modelului, cu un buget de aproximativ 50 mii Euro.

Experiența negativă pe care au avut-o firmele britanice responsabile de realizarea aripii ne-au ajutat să evităm implicarea într-un proiect similar în care se intenționa realizarea unei aripi laminare de dimensiuni duble, pentru experimentarea la ONERA/Modane, în cel mai mare tunel aerodinamic transonic din Europa, în cadrul proiectului Clean Sky 2.

Proiectul ne-a relevat nevoia disperată de lăcătuși mecanici calificați, foarte dificil de găsit pe piața muncii, pe care i-am compensat parțial un grup de patru ingineri, Fig. 5.25. Utilizarea inginerilor tineri a fost benefică pentru ca au dezvoltat o pasiune pentru realizarea de machete de tunel aerodinamic și pentru experimentarea lor.

Este greu de crezut că un proiect de o astfel anvergură va mai fi realizat, deoarece inginerii cu experiență se apropie de pensionare și înlocuirea lor este dificilă. În același timp, pentru necesarul intern, însemnând modele mai mici și mai simple, am reușit o înlocuire parțială. Se poate afirma ca și în cazul altor proiecte din lucrare, că a fost o oportunitate care apare odată în viață.

Activitatea s-a realizat în cadrul proiectului JTI Clean Sky SFWA LOSPA.

5.7.4 Concluzii

Se trec în revistă proiecte naționale și internaționale realizate în ultimul deceniu, prin care se arată implicarea autorului în mai multe aspecte sau discipline ale activității de aerodinamică experimentală. Dovedirea implicării concrete și reale este singurul argument robust prin care se oferă certitudini privind soluțiile de optimizare ale activității la nivel de departament, corespunzătoare subcapitolului 5.9. Inițierea în mai multe discipline, de la aerodinamică, la proiectare, trecând prin analiza structurală este posibilă și mai ales necesară deoarece numărul de angajați alocați în proiectele tipice nu este prea mare, iar aerodinamicianul sau managerul de proiect trebuie să se descurce cumva cel puțin minimal în aproape toate disciplinele implicate. Proiectele din care s-au extras și prezentat minimal contribuțiile sunt CESAR (2007-2010), AVERT (2007-2010), JTI Clean Sky mai multe activități, etc. Un proiect tipic de management al producției a fost LOSPA, prezent în detaliu în subcapitol datorită anvergurii și lecțiilor învățate. Realizarea unui asemenea demonstrator este o oportunitate rară, la care nu am fi crezut acum un deceniu că am fi nevoiți să participăm, dar care arată limitări de capacitate industrială severe la nivel național și imposibilitatea de a merge mai departe la nivelul de calitate cerut de machetele de tunel aerodinamic la scară mare.

5.8 ANALIZA PROIECTELOR AEROSPAȚIALE REALIZATE

În activitatea de institut aflat la interfața dintre cercetarea fundamentală și industrie, avem un rol hibrid, multidisciplinar și multidimensional, aplicat unor activități în mare măsură unicat, care fac procesul de lucru destul de dificil și aduc incertitudini din multe puncte de vedere pentru durata, costul de realizare și chiar fezabilitatea întregului demers. Datorită dualismului structural, numai ponderarea poate să ducă la “a face casă bună” asamblând cei doi piloni principali ai activității Fig. 5.27. Structura se aplică simultan proiectelor de aviație, spațiu și militare.

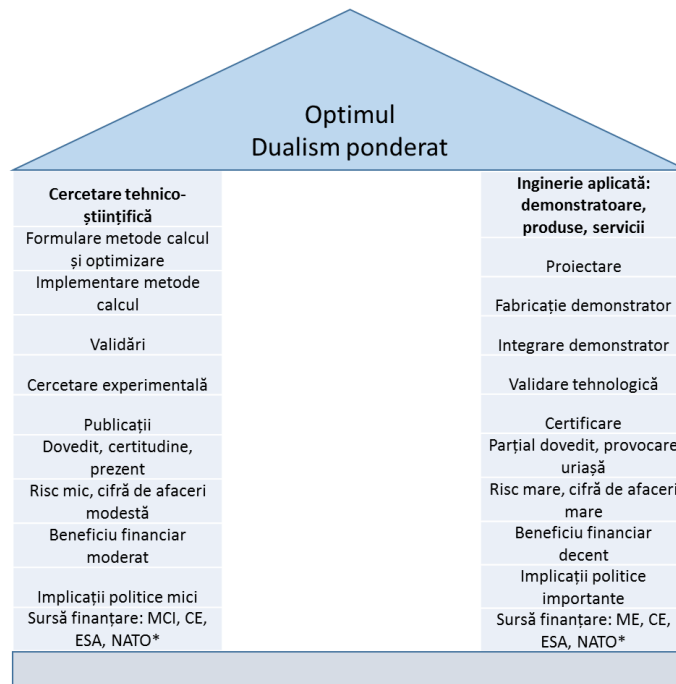


Fig. 5.27 Paradigma dualismului cercetare – inginerie la nivel de institut

5.8.1 Analiza activității științifice

Activitatea științifică poate însemna elaborarea sau implementarea unor metode de calcul de aerodinamică, dinamică, calcul structural, plasate pe diverse nivele de maturitate sau detalieri fizică, cu publicarea de articole în jurnale și conferințe, în cazurile când se poate. În contextul institutului acest lucru este facilitat de existența unui jurnal propriu indexat BDI și de cel puțin a unei conferințe internaționale anuale.

Încadrarea ISI a articolelor este foarte costisitoare în contextul nostru și de fapt dăunătoare activității deoarece deturneză interesul de la activitatea creativă naturală la una forțată, în care se valorizează un index artificial de performanță, irelevant pentru performanța individuaă reală. Cel mai bun jurnal de aviație din lume, Journal of Aircraft, nu a fost încadrat ISI pentru mult timp și nu are un index de impact atât de mare pe cât jurnale din alte domenii au (<http://www.journal-database.com/journal/journal-of-aircraft.html>). Journal of Propulsion and Power stă ceva mai bine din acest punct de vedere (<http://www.journal-database.com/journal/journal-of-propulsion-and-power.html>). AIAA Journal se situează chiar bine (<http://www.journal-database.com/journal/aiaa-journal.html>), dar toate jurnalele menționate au început să fie indexate ISI începând cu 2008.

5.8.2 Analiza activității de inginerie industrială

Activitatea de inginerie industrială înseamnă un spectru larg de activități pentru realizarea unor demonstratoare la sol, sau chiar a demonstrației complete într-o instalație experimentală ca tunelele aerodinamice subsonic și supersonic. Mai nou înseamnă și realizarea unor elemente componente pentru vehicule aerospațiale: **flying hardware** sau **qualification hardware** (termo-mecanic). Fie că ne referim la activitatea științifică sau la aplicațiile industriale, avem de-a face cu prototipuri. Reutilizabilitatea elementelor dezvoltate în proiecte de inginerie aerospațială, dar destul de diverse este relativ redusă. Schimbarea generațiilor de ingineri duce din păcate la scăderea temporară a procentajului de reutilizare a elementelor hard sau soft dezvoltate în laboratoare. Provocarea de a lucra din zona științifică până în zona industrială este una căreia i se face față greu și cu un preț personal foarte mare, cuantificat în zile lungi de lucru, lipsa weekendurilor și a concediilor.

Pentru un institut de cercetare aplicată, sprijinul industriei ar trebui să fie baza activității, prin implicare în proiecte industriale de anvergură. Din păcate această activitate suferă numeroase

limitări și constrângeri datorită partenerilor industriali naționali aflați în situația de simpli furnizori, care nu le mai permite să înglobeze rezultate de cercetare. În general partenerii industriali naționali din aviație au o situație economică dificilă și arareori manifestă inițiative și ambiția de a integra sisteme cu tehnologii dezvoltate de către entitățile CD. Aceste companii de stat au fost totuși impuse ca parteneri de proiecte la nivel guvernamental, dar au un viitor foarte incert, pentru că nu pot face investiții umane și materiale din motive legale, atât timp cât raportează pierderi financiare.

5.8.3 Analiza caracteristicilor tipice ale proiectelor din domeniul sistemelor aerospațiale

Repetabilitatea unui proces de lucru de cercetare sau aplicativ este în măsură să crească eficiența lucrului, incluzând realizarea unei calități superioare la un efort moderat. Șansa de a beneficia de experiența anterioară este parte a unui proces coerent de persistență în subiect, care poate deveni instituționalizat prin proceduri. Această șansă este numai parțial utilizată, datorită unei rupturi foarte serioase între generații, ca parte a finanțării precare a domeniului CD și a lipsei unor programe mari, de referință. Activitățile de tip programe de referință, sau de avangardă nu presupun neapărat finanțarea concretizării materiale, dar au avantajul că mențin o preocupare pe termen mediu care permite transferul de cunoaștere între generații și evoluția capacităților din disciplinele implicate.

Specificul activității institutului presupune realizarea și experimentarea de prototipuri sau demonstratoare *hardware* și *software* pe mai multe niveluri de maturitate tehnologică (TRL). Aceasta a dus la formarea unor echipe mici, cu angajați unicat, care în lipsa competiției interne cu angajați similari pot fi uneori foarte dificili. Printre acești angajați unicat se numără și autorul, care a experimentat o relativă persistență în proiecte de aerodinamică experimentală. În privința proiectelor de aerodinamică experimentală, avem un tipar de activitate.

Gradul de concurență al unui asemenea proces este redus. Realizarea concurentă a activităților unui proiect de aerodinamică industrială este foarte limitată. Practic avem de-a face cu o succesiune de activități care nu permite exploatarea întregului potențial de lucru la un moment dat. Posibilitatea de valorificare mai bună a potențialului este dată de lucrul la mai multe proiecte simultan, astfel încât toate compartimentele să lucreze la capacitate, chiar dacă la un cost administrativ semnificativ (regie). Considerând specificul de prototip al activității și cererea pentru acest gen de activitate, realizarea continuă a unui număr de proiecte care să acopere permanent capacitatea de lucru nu este posibilă. După finalizarea unei campanii de aerodinamică experimentală trebuie realizată regenerarea capacității de lucru la nivel de laborator, prin readucerea instalațiilor (tunel aerodinamic, stație pompare) la starea tehnică inițială de lucru. Trebuie recuperate, reparate și recalibrate după condiție instrumentele delicate de măsură din experimentul anterior și pregătite pentru noul proiect. Trebuie pregătită ediția nouă a programelor de achiziție date, procesare aerodinamică, etc. Între campaniile de experimentare trebuie executate revizii sau modernizări la instalațiile auxiliare: stație de compresoare, stație electrică, instalații electrice, pompe apă, etc.

Specific celor mai multe laboratoare aerodinamice din Europa pe care autorul a avut posibilitatea să le viziteze, este ritmul relativ lejer de lucru, corelat cu un număr minim de personal. Un ritm intens a fost susținut în timpul războiului rece, care a fost caracteristic și la INCREST, din care s-a desprins INCAS. Tema principală de lucru din anii '80 a fost avionul de luptă supersonic, plus maturizarea/diversificarea configurațiilor de acroșaje și optimizarea aerodinamică pentru IAR-93 și mai puțin IAR-99.

Odată cu finalizarea activității experimentale și închiderea formală a proiectului, activitatea de diseminare abia începe. Obligația formală de diseminare în timpul realizării proiectului este foarte dificilă. Adevărata diseminare poate dura un număr de ani. De asemeni aprofundarea rezultatelor poate să dureze mult, depinzând de gradul de noutate al proiectului. Apoi rezultatele

pot fi utilizate în lucrări de doctorat, masterat, ajungând până la proiecte de diplomă, în colaborare cu universități.

În cazul proiectelor de realizare a unui prototip demonstrator de aviație sau spațiu există un anumit grad de concurență între activități, dar și o discrepanță de capacitate între realizarea în regie proprie (limitată cantitativ) și realizarea la subcontractor (tipic mult mai capabil din punct de vedere cantitativ). Capacitatea de realizare în paralel (simultană) a activităților unui proiect de realizare a unui demonstrator aerospațial este în principiu mai ridicată decât în cazul proiectelor de aerodinamică experimentală. Etapa care poate fi realizată simultan este fabricația: o parte în regie proprie, o parte la subcontractor, eventual distribuirea la mai mulți subcontractori. Datorită capacității mici de lucru interne, economia de timp potențială este limitată, dar este cu certitudine un factor pentru optimizarea execuției proiectelor.

5.8.4 Analiza critică a problemelor din cadrul proiectelor cu activități unicat

Realizarea de proiecte unicat pune probleme serioase de realizare în timp și în buget, de aceea, nicăieri mai mult ca în munca de cercetare-inginerie-dezvoltare, personalul nu este mai confruntat cu **eșecul potențial**. Mai multe discipline pun probleme, dar referindu-ne la nivel departamental, acestea sunt: concepția, proiectarea, calculul structural, programarea pentru calculele de proces, programarea aplicațiilor de post procesare, fabricarea reperelor, instrumentarea modelelor, etc.

Defectele de fabricație sunt frecvente și afectează productivitatea și calitatea execuției proiectelor. Trebuie menționat că modelele experimentale sunt instrumente. Unicitatea lor duce la dificultățile de realizare. Minimizarea investiției (de altfel firească) în uneltele auxiliare din partea producătorilor duce la executarea unor operații în condiții suboptimale. Începând cu 2017, am apelat la companii străine pentru unele reperi, începând cu tehnologia ALM.

Tabel 5.8 Defecte fabricație, greșeli proiectare

Defecte în fabricația componentelor mecanice pentru modelele de tunel		
Proiect	Număr	Observații
LOSPA	6	Remediere fără refacere
	1	Fabricația repetată București, material din SUA
Euclid	1	Tehnologia ALM respinsă, fabricație Franța, <i>flying hardware</i> misiune spațială
Space Rider	10	Refacere piese, companie București, piese mici
	4	Refacere piese, companie Italia, ALM, maraging, fără cheltuieli suplimentare
JTI-SFWA 112	1	Aripa dural mult deformată, acceptată pentru faza 1, fabricație București
UFAST	2	Macheta din poliuretan de mare densitate a rebutat odată și s-a rupt o dată
DOC	4	Greșeală de proiectare, fabricație repetată machete (simple)

O și mai mare problemă apare la programele de calcul de casă pe care le dezvoltăm și le utilizăm pentru procesarea datelor experimentale. Aici avem parte de două niveluri: nivelul achiziției brute de semnal, unde aplicațiile sunt în mare măsură reutilizabile și nivelul aplicațiilor care sunt legate de proiectul propriu-zis, cu particularitățile lui.

Tabel 5.9 Reutilizarea softului de casă pe nivele de la brut la aplicație

Tip soft/aplicație de casă		Grad reutilizare
Achiziție date brute	Presiune	Mare
	Balanță	
Nivel de aplicație (proiect)		Mic

Utilizarea celor trei balanțe tensometrice din tunelul supersonic pune mari probleme de documentare prin lipsa unor valori numerice la balanțele TEM 26mm și TASK, pentru care nu este clară funcția de transformare din microvolți în sistemul internațional pentru toate cele șase canale. Am scris funcții Matlab scrise pentru balanțele TEM 26 și 39mm care nu au putut fi validate din

diverse motive. Slaba reutilizare a componentelor software arată lipsa maturității, dar progresele sunt importante. Maturizarea pentru tunelul supersonic se va realiza dacă vom avea șansa să continuăm dezvoltarea de-a lungul unui număr de proiecte, care să acopere utilizarea tuturor balanțelor de măsură în principiu, în condițiile în care nu se poate conta pe programele vechi, care sunt validate.

Tabel 5.10 Probleme de reutilizabilitate în softul de post-procesare aerodinamică

Software post procesare realizat în timpul campaniei experimentale			
Proiect	Observații	Potențialul de reutilizare	Perioada
AUMC	Program coreșii elementare parametri de proces în tunelul subsonic, scris în Fortran 77, după (Pope, A.; Harper, J. J., 1966). Reconstrucțiile cele mai mici pătrate plus șabloanele de grafice realizate în <i>Mathematica</i> nu s-au mai reutilizat niciodată.	Moderat-redus, pentru JTI SFWA 114	2002
JTI SFWA 114	Programul <i>sigma</i> se dezvoltă în timpul campaniei, cu un mare efort, Fortran. Codul corespunde unui program experimental generic pentru aripi mari și nu s-a mai folosit de la programul experimental din 2011, dar s-au produs modificări pentru realizarea graficelor în Matlab, ca alternativă la Excel pe durata programului doctoral.	Semnificativ	2011-2012
JTI SFWA 112	Cele 3 faze ale proiectului presupun dezvoltarea a 3 programe care deși înrudite, sunt totuși diferite. Acestea pot fi operate <i>per experiență</i> sau pentru tot setul de date. Programele sunt unicate, doar pentru studiul fenomenului de buffet/buffeting pentru fiecare fază/instrumentare. Pe durata programului doctoral s-a realizat capacitatea de procesare a întregului set de date. Matlab	Redus	2012-2014
ESA-STFA	Program dedicat modelului rampa undă de șoc oblică, unicat. Pornit ca mijloc minimal de realizare a graficelor din program, <i>per experiență</i> , s-a modificat în programul doctoral pentru tratamentul datelor de la THMR, pentru analiza stratului limită în regim supersonic.	Redus	2015
STAR-LALAPH	Program minimal pentru realizarea graficelor de calitate în Matlab, utilizând rezultatele post procesate de la tunelul supersonic. Realizat în cadrul programului doctoral.	Bun	2015
ESA-DOC	Program pentru reducerea forțelor aerodinamice și realizarea graficelor de calitate, utilizând date parțial post procesate de la tunelul trisonic (în cadrul programului doctoral).	Bun, moștenire din STAR-LALAPH	2016
ESA-Space-Rider	Program pentru reducerea forțelor din centrul electric în centrul balanței, reducerea în centrul aerodinamic, filtrare, verificare sarcini în raport cu capacitatea balanței, filtrarea temporală a datelor și grafice de calitate, utilizând date post procesate, dar și brute.	Bun, moștenire din ESA-DOC	2017

O analiză mai generală, la nivel de institut privind software-ul de laborator este în Tabel 5.11, cel mai complex caz fiind cel al demonstratoarelor zburătoare de tip aeronavă sau rachetă, care aduc cea mai mare diversitate de hardware/software. Practic laboratoarele la sol pot funcționa cu LabView și hardware uzual eventual HPC, dar demonstratoarele dinamice reprezintă cel mai complex caz. Toate activitățile de aerodinamică experimentală concură în productivitatea de lucru, care se exprimă odată prin numărul de experiențe pe zi, sau în rata de succes a experiențelor, ultima fiind indexul de performanță suprem. Odată modelul finalizat, cea mai mică influență provine din fabricație. Rămân buna funcționare a sistemelor de senzori și a acționării tunelelor, cele care decid rata de succes în campanii. Tunelul subsonic s-a dovedit foarte fiabil ca instalație, iar rata de succes joasă din proiectul JTI SFWA 114, din Tabel 5.12 provine din funcționarea problematică a sistemului de instrumentare, unde un furtun îmbătrânit a stricat statistica. Restul proiectelor sunt realizate în tunelul supersonic. Cea mai joasă rată de succes este de 28%, la proiectul JTI SFWA 112. Aceasta se explică printr-un număr mare de experiențe cu vizualizare ulei-pigment care nu au contribuit la rezultatele cantitative finale, dar au contribuit la înțelegerea fenomenului și concentrarea pe regimurile de interes. O rată slabă de succes de numai 31% este înregistrată la

proiectul ESA-STFA rampă undă de șoc oblică, din simplul motiv prezentat anterior, că o serie de conectori electrici au fost decuplați accidental. Proiectul ESA-STFA lifting body are de asemeni o rată modestă de succes, datorită adoptării unui sting prea lung și prea flexibil în prima fază, care nu a permis realizarea tuturor numerelor Mach și nici a vizualizărilor. Revizia configurației a permis însă o campanie tehnic reușită, dar cu o statistică a eficienței modestă. Merită menționată repetarea unei experiențe valide pentru simplul motiv că autorul a șters din greșeală un film Schlieren (greu de manipulat datorită mărimii de 64 GB). Proiectul ESA-DOC are cea mai mare rată de succes, deși a fost vorba de 4 modele diferite, experimentate într-o configurație destul de neortodoxă.

Tabel 5.11 Probleme de reutilizabilitate în softul de casă la nivel de institut

Software de casă	Grad reutilizare	Particularități
Achiziție semnale/automatizare pentru instalația experimentală	Înalt	Fix, de laborator, de uz industrial cum ar fi LabView – oarecum standardizat, hardware normal
Procesare semnal, comandă pentru demonstrator	Jos	Fix sau mobil, de uz operațional, Matlab, Labview, C – diversitate mare de compilator și hardware
Calcul științific	Înalt	Fortran, Matlab, C, hardware normal plus HPC

Proiectul ESA-Space-Rider prezintă o rată mare de succes, dar ceea ce nu se vede în tabel este durata exagerat de mare a campaniei, de aproape 6 luni, datorată scăderii progresive a performanței compresorului. Astfel, s-a ajuns la situația de a realiza o singură experiență pe zi. Această productivitate mică a venit și pe fondul temperaturii ambientale mari, dar normale, din perioada de vară. Acest program ne-a determinat să căutăm soluții pentru reparația provizorie a unui compresor și reparația capitală a celui alt, demers realizat în mare măsură.

Tabel 5.12 Rata de succes în experiențele aerodinamice

Proiect	Nr. experiențe tunel			Observații
	Utile	Total	Util/Total	
JTI SFWA 114	54	105	51%	Debut dificil, defecțiuni tubulatură pneumatică, 25 minute/experiență
JTI SFWA 112	49	176	28%	Program complex, 3 faze cu instrumentări diferite
ESA-STFA rampă	9	29	31%	Defecțiuni conector UTP, greșeli montaj model
ESA-STFA lifting body	5	14	36%	Sting neadecvat ca lungime și depășire capacitate
STAR-LALAPH	10	23	43%	Ampenaj canard actuat, premieră, explorare prudentă a regimurilor
ESA-DOC	35	40	88%	Depășire capacitate balanță
ESA-Space-Rider	144	210	69%	Depășire capacitate balanță, probleme conector UTP

Un exemplu de instalație dintr-un institut de prestigiu este facilitatea Plasmatron a VKI, care oferă din start o rată de succes de 50%, deoarece la fiecare test “de producție” se realizează un test de calibrare. Aici vorbim cu adevărat de o instalație de cercetare, pentru caracterizarea materialelor în procesul de reintrare planetară la regimuri variabile din punct de vedere al fluxului de căldură și presiunii dinamice, pentru diferite configurații particulare. În realitate la o campanie oricum se ratează anumite experiențe, așa încât rata reală de succes este sub 50%.

5.8.5 Indicatori de performanță

Principiile economiei de piață au un regim ceva mai diferit în lumea proiectelor de CD tipice pentru un institut național. Un prim indicator de performanță este încasarea tuturor plăților din contract. Plata se poate realiza chiar în condițiile în care performanța în proiect a fost modestă, așa încât reprezintă un criteriu relativ înșelător.

Un indicator de performanță robust este continuarea unui proiect închis printr-un altul, relevant la nivel european, în aproximativ același consorțiu, sau un proiect complet nou cu persistență în disciplină. Menținerea pe termen lung în sistemul consorțiilor mari europene este adevărata măsură a reușitei. Aplicabilitatea metricilor valorii ca în industria software (Radu, 2015) sau altă industrie de succes, este aproape imposibilă în contextul de față.

Continuitatea proiectelor este cu siguranță unul din criteriile cele mai importante de valorizare a proiectelor, asigurând avansul disciplinelor implicate, dezvoltarea resursei umane, a infrastructurii, etc. Este evident că există o corelație între performanță și persistența finanțării, dar factorul politic mai ales la nivel național are o importanță esențială. Utilizarea unei metrici artificiale în valorizare are impact negativ asupra dezvoltării și evoluției echilibrate. Datorită politicii din planul național de cercetare dezvoltare, o pondere mare o au proiectele de creare de laborator, sau de investiții. Acest aspect la care se adaugă politica de sprijin a anumitor domenii/discipline cu vizibilitate internațională (de exemplu fizica laserilor), duce la devierea de la realitate a metricilor de valorizare la nivelul entităților finanțate. De aceea persistența ca rezultat al efortului natural și nu a politicii, este probabil cea mai adecvată metrică a performanței/valorii.

Tabel 5.13 Continuitatea proiectelor ca indicator de performanță

Proiectul original	Continuare 1	Continuare 2
ESA STFA & STAR IATASH	Space Rider 2016-2017	Space Rider B2/C - CFD/WT
		Drop Test Vehicle & MGSE Design
		Spacecraft Cold Structure Stress Analysis
		Expert (anulat)
VEGA C+	VEGA E – obținerea poziției de referință în aerodinamică pentru VEGA	Proiect inginerie lansatoare spațiale cu AVIO sau VEGA E
CESAR AVERT	Clean Sky 114	KITMEAS (CE, CS2) - neselectat
EUCLID & Nucleu optimizare structurală	Majorare de buget 2016, cu 200 k€	METRO (CE) - neselectat
ESA-USACDF	ESA-DTV	ADAMP (ESA-GSTP) – în pregătire
ESA Phase 0/A Microlauncher	Proiect nou Microlauncher, conform apelului ESA 9046 (nerealizat)	Roadmap dezvoltare diverse tehnologii FLPP Technology bricks (în pregătire)

5.8.6 Concluzii

Analiza activităților de cercetare și de inginerie arată caracterul dualist al institutului, în care trebuie menținut un echilibru. Caracteristicile de concurență în realizarea activităților din proiectele cel puțin de aerodinamică experimentală sunt reduse datorită specificului domeniului. Prin urmare este nevoie de soluții bune pentru estimarea duratei de realizare a proiectelor, ca și a costurilor. Analiza proiectelor realizate arată gradul de reutilizare al unor elemente dezvoltate, însemnând hardware și software de laborator. Este de dorit o capacitate de reutilizare mai mare, dar aceasta se poate face doar la software, element care este consumator mare de resurse umane calificate și timp dezvoltare/validare.

Pe același palier se așează gradul de reușită al experiențelor în tunelele aerodinamice știind că depinzând de complexitate, modelele experimentale nu au o fiabilitate prea mare cel puțin la debutul campaniei experimentale.

Pentru proiectele tipice de institut, singurul index de performanță universal, deși cu valoare mai degrabă calitativă este continuitatea proiectelor, sau persistența într-o zonă de competență. Angrenarea la nivel internațional în același subiect pe o durată de exemplu de cinci ani arată o performanță excelentă.

5.9 OPTIMIZAREA PERFORMANȚEI LA NIVEL DE DEPARTAMENT

Obiectivul capitolului constă în identificarea și implementarea unor soluții de optimizare a performanței pentru cele trei compartimente de inginerie aerospațială din cadrul departamentului. Acestea sunt laboratorul de aerodinamică experimentală prin tunelele subsonic și supersonic, laboratorul de calcul numeric și cel de aerodinamică generală. Compartimentele sunt evaluate

succint și pentru fiecare se prezintă elemente software sau hardware propuse în lucrare, din care unele sunt într-un stadiu avansat, iar altele sunt în stadiul de concepție/proiectare.

Ultimul obiectiv major este analiza resurselor umane în vederea optimizării deoarece acest aspect nu a putut fi menținut la un nivel dorit nici cantitativ nici calitativ pentru o durată destul de lungă în perioada de subfinanțare, după încheierea războiului rece.

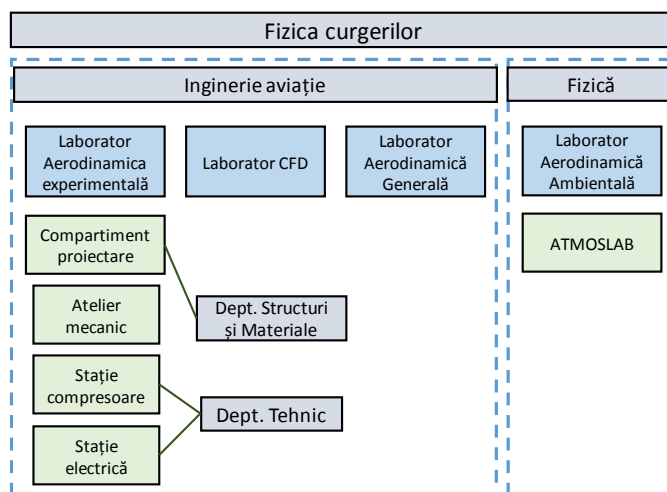


Fig. 5.28 Structura departamentului și conexiunile cu alte departamente

Obiectivul este de a echilibra încărcarea pe compartimente la nivel de departament în paralel cu echilibrarea încărcării pe oameni la nivel de compartiment, în condiții de creștere moderată a portofoliului de proiecte. Oportunitățile de proiect sunt foarte diferite între compartimente, care au specific profund diferit. Compartimentele cu specific de aviație nu beneficiază de nivelul de oportunități pe care l-ar merita, față de compartimentul de aerodinamică ambientală, care ține de domeniul fizicii. Potențialul oamenilor este diferit și într-adevăr considerăm că trebuie stimulate persoanele care se străduiesc și reușesc să-și utilizeze potențialul. Departamentul cuprinde persoane cu experiență foarte lungă numai în două compartimente: de aerodinamică experimentală și generală. În primul compartiment cei vechi sunt pensionați de peste 10 ani, iar în cel de-al doilea, anul 2017 a dus la retragerea a patru persoane. Înlocuirea cu persoane echivalente ca experiență este practic imposibilă și singura posibilitate este utilizarea și dezvoltarea persoanelor tinere, proces foarte dificil, care s-a desfășurat cu succes în compartimentul de simulare, de unde se poate face un transfer limitat către aerodinamica generală sau cea experimentală.

Rolul persoanelor cu experiență foarte lungă devine din ce în ce mai dificil, așa cum este și colaborarea cu cei tineri. Depinzând de caracter și istoricul de viață, pot fi persoane foarte dificile, sau foarte amabile. Proiectele istorice la care au luat parte, ca și dezvoltarea infrastructurii de lucru (tunelul aerodinamic supersonic), sunt oportunități foarte rare, de care au beneficiat și care au dus la o dezvoltare profesională de nivel înalt. Deoarece această facilitate este unicat în România, nu există o piață a muncii pentru acest segment de activitate. Prin urmare, soluția găsirii de noi specialiști nu poate consta în simpla înlocuire, ci numai în formarea pe termen mediu a unor tineri, utilizând echipa veche pentru pregătirea echipei noi. Considerând piața muncii actuală, formarea unor înlocuitori presupune o activitate persistentă de calificare.

Același transfer de personal din compartimentul de simulare numerică se poate întâmpla și pe viitor, știind că baza activității în toate compartimentele constă în abilitatea personală de a manipula câteva elemente specifice de aerodinamică și de a le putea utiliza în calcule numerice, utilizând o combinație de programe proprii și comerciale. Problema constă în alocarea unor ingineri/cercetători calificați pentru transferul de cunoaștere către noii veniți, în detrimentul realizării proiectelor contractate. Problemele existențiale ale departamentului sunt: asigurarea supraviețuirii tunelului supersonic și a compartimentului de aerodinamică generală. Preluarea experienței persoanelor în vârstă reprezintă un element critic.

Practic, încă nu s-a realizat schimbul de generații la competențele critice. Acestea sunt operarea tunelului supersonic, unde sunt doi operatori: unul programează secvența de funcționare a tunelului, celălalt realizează evaluarea setărilor tunelului: poziția inițială a valvei, presiunea de stagnare care să asigure realizarea numărului Re și a duratei optime, conturul ajutorului flexibil, aria colului sonic 2, etc. Compensarea cu personal a laboratorului de aerodinamică experimentală se realizează cu personalul din compartimentul de CFD. Inginerii de CFD au ca principal avantaj stăpânirea mai avansată a unor programe de calcul ca Ansys Fluent, Ansys Mechanical, știu să programeze în Matlab, Fortran și sunt obișnuiți să își pună probleme complexe. Aceste calități îi fac să se adapteze aproape oriunde în cadrul departamentului.

Participarea la multe proiecte internaționale unde s-a lucrat alături de performerii Europei în disciplinele aerodinamică experimentală și computațională a condus la conștientizarea necesității de a optimiza performanța la nivel de departament. Cerințele de creștere a performanței înseamnă pe de o parte dezvoltarea unor capacități existente și crearea celor care lipsesc și sunt necesare din două perspective: sunt obligatorii în contextul competiției internaționale și sunt obligatorii din punct de vedere al disciplinei practicate.

Creșterea performanței departamentului este consecința funcționării după principii naturale, aceasta însemnând:

- realizarea la un nivel bun a proiectelor;
- angajarea/transferul celor mai buni candidați în contextele locurilor de muncă;
- atestarea profesională corectă;
- instituționalizarea scrierii de propuneri de proiecte;
- instituționalizarea realizării și susținerii activității de publicare;
- valorificarea oportunităților de achiziții prin proiectele specifice: nucleu, structural, pentru actualizarea inventarului hard/soft;
- activitatea de documentare/diseminare internă.

Realizarea la un nivel bun a proiectelor

Nu toate proiectele se pot realiza optimal, din motivele prezentate în acest capitol. Uneori competența există, dar nu poate fi accesată, uneori trebuie admis că nu este suficientă. Uneori instalațiile experimentale, sau puterea de calcul, sau soft-ul nu sunt suficient de capabile în raport cu cerințele proiectelor.

Recrutarea candidaților cu potențial

Cu toată buna intenție și atenția la interviul/examenul de angajare, deși unii candidați au un CV impresionant și fac o impresie bună la interviu, au probleme de comportament care țin de o evaluare psihologică. Din păcate acest tip de evaluare încă nu s-a instituționalizat și am comis o serie de greșeli, care la ani distanță de eveniment par grave.

Instituționalizarea scrierii de propuneri de proiecte

Fiecare sesiune de depunere de proiecte aduce cu sine suprasolicitarea acelor angajați calificați și cu experiență (puțini la număr), care au capacitatea de a realiza această activitate. Deschiderea competițiilor mari gen PNCDI, sau STAR aduce cu sine un efort mare într-un timp scurt, în care oricum trebuiesc realizate proiectele în curs. Anul 2016 a fost foarte dificil pentru că s-au elaborat proiecte ESA, STAR și PNCDI. S-a trecut la o abordare modulară a proiectelor, în care personalul cu titlul de doctor a preluat formal conducerea proiectelor în funcția de coordonator, chiar dacă acest demers deschide conflicte noi. Mobilizarea a însemnat mutarea într-o sală de conferință a celor implicați în propuneri/ofertare, în care am funcționat câteva luni. Formatul tipic al propunerilor de proiect implică menționarea unor beneficii ale proiectului pentru societate și a unei metodologii de management. Aceste două elemente inutile nu fac decât să consume timpul necesar tratării subiectului, deoarece nici impactul social și nici teoriile de management nu pot fi aplicate într-un proiect în care lucrează în general un număr mic de oameni, iar legătura cu industria este slabă sau complet inexistentă ca scop final al proiectelor. Am încercat să utilizăm corpuri auxiliare comune pentru aceste elemente din propuneri, pentru a maximiza concentrarea pe subiect.

Rezultatul efortului constă în abilitarea unui tandem de tineri pentru scrierea de propuneri, care în sine este un beneficiu fundamental. Un tânăr absolvent de SNSPA a căpătat abilități foarte bune în scrierea propunerilor de proiect, sintetizând este adevărat, componentele tehnice care provin de la ingineri. Schemele de management, drumul critic, *Work Breakdown Structure* sunt elementele care de regulă îi aparțin. În lumea proiectelor ESA unele decizii de selectare a proiectelor la finanțare se realizează pe principii politice (la nivel internațional), așa încât rezultatul efortului de a scrie propunerile nu este întotdeauna apreciat cum se cuvine. Tot ce se poate face din poziția de manager este de a se încuraja și aprecia pozitiv efortul. În același timp se încearcă găsirea unui drum mai puțin expus la incertitudinile din lupta politică internațională, dar și mai puțin expus la incertitudinile de la nivel național.

Instituționalizarea realizării și susținerii publicării

Această activitate s-a realizat prin încurajarea și inițierea unor articole în conferințele care pot fi văzute ca acțiuni de casă: NMAS (ROSA), Aerospațial (INCAS) și Caius Iacob (ISMMA). Chiar dacă aceste conferințe sunt foarte permissive din punct de vedere calitativ și a încadrării în discipline, prezența cu articole a devenit obligatorie pentru laboratorul CFD. Datorită proiectelor spațiale aceasta prezență a crescut prin departamentele Sisteme/Dinamica Zborului și Structuri și Materiale/Calcul de rezistență, în special prin tinerii implicați în proiectele de spațiu. După ani de zile în care din comoditate am publicat lucrări bune în aceste conferințe cu factor de impact nul, tragem concluzia că pe viitor vom considera mai serios conferințe sau reviste cu factor de impact, ca să răspundem acestei solicitări, de altfel nenaturale. Cel mai probabil orientarea către publicații indexate și cu factor de impact decent va duce la micșorarea numărului de lucrări. Un aspect negativ al stimulării publicării este că unii angajați abandonează sau ignoră proiectele în favoarea realizării de articole. Acest comportament este caracteristic angajaților care au lucrat în învățământul superior, sau care au finalizat un “doctorat” în nefericitul format Bologna (în mare viteză, la nivel de proiect de diplomă). Deși așteptarea normală este că articolele ar proveni din rezultatele muncii, în realitate se produce un decuplaj în care se pot realiza articole cu prea puțină muncă și realizări reale (în proiecte), având o pondere mai mare din compilarea literaturii și reutilizarea unor rezultate vechi, denaturând complet demersul publicării.

Valorificarea oportunităților de achiziții prin proiectele specifice: nucleu, structural, pentru actualizarea inventarului hard/soft. O poveste de succes din acest punct de vedere este faptul că personal am scris două și jumătate din cele aproximativ 20 de propuneri din cadrul proiectului nucleu 2016, unde am atacat în forță subiecte de mare interes: optimizarea topologică, unde am obținut finanțarea și s-a achiziționat programul de calcul Altair Optistruct. Alt proiect nucleu s-a obținut ca sprijin pentru realizarea vehiculelor de tip VTVL (Vertical Take-off Vertical Landing), pentru sprijinul proiectului ESA DTV. Ultimul proiect nucleu a constat în consolidarea capacităților de simulare numerică a curgerilor pentru vehiculele lansator și de reintrare (Chemkin plus mentenanță NUMECA și Ansys CFD). Practic am deschis drumuri noi pentru toate cele trei departamente, în proiecte ESA multidisciplinare. Continuarea a fost scrierea a două și două treimi propuneri din cele 11 pentru anul 2018.

Activitatea de documentare

Este din ce în ce mai ușor de obținut cărți și articole bune, dar este obligatorie diseminarea internă a materialului obținut, pentru maximizarea beneficiilor:

- Scanarea cărților importante de aerodinamică și transformarea lor în documente *searchable*;
- Aprobarea participării la cursuri de mecanica fluidelor la VKI pentru două persoane și impunerea scanării documentației primite. Costul unui asemenea curs este de aproximativ 1000 Euro, fără includerea transportului, cazării, etc;
- Achiziția de cărți științifice și chiar de popularizare;
- Diseminarea întregului pachet de documentație către departament, cu fiecare ocazie cu care descoperim lucrări noi în contextul proiectelor;

Pentru viitor foarte importantă este urmărirea proiectelor prin utilizarea unor asistenți care să actualizeze gradul de realizare și să facă informările necesare în cadrul unor ședințe cel puțin de două ori pe săptămână. Acest lucru se realizează parțial prin asistentul de programe spațiu, o achiziție umană de excepție, care deși are o prestație excepțională nu poate fi remunerat corespunzător datorită grilei de salarizare care nu valorizează decât inginerii, fizicienii, chimiștii, matematicienii, în defavoarea unor categorii de angajați care au absolvit SNSPA de exemplu. Exercițiul permanent de a realiza la un nivel bun proiectele în lucru, eventual gata obținute de către management nu este de ajuns să asigure supraviețuirea departamentului, institutului sau a unei întregi ramuri a cercetării aplicate. Reușitele sunt legate de pasiunea pentru domeniul de lucru și de un comportament natural, generos, comunicativ, în care se exploatează decent particularitățile resursei umane disponibile, care este fie prea obosită, dar foarte capabilă și experimentată, fie proaspătă, dar fără experiența și abilitățile necesare. Formarea persoanelor tinere și încurajarea sau recrutarea celor pasionați de munca de institut este esențială pentru reușita proiectelor prezente și obținerea celor viitoare, dar are un și un cost important, deoarece solicită implicare. Aceasta este și zona unde autorul preferă să acționeze pe viitor, delegând conducerea proiectelor, pentru a se putea concentra pe formare, pe dezvoltarea uneltelor pentru infrastructurile critice (tunel supersonic) sau resurse HPC sprijinind astfel realizarea proiectelor.

5.9.1 Optimizarea performanței laboratorului de calcul numeric

Inventar

Laboratorul de calcul numeric de aerodinamică (CFD) a fost practic creat în forma actuală în 2010. Am pornit la drum având practic proiecte de aerodinamică experimentală, dar aceasta nu a împiedicat formarea unei echipe. Chiar dacă autorul nu a performat în calcule de aerodinamică de nivel industrial la nivelul la care și-ar fi dorit, a reușit să îi determine pe alții să performeze foarte bine și să le asigure un inventar de hard și soft, incluzând elemente de pregătire profesională.

Abordarea cu entuziasm a pachetelor din proiectele conduse de alte persoane din institut, dar la obiectul compartimentului, a dus la dezvoltarea acestuia atât ca resurse umane, cât și ca echipare. Reacția promptă de răspuns la proiectele nucleu sau structurale care s-au derulat și continuă a făcut să se achiziționeze un inventar computațional serios.

Realizarea la un nivel excelent a proiectelor JTI Clean Sky SFWA 2245 (analiza aeroacustică a unui sistem de elice contrarotative CROR – Contra Rotating Open Rotor) și a pachetelor din ESPOSA, dedicate analizei aeroacustice/performanță și a nacelelor este meritul celui care a preluat compartimentul. Practic, din aceste două proiecte s-a reușit amortizarea clusterului SuperMicro achiziționat în perioada 2010-2012, care a costat aproximativ 70000 Euro. Contribuțiile din alte proiecte naționale au dus și la amortizarea clusterului nou, de tip Beowulf, în valoare de aproximativ 14000 Euro. Astfel, compartimentul operează 7 PC-uri cu procesor i5, 32 GB memorie și 11 calculatoare portabile.

Dezvoltarea și menținerea unor relații bune cu compartimentul IT și directorul tehnic face să dispunem de un *data room* climatizat decent și securizat energetic prin UPS-uri de mare capacitate, la care mai trebuie lucrat pentru integrare.

Resursele software constau în: Ansys CFD Associate 16.0-19.2, 336 CPU, NUMECA Fine/Open 1024 CPU, Ansys LS-Dyna 980 (1 CPU) și Ansys Mechanical.

Derularea în institut a unui proiect structural la care compartimentul a răspuns cu promptitudine atât în faza de scriere a propunerii (prin evidențierea necesității și beneficiilor dotării HPC – High Performance Computing) face ca inventarul să includă începând cu 2015 un cabinet SGI UV 2000, cu peste 528 CPU și 8.4 TB RAM. Subsemnatul a reușit să finalizeze negocierea pentru *software* exact la bugetul disponibil, în timp ce oferta inițială era la un preț cu 50% mai mare, printr-un dialog deschis, fără vreo tehnică specială de negociere.

După renovarea (finalizată în 2017) a tuturor clădirilor din patrimoniu și cablarea cu fibră optică, se are în vedere utilizarea duală a conexiunii realizate, deoarece capacitatea de transfer nu este utilizată complet. Prin urmare, o parte din capacitatea fibrei optice (instalată prin tunelul de

cabluri) va fi utilizată în continuare pentru rețeaua normală integrată cu internetul, iar altă parte din capacitate va fi utilizată pentru o sub-rețea cu circuit închis, destinată exclusiv accesării sistemului de calcul local instalat în *data room* tunel subsonic din clădirile Tub Ludwig și Tunel supersonic, pentru creșterea capacității de lucru și integrarea activităților de aerodinamică experimentală cu cele numerice, așa cum este natural.

Renovarea clădirilor a presupus instalarea unor unități de aer condiționat de mare capacitate pentru birouri, data room, dar și includerea unui generator Diesel de aproximativ 100 kW, pentru securizarea alimentării birourilor și data-room. Un neajuns important al *data room* este dimensiunea prea mică pentru cantitatea de echipamente, cu posibil impact negativ în performanța de răcire, dar acest lucru urmează să fie verificat în practică. Este de remarcat și zgomotul relativ mare datorat instalației noi de climatizare, dar cel mai mare contributor este clusterul SuperMicro, în curs de reinstalare. Deși proiectul de instalare al generatorului Diesel și unităților de aer condiționat vine formal din partea departamentului tehnic, autorul a inițiat acest demers, a negociat prețuri și a selectat echipamente înainte de renovarea care a debutat în decembrie 2016. Deși soluțiile pe care autorul le-a avut în vedere nu au fost adoptate, totuși s-au achiziționat și instalat echipamente cu performanțe foarte asemănătoare. Contribuția autorului este **stimularea** celor implicați în adoptarea unor soluții performante în comparație cu improvizația anterioară.

Activitățile planificate pentru 2018 cuprind reinstalarea cablului de putere (25 kW), portarea clusterelor Supermicro și Beowulf către Linux CentOS și instalarea completă a pachetelor Ansys 19.2 și NUMECA, în paralel cu studiul pachetului OpenFoam, care datorită faptului că este gratuit poate duce la înlocuirea pachetelor comerciale menționate, al căror preț de mentenanță este greu de suportat. S-a realizat angajarea unui inginer de calculatoare începător care să asigure mentenanța inventarului *soft și hard*.

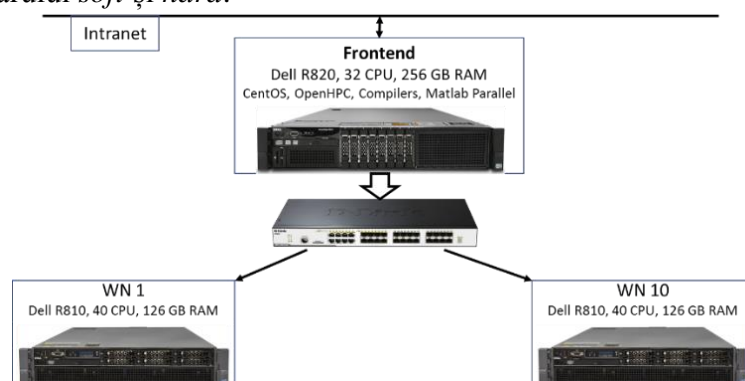


Fig. 5.29 Cluster asamblat din Dell PowerEdge R 810

Consolidarea capacității de calcul în cadrul laboratorului se face prin achiziția de sisteme de calcul utilizate, care oferă un nivel de performanță/cost net superior în raport cu sistemele noi. Astfel un sistem de calcul cu patru procesoare a câte 22 nuclee și memorie de 1TB costă 34000 USD fără TVA. O mașină Dell PowerEdge R810 cu patru procesoare a câte 10 nuclee și 128 GB de memorie costă între 7 și 8 mii lei fără TVA. Achiziția a șase mașini PowerEdge R810 folosite este posibilă în 2018 deoarece sunt pe piață ca urmare a modernizărilor unor centre de calcul mari la nivel european sau în SUA, conducând la inundarea pieței cu sistemele vechi, dar și datorită amatorilor de *crypto mining* (de la nivel național) care le-au achiziționat, dar care au constatat că mașinile CPU sunt inefficiente în comparație cu mașinile GPU. Aceasta a dus la scăderea spectaculoasă a prețului. O altă mașină de calcul pe care am achiziționat-o este PowerEdge 610 cu 12 nuclee și 48 GB memorie, la un preț de numai 2350 lei. Performanța de calcul paralel depășește performanța unei stații noi la un preț de 10000 lei. O asemenea mașină este net superioară ca dotări de calcul paralel față de o stație de lucru normală: în general are un adaptor de rețea cu patru porturi categoria minim 1 Gbit/s (cu posibilitatea cumulării vitezei de transfer) și cel mai important este că magistrala de date este superioară. Dezavantajul unei asemenea mașini este legat de adaptoarele video neperformante în comparație cu stațiile deși există posibilitatea conectării unor adaptoare externe, utilizate, la un preț neglijabil. Acesta este și motivul pentru care preferăm configurațiile

oferite la vânzare așa cum au fost realizate. Simpla achiziție de hardware nu este suficientă. Prin urmare se adaugă pregătirea personalului pentru utilizarea Linux (unde distribuția Ubuntu este cea mai prietenoasă), pentru dezvoltarea și utilizarea de coduri de casă, realizate cu compilatoare gratis, scriind cod portabil Fortran sau C/C++. Din punct de vedere al clusterelor soluția este CentOS ca sistem de operare, cu pachetul OpenHPC pentru toate uneltele și sistemele de gestiune necesare (Slurm, biblioteci, compilatoare).

Peste acestea vin programele gratis Paraview, FreeCAD, Octave și Scilab (similare Matlab), editorul de text Kate, Gnuplot, pachetul compatibil MS Office denumit WPS, care aparent are o singură problemă: lipsa unui editor de ecuații compatibil cu vechiul și noul Equation. O soluție este Latex, care oricum este gratis, iar la conferințele și jurnalele serioase este solicitat. Din punct de vedere al compilatoarelor și bibliotecilor de paralelizare ca MPI, cea mai bună performanță se obține cu produsele Intel. Prețul însă este destul de ridicat la 1050 USD pentru un singur compilator și 2100 USD pentru ambele C++/Fortran. În mod particular Intel MPI este foarte performant în comparație cu OpenMPI și MPICH, dar se poate lucra cu succes și cu uneltele gratuite. Utilizarea unei singure licențe Intel de tip flotant este în măsură să asigure necesarul pentru întreaga instituție. Matlab este de o importanță crucială mai nou datorită versatilității și performanței. Politica de preț face ca o instalare flotantă să coste de patru ori mai mult decât una fixă. În 2018 s-a realizat achiziționarea unei licențe fixe pe sistemul SGI și uneia pe o stație cu resursă de viață suficientă (HDD nou), ca să putem conta pe ea minim 5 ani.

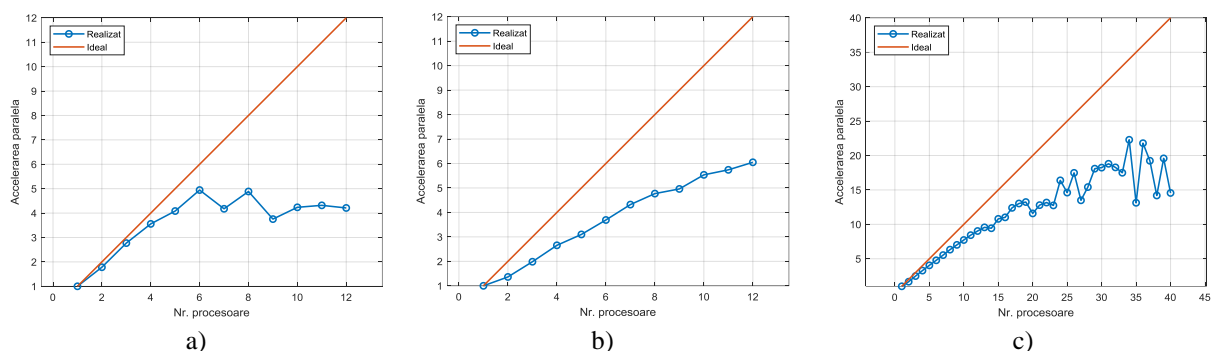


Fig. 5.30 Accelerarea paralelă obținută în rezolvarea cu diferențe finite a unei probleme de elastostatică cu mașina PowerEdge 610, discretizare 300x120 a) și 900x300 b) cu mașina PowerEdge R810 c), totul în comunicare blocantă

Evaluarea PowerEdge 610 Fig. 5.30, s-a realizat într-o primă fază cu un cod în diferențe finite în realizare proprie (Pricop, Mihai Victor; Niță, Cornelia, 2010), care utilizează cea mai simplă formă de comunicare din standardul MPI și anume cea blocantă. Este evident că așteptăm performanță superioară de la versiunea ne-blocantă. Același cod a fost testat pe un PC cu procesor i7 (4 nuclee), unde am obținut o accelerare paralelă de numai 2.5 pe 4 procesoare, de unde rezultă că sistemul achiziționat este suficient de performant. Accelerarea pe mașina R810 este superioară și este direcția de mers în sensul de a încerca achiziționarea unui număr mai mare de unități Fig. 5.30 c). Testarea celor șase mașini R810 arată că una din ele este de aproximativ două ori mai lentă cu Fluent și de 1.5-2 ori mai lentă cu aplicația menționată. Cauza s-a identificat și constă în echiparea cu memorie DDR3 cu frecvența de 1333 MHz, în condițiile în care descrierea tehnică menționează clar că memoria optimă este cea cu frecvența de 1066 MHz. Mutarea memoriei de pe o mașină pe alta confirmă cauza, iar vânzătorul a înlocuit memoria în cauză.

Performanța de calcul paralel are un aspect esențial pentru confortul psihic al inginerilor de CFD, care implică obligatoriu resurse de tip HPC. Studiile în lucru înseamnă analize ale curgerii care tind să devină din ce în ce mai solicitante din punct de vedere al volumului de calcul. Mai nou am introdus optimizarea aerodinamică, proces care poate ușor să se înscrie în categoria HPC, depășind ca volum de calcul analizele uzuale. Pentru un inginer este esențial ca la un moment dat să se ocupe de un număr minim de probleme, pentru asigurarea unui minim de confort psihic absolut necesar pentru obținerea unor rezultate de calitate. De aceea este de preferat ca în locul

execuției a 10 calcule diferite simultan să se execute unul câte unul utilizând resursele HPC la maxim. Este adevărat că execuția în paralel este mai puțin eficientă decât execuția în serial din punct de vedere al timpului de calcul per unitatea de rezultat și din punct de vedere al consumului de energie electrică. Cu toate acestea, execuția accelerată aduce ca principal beneficiu capacitatea inginerului de a monitoriza rapid procesul de calcul (foarte nelinear) și de a interveni prin reconfigurarea cazului de calcul, sau chiar prin abandon, dacă este cazul, pentru a reformula complet problema de rezolvat. Calculele tridimensionale de tip *high fidelity* presupun utilizarea celei mai mari resurse disponibile, care înseamnă o licență de 288 procesoare pentru Fluent și 520 pentru NUMECA (ajungând până la 1000 procesoare).

Comparația cu mașina SGI UV-2000 arată performanța excepțională a acesteia, datorată în mare măsură tehnologiei NUMALink (*Non Uniform Memory Access Link*) de acces la memorie, cheie a performanței. Atfel, viteza de calcul pentru aceeași problemă, este de 3-5 ori mai mare față de R810 sau clusterul Beowulf. Motivul principal pentru care încercăm totuși să dezvoltăm capacitatea laboratorului este ca alternativă în situațiile când apar defecțiuni la supercomputer, deoarece reparația defecțiunilor este scumpă și de durată, în condițiile în care piața specifică este mică la nivel național.

Software de casă sau gratis

Calculul numeric cu programe de casă sau gratis este o activitate care trebuie dezvoltată mai mult, pentru a stimula creativitatea personalului întărind latura de cercetare, dar și pentru a reduce ideal până la eliminare dependența de soft-ul comercial, al cărui preț de mentenanță anuală se apropie de 70 mii Euro. Dacă pentru aplicațiile CFD bidimensionale se poate lucra cu unelte de casă, pentru cele tridimensionale lucrurile stau mult mai complicat, dar chiar și acolo există alternative interesante (TetGen realizat de Hang Si). Realizarea unui discretizator 2D structurat sau hibrid nu pune probleme foarte mari. Componenta de discretizare nestructurată este disponibilă liber de către INRIA (Institut National De Recherche En Informatique Et En Automatique), iar componenta de discretizare structurată de tip *advancing front* nu pune probleme deosebite decât de adaptare la geometria propusă. Exemplele în realizare proprie vor fi revizuite după un deceniu de la realizare și transferate la angajații tineri Fig. 5.31 și Fig. 5.32.

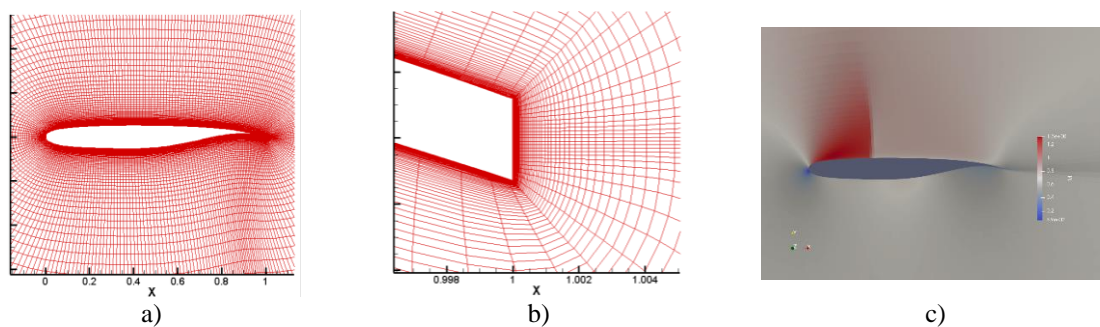


Fig. 5.31 Discretizarea structurată realizată cu programul propriu **mesh2d** a unui domeniu pentru profilul supercritic al lui Whitcomb a) cu detaliul din bordul de fugă b), distribuție Mach calculată c)

Ca solver CFD care să fie la îndemâna tuturor este foarte promițător OpenFoam, dar trebuie alocat timp suficient pentru a-l exploata eficient.

Din punct de vedere al modelării geometrice a elementelor aerospațiale trebuie transferată experiența existentă la angajații noi. Chiar dacă această capabilitate ar trebui să fie alocată compartimentului de aerodinamică generală, din motive de moștenire ar trebui să rămână acolo unde a fost creată. Eforturile făcute în acest sens până la momentul actual nu au generat beneficii, deoarece tinerii ingineri din aerodinamică se feresc de CATIA. Modelarea geometrică și mai ales posibilitățile foarte bune de manipulare disponibile în Ansys Design Modeler cumva au contribuit la această realitate oarecum neplăcută. O alternativă la CATIA este produsul FreeCAD, disponibil Windows și Linux, care include modulul geometric OpenCascade, concurentul care a pierdut competiția în fața CATIA în anii '90.

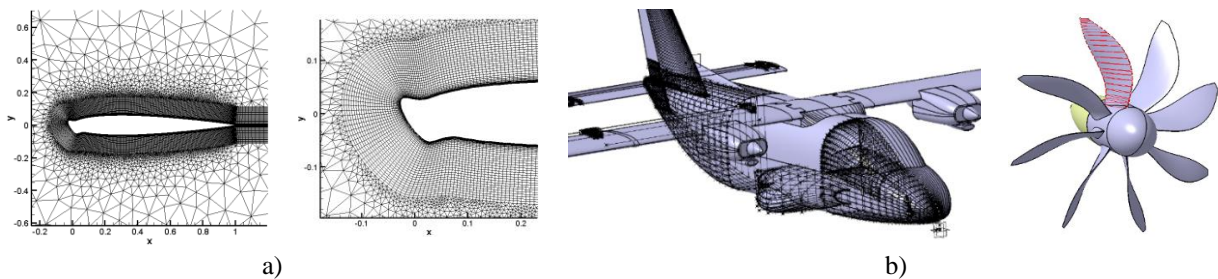


Fig. 5.32 Discretizare hibridă profil NACA 23012 contaminat cu gheață a), modelare geometrică aeronave și elice avansate în CATIA b)

Resursele umane

Acest compartiment a generat resurse umane versatile, pregătite să activeze în orice compartiment. Chiar dacă pe moment a avut loc o pierdere importantă, se lucrează la regenerarea compartimentului sub o supraveghere mai atentă și cu diseminarea informației mai adecvată. Tehnicile de programare pentru metode numerice elementare, operarea Linux, exploatarea SGI, optimizarea aerodinamică, procesarea de semnal, sunt temele pentru care se organizează sesiuni de lucru informale la care autorul contribuie. O egală importanță are utilizarea programelor comerciale Ansys și Numeca, pentru care tinerii manifestă entuziasm.

5.9.2 Optimizarea performanței laboratorului supersonic

Inventar

Tunelul aerodinamic este funcțional, dar ca la orice instalație de mare performanță sunt necesare operații de mentenanță. Situația este mai complicată la stația de aer comprimat unde este necesară o operație de reabilitare cu prioritate mare. Principala capacitate a instalației este măsurarea de forțe și momente, realizată cu balanțele tensometrice. Cele trei balanțe au o stare bună din punct de vedere mecanic deoarece au fost utilizate corect, dar elementele de măsură de tip mărci tensometrice și cablajul trebuie oricum înlocuite odată la 10-15 ani. Refacerea elementelor electrice impune recalibrarea, operație care nu se poate realiza intern decât într-o măsură foarte limitată. Sistemul de achiziție de semnale și mai ales de comandă tunel necesită cu prioritate înlocuirea pentru minimizarea riscului de a depinde de personalul cu vârsta înaintată.

Software

Într-o asemenea instalație, softul de achiziție semnal nu poate fi decât realizat intern. Programul existent este scris în limbajul Delfi și este implementat pe un sistem de calcul la nivelul anului 1996. Întreg pachetul software de proces este scris de un inginer pensionat. Programele pentru procesare semnale balanță sunt scrise în Fortran, cu promisiunea clară și fermă că sursele nu vor fi predate. Refacerea acestei capacități se constituie într-o prioritate foarte înaltă, care devine realitate pentru simplul motiv că balanțele se repară și se recalibrează sub coordonarea subsemnatului, care primește rapoartele de calibrare nemijlocit și implementează funcțiile în Fortran și Matlab împreună cu mai tinerii colegi.

Acțiunea prioritate

Activitatea de realizarea a unor rutine deschise pentru procesarea semnalelor de balanță, deși foarte prioritară, este realizabilă de către personalul departamentului și prin urmare a fost abordată începând cu toamna lui 2016, debutând implementarea funcțiilor de conversie (Matlab) pentru balanța TEM de 39mm, descrisă în Anexă. Motivul pentru care s-a pornit cu această balanță ține pur și simplu de disponibilitatea unui document integral și inteligibil (IAI, 1999). Documentul balanței TEM de 26mm este aproape complet inteligibil (TEM, 1980), dar documentul balanței TASK este în mare măsură neinteligibil (TASK CORPORATION, 1975). Aparent balanțele au fost însoțite de documente multiplicat la heliograf, lucru care a dus la pierderea parțială a informației numerice critice, legate de calibrarea balanțelor. Modalitatea prin care situația a fost probabil rezolvată de către angajați la momentul respectiv a fost copierea manuală a unor materiale

originale, sau transferarea pe alte căi (fax, telefon) a valorilor numerice neinteligibile. Descrierea inteligibilă a funcțiilor de calibrare a balanței TEM 39mm este datorată tipăririi de calitate bună a raportului de calibrare, posibilă în 1999, anul ultimei calibrări, la compania Israel Aircraft Industries. Rezolvarea necesarului software trebuie să includă adăugarea capacității de calcul a incertitudinii lanțului de măsură/calcul elemente de regim, forțe/momente și presiuni, solicitată constant în proiectele ESA, pentru care nu am reușit să oferim rezultatele așteptate.

5.9.2.1 Digitizarea statisticii de lucru a tunelului aerodinamic supersonic

Toate rafalele realizate de la punerea în funcționare până în prezent (peste 9000) sunt înscrise în jurnalul instalației, care înseamnă nu mai puțin de 19 volume. S-au propus și realizat în parte digitizarea documentelor și colectarea altor informații utile în câteva etape:

1. Scanarea brută cu editarea și vectorizarea documentelor pentru a aduce posibilitatea de căutare în documente (*searchable*);
2. Identificarea unei înregistrări cât mai generale pentru ceea ce înseamnă o rafală, pentru construcția unei baze de date într-un format adecvat pentru utilizatorii care sunt în general ingineri de aviație, respectiv Excel cu interogarea în Matlab, operațiune care a însemnat 3 luni-om;
3. Realizarea de interogări în măsură să asigure statisticile dorite referitoare la procesul de experimentare: corelații presiune stagnare cu blocajul, rata de funcționare a elementelor electronice, hidraulice, etc.;
4. Salvarea unor date de proces din ultimile campanii experimentale, sau din cât mai multe, pentru identificarea pierderilor aerodinamice din elementele tunelului prin rezolvarea problemei inverse, pentru crearea unui sistem expert de optimizare a funcționării tunelului;
5. Extragerea unor statistici relevante cu rol în procesul de învățare al instalației de către operatorii noi;
6. Implementarea bazei de date și instruirea personalului de operare pentru actualizarea permanentă, în paralel cu completarea jurnalelor pe hârtie.

5.9.2.2 Reconstrucția capacității de procesare date balanțe tensometrice

Acest proces cuprinde mai multe acțiuni care sunt inițiate pentru transferul de capacități de la generația veche la cea nouă. În afara schimbului de generație este inevitabilă și înlocuirea semnificativă a echipamentelor de comandă și achiziție semnale. Este de remarcă că stagnarea conceptuală la nivel de proces trebuie cumva remediată, urmând remarcabilul exemplu din (Vukovic D., 1996). Această capacitate cheie încă nu este transferată de la echipa veche din motive care nu fac obiectul lucrării. Prin urmare pentru asigurarea continuității în activitatea de aerodinamică experimentală la viteze mari este necesară reconstrucția acestei capacități, utilizând *hardware* și *software* actual.

Problema se poate rezolva utilizând toate informațiile disponibile, dar suntem într-o veritabilă cursă contra cronometru. Sistemul de achiziție actual instalat în jurul anului 1996, este matur și fiabil, iar transferul de cunoaștere pentru utilizare și dezvoltare de la echipa veche la echipa nouă este aproape imposibil. În plus limitările hardware însemnând numărul de canale și rata de transfer fac sistemul neadecvat pentru proiectele actuale, din ce în ce mai complexe și obligă la utilizarea unui sistem suplimentar, care duce la scăderea fiabilității generale a instalației supersonice, la o slabă sincronizare a rezultatelor de balanță cu cele de presiuni măsurate pe model. Sistemul actual furnizează rezultatele de balanță într-un fișier text, format *csv*, cu *header* text. Acesta conține toate canalele măsurate plus o serie de flag-uri care marchează fazele rafalelor, așa cum sunt programate (Munteanu, F., 2010). Algoritmii descriși sunt implementați în Matlab, dar calificarea și integrarea lor într-o aplicație mai amplă se vor realiza după susținerea lucrării. Faza de tară gravitațională are loc fără curentul de aer și are ca scop înregistrarea pe canalele de balanță a efectului dat de greutatea machetei. Se realizează câte 100 de citiri pe fiecare din cele trei poziții și rezultatele se filtrează prin simpla mediere cu sau fără aplicarea eliminării 3σ . Cele trei poziții

sunt în principiu date de unghiurile minim, de zero și maxim din programul respectiv. Două poziții identice duc la o matrice singulară a sistemului linear din reconstrucția în sensul celor mai mici pătrate. Două poziții foarte apropiate duc la o matrice prost condiționată. Se determină polinoame de interpolare pentru valorile fiecărui din cele 6 canale ale balanței, dependente de unghiul stingului. Valorile polinoamelor pe baleiajul continuu sau discret se scad din valorile instantanee filtrate. Faza de baleiaj în curent este cea utilă. Identificarea fazelor după flag-ul marcator nu este trivială. Dacă mișcarea stingului este clarificată, ceea ce complică citirea fișierului este timpul de așteptare în pozițiile extreme, timp care oferă automatului de proces condiții mai favorabile pentru stabilizarea ceva mai bună a curgerii. Astfel, faza propriu-zisă cuprinde valorile prelevate în perioadele de debut și final ale baleiajului cu duratele de aproximativ o secundă, când se înregistrează date inutile. Aceste date trebuie eliminate deoarece dăunează în procesul de prelucrare statistică. Repetarea unui punct de măsură și considerarea lui într-o metodă de tip cele mai mici pătrate se traduce prin creșterea corespunzătoare a ponderii acestui punct și reconstrucția polinomială este afectată la capetele de interval.

Filtrarea Fourier

Acest tip de filtrare, care face apel la transformata Fourier discretă (și rapidă) este cel mai general posibil, deși nu neapărat cel mai bun. Câteva experimente cu această tehnică, realizate pe eșantioane de date reale, din proiectul ESA Space-Rider au arătat că se pot obține rezultate foarte promițătoare, dar sunt și deficiențe de rezolvat. Filtrul utilizat a fost foarte simplu, iar seria temporală insuficient tratată pentru eliminarea duplicatelor de la începutul și finalul fazei de baleiaj de unghi atac. Un filtru mai sofisticat poate fi construit pentru eliminarea frecvențelor corespunzătoare celor mai importante moduri proprii ale ansamblului sting-machetă. De fapt procedura de experimentare trebuie să fie actualizată în sensul de a determina frecvențele proprii ale ansamblului la fiecare modificare a configurației, pentru realizarea filtrului optimal. Aceasta înseamnă că filtrarea analogică de tip trece-jos a semnalului pentru balanță trebuie să se facă la o frecvență substanțial mai mare decât 200 Hz, valoare utilizată în prezent conform criteriului Nyquist robust, dar minimalist. Merită considerat că primul mod de vibrație poate să fie la aproximativ 50 Hz iar al doilea aproape la 100 Hz, depinzând de masa modelului și rigiditatea ansamblului.

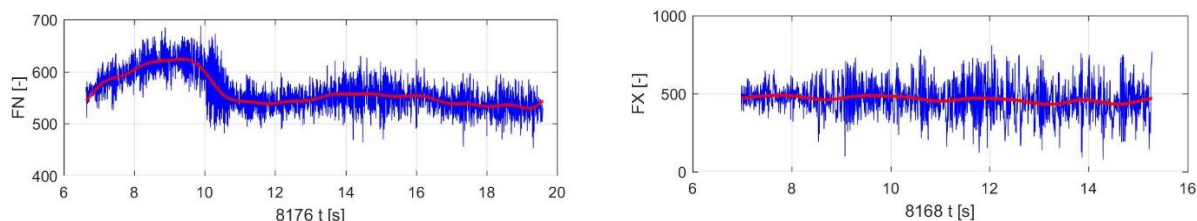


Fig. 5.33 Filtrare Fourier reușită

Filtrarea de tip regresie polinomială pe porțiuni

Este metoda înrudită cu cea utilizată în prezent la tunelul supersonic (în versiunea lineară), care a fost regenerată în Matlab, dar care deși foarte robustă în versiunea lineară, nu este cea mai bună metodă datorită discontinuităților pronunțate, însemnând zgomot, care nu este bine primit de către inginerii care urmează să realizeze calcule de dinamica sau stabilitatea zborului.

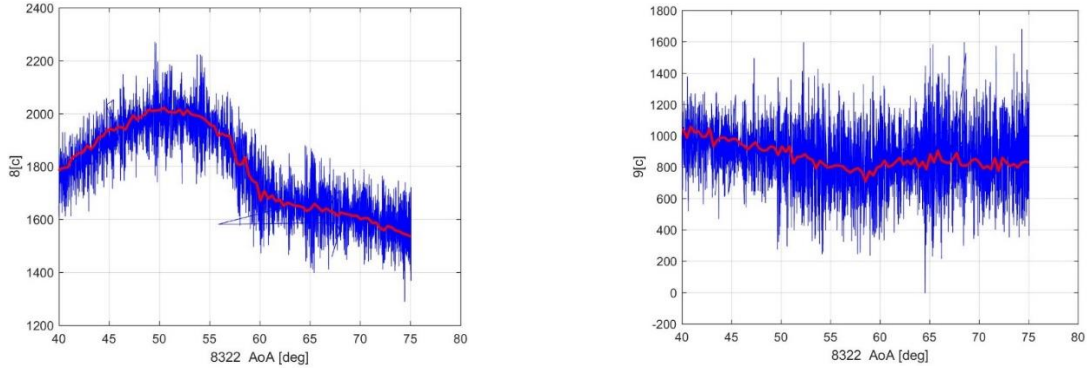


Fig. 5.34 Filtrare cu regresie polinomială independentă pe subintervale, 100 valori

Filtrare cu spline cubic de regresie

Ideea de a utiliza un interpolant cubic natural care să fie adaptat în sensul celor mai mici pătrate nu este nouă. Deși am intuit că o asemenea metodă ar exista, găsirea cuvântului cheie potrivit pentru căutare a luat ceva timp, iar acesta este *splinefit*. O funcție scrisă profesional este disponibilă gratis pe forumul Matlab. Utilizarea ei corectă poate aduce un salt calitativ, considerând cererile pe care le-am avut în unele proiecte ESA realizate și în curs de realizare, cărora nu am putut să le răspundem la nivelul dorit. Utilizarea incorectă duce la crearea de extreme locale, atunci când sunt prea multe intervale spline, sau nodurile nu sunt plasate optimal. Discontinuitățile în curbele aerodinamice din jurul punctului de stall dezavantajează această metodă, în contrast cu cea bazată pe regresia polinomială.

Filtrare cu linie polinomială de regresie

Această metodă are potențialul de a fi cu adevărat cea mai robustă posibil, deoarece nu produce extreme locale ca spline-ul cubic. Ca și metoda cu spline cubic poate funcționa mai bine la rafinarea intervalelor de definiție, sau a rețelei suport. Deducerea sistemului linear de ecuații algebrice (tridiagonal) este în formulele de mai jos, în care $(x_k, y_k), k = \overline{1, n}$ sunt valorile nefiltrate ale celor n valori măsurate, $(\bar{x}_k, \bar{y}_k), k = \overline{1, nf}$ sunt cele nf valorile filtrate, indexul i este indexul de start pentru sumele care parcurg valorile nefiltrate.

Prima ecuație este valabilă pentru primul subinterval, a doua ecuație este valabilă pentru subintervalele de interior și ultima ecuație corespunde ultimului subinterval. Deducerea sistemului de ecuații este realizată de către autor.

$$\bar{y}_1 \sum_{k=1}^{nf_1} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_1}{\bar{x}_2 - \bar{x}_1}\right)^2 + \bar{y}_2 \sum_{k=1}^{nf_1} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_1}{\bar{x}_2 - \bar{x}_1}\right) \frac{x_k - \bar{x}_1}{\bar{x}_2 - \bar{x}_1} = \sum_{k=1}^{nf_1} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_1}{\bar{x}_2 - \bar{x}_1}\right) y_k \quad (5.7)$$

$$\begin{aligned} \bar{y}_{i-1} \sum_{k=l_{i-1}}^{nf_{i-1}} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_{i-1}}{\bar{x}_i - \bar{x}_{i-1}}\right) \frac{x_k - \bar{x}_{i-1}}{\bar{x}_i - \bar{x}_{i-1}} + \bar{y}_i \sum_{k=l_{i-1}}^{nf_{i-1}} \left(\frac{x_k - \bar{x}_{i-1}}{\bar{x}_i - \bar{x}_{i-1}}\right)^2 \\ + \bar{y}_i \sum_{k=l_{i+1}}^{nf_{i+1}} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_i}{\bar{x}_{i+1} - \bar{x}_i}\right)^2 + \bar{y}_{i+1} \sum_{k=l_{i+1}}^{nf_{i+1}} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_i}{\bar{x}_{i+1} - \bar{x}_i}\right) \frac{x_k - \bar{x}_i}{\bar{x}_{i+1} - \bar{x}_i} \\ = \sum_{k=l_{i-1}}^{nf_i} \frac{x_k - \bar{x}_{i-1}}{\bar{x}_i - \bar{x}_{i-1}} y_k + \sum_{k=l_{i+1}}^{nf_{i+1}} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_i}{\bar{x}_{i+1} - \bar{x}_i}\right) y_k \end{aligned} \quad (5.8)$$

$$\begin{aligned} \bar{y}_{np-1} \sum_{k=l_{nf-1}}^{nf_{np-1}} \left(1 - \frac{x_k - \bar{x}_{np-1}}{\bar{x}_{np} - \bar{x}_{np-1}}\right) \frac{x_k - \bar{x}_{np-1}}{\bar{x}_{np} - \bar{x}_{np-1}} + \bar{y}_{np} \sum_{k=l_{nf-1}}^{nf_{np-1}} \left(\frac{x_k - \bar{x}_{np-1}}{\bar{x}_{np} - \bar{x}_{np-1}}\right)^2 \\ = \sum_{k=l_{nf-1}}^{nf_{np-1}} \frac{x_k - \bar{x}_{np-1}}{\bar{x}_{np} - \bar{x}_{np-1}} y_k \end{aligned} \quad (5.9)$$

Contrar unei idei mai vechi aplicată până în prezent în departament, care susține ideea eliminării punctelor nefiltrate în jurul unei drepte de regresie locală cu metoda 3σ , demonstrăm prin rezultate că bogăția de date duce la o funcție de regresie superioară, mult mai netedă, ca în Fig. 5.35 b). Datorită rezolvării eficiente cu algoritmul Thomas a sistemului linear tridiagonal, se poate lucra ușor cu milioane de puncte.

Din linia poligonală de regresie se poate construi ușor un spline cubic, care poate fi utilizat ca instrument de filtrare dar și ca interpolant pentru optimizarea profilelor aerodinamice, în care problema bordului de atac se rezolvă cu o funcție dedicată. O problemă de filtrare optimală este alegerea punctelor în care se filtrează valorile, dar va fi abordată în viitor.

Aplicarea metodei, respectiv a funcției incluse se dovedește imposibilă pe seturile de date din tunelul supersonic datorită zgomotului numeric care este generat de encoderul (FVS58 de la compania *Pepperl-Fuchs*) mecanismului de baleiaj, care dă unghiul stingului. Limitarea encoderului este mai degrabă tehnologică, deoarece este relativ nou (2014). Comportamentul nemonoton al unghiului sting în raport cu variabila timp duce la imposibilitatea aplicării algoritmului de regresie poligonală așa cum este implementat, respectiv cu o singură parcurgere a perechilor (x,y) nefiltrate.

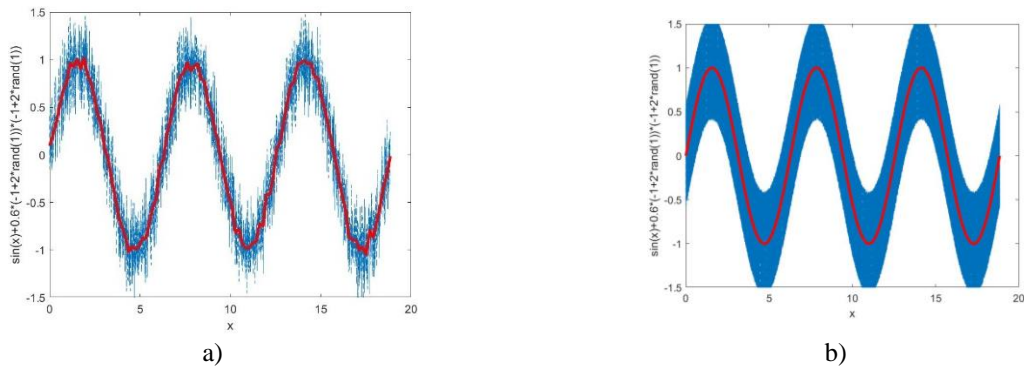


Fig. 5.35 Filtrare cu metoda liniei poligonale de regresie pentru o funcție test, 4000 valori nefiltrate a), 4000000 b), la 100 valori filtrate

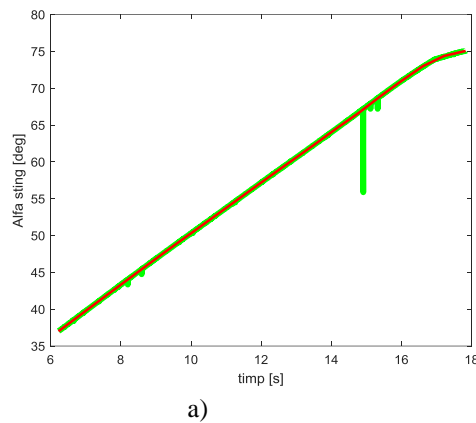


Fig. 5.36 Unghiul sting perturbat de funcționarea deficientă a encoderului FVS58 (verde) și reconstrucția cu linie poligonală (roșu), rafala 8322 a) encoderul b)

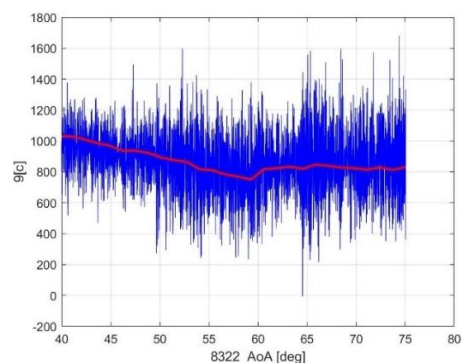
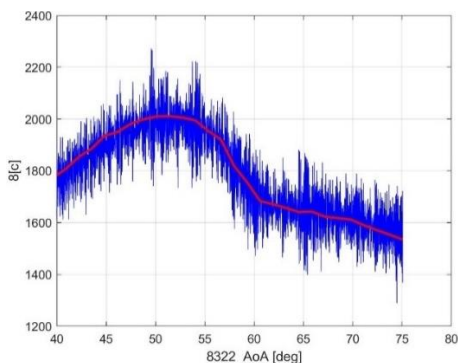


Fig. 5.37 Filtrare cu linia poligonală de regresie, 30 valori

Ideea de reparare a unghiului de sting pentru obținerea caracterului monoton constant exact în utilizarea funcției de regresie poligonală Fig. 5.36. Reconstrucția unghiului sting permite filtrarea cu linia poligonală a semnalelor de pe toate canalele balanței tensometrice Fig. 5.37.

Din punct de vedere al furnizării rezultatelor experimentale, acestea pot fi organizate astfel încât să se livreze cu o funcție Matlab care să permită explorarea bazei de date în tot spațiul parametric, la care să se **adauge banda de incertitudine**.

Calculul incertitudinilor

În cadrul proiectelor ESA ne-am confruntat cu cererea de exprimare grafică a incertitudinilor de măsură pentru toate rezultatele furnizate în tunelul aerodinamic supersonic. Problema incertitudinilor a fost tratată acum mai bine de un deceniu în rapoartele (Munteanu, Ivanovici, & Demetrescu, 2001) și (Munteanu, Florin; Ivanovici, Anton; Demetrescu, Teodor, 2003). Tehnici generale pentru calculul incertitudinilor pentru mărimi ca numărul Mach în tunele sunt prezentate în (Bynum, Ledford, & Smotherman, 1970). Calculul incertitudinilor pentru mărimile de balanță (forțe și momente) include și incertitudinile presiunii dinamice, mărime de referință. Prin urmare este necesară cunoașterea incertitudinii exprimată în procente din domeniul măsurabil pentru absolut toate elementele de măsură. Programul de calcul care procesează datele de balanță trebuie să includă absolut toate aceste elemente plus dependențele analitice documentate în literatură. Reparația celor trei balanțe realizată în 2018 aduce în rapoartele de calibrare și derivatele mărimilor de ieșire necesare în calcul. Această problemă se pune și pentru traductorii de proces ai tunelului, de presiune și temperatură, care au vechimi importante.

Conversie canale forțe și momente: balanțele TEM 26, 39 sau TASK

Cele trei balanțe din inventar au funcții de calibrare destul de diferite, chiar dacă forma funcțiilor a fost similară la momentul procurării pentru cele două balanțe TEM, corespunzător nivelului tehnic al momentului. Sistemul de achiziție citește balanțele în mV, iar aplicarea funcțiilor de conversie duce la obținerea valorilor forțelor și momentelor în sistemul internațional sau imperial. Balanțele TEM 26mm și TEM 39mm prezintă formalismul pentru conversie de gradul doi prin următoarele trei ecuații. După reparația balanței TEM 39, a urmat o calibrare care ajunge la gradul trei descrisă în continuare.

Tabel 5.14 Forțe și momente balanță

Nr.	Simbol	Denumirea
1	Y	Forța laterală
2	N	Forța normală
3	A	Forța axială
4	m	Momentul de tangaj
5	l	Momentul de rulu
6	n	Momentul de girație

Transformarea din mV în SI este primul pas, cu coeficienții de conversie plasați formal în matricea diagonală V .

$$F_{SI} = [Y \ N \ A \ m \ l \ n]_{SI}^T = V \cdot F_{mV} \quad (5.10)$$

Corecția de ordinul întâi se realizează prin adăugarea unui produs matrice vector, unde A_{calib} este o matrice de dimensiuni (6×6) determinată experimental în procesul de calibrare, iar I_6 este matricea unitate de rang 6.

$$F_1 = (I_6 - A_{calib}) \cdot F_{SI} \quad F_2 = \left(I_6 + \sum_{i=1}^6 (B_i \cdot F_{1i}) \right) \cdot F_1 \quad (5.11)$$

Corecția de ordinul doi se realizează nelinier ajungând până la puterea 2, unde $B_i, i = \overline{1,6}$ sunt șase matrice rare de dimensiuni (6×6) .

$$F_2 = \sum_{i=1}^{27} c_i f_i \quad F_3 = \sum_{i=1}^{96} c_i f_i \quad (5.12)$$

Funcțiile de calibrare cu baza de interpolare din 27 de componente ca în Tabel 5.15 se realizează în general la companiile care ori nu dispun de un calibrator automat, ori au unul cu performanțe ceva mai modeste, care nu atinge ușor productivitatea necesară pentru a obține ordinul 3. Compania TASK prin subcontractorul CALSPAN sau compania IAI realizează calibrările superioare, dar companiile britanice rămân la 27 componente, ceea ce este oricum suficient.

Tabel 5.15 Baza de interpolare balanța TEM 39, ordinul 2, dimensiune 27

1	2	3	4	5	6	7	8	9
<i>Y</i>	<i>N</i>	<i>A</i>	<i>m</i>	<i>l</i>	<i>n</i>	<i>Y</i> ²	<i>N</i> ²	<i>A</i> ²
10	11	12	13	14	14	16	17	18
<i>m</i> ²	<i>l</i> ²	<i>n</i> ²	<i>YN</i>	<i>YA</i>	<i>Ym</i>	<i>Yl</i>	<i>Yn</i>	<i>NA</i>
19	20	21	22	23	24	25	26	27
<i>Nm</i>	<i>Nl</i>	<i>Nn</i>	<i>Am</i>	<i>Al</i>	<i>An</i>	<i>ml</i>	<i>mn</i>	<i>ln</i>

Balanța TEM 39 mm deși după calibrarea originală avea un set similar de funcții, forma acestora este cumva diferită, și acoperă două ordine de precizie, 2 și respectiv 3. După calibrarea realizată de IAI în 1999, bazele de interpolare sunt aparent schimbate și sunt descrise în Tabel 5.16. IAI a dat două seturi de funcții, una pentru poziția normală și una pentru poziția inversată. Calibrarea de ordinul 2 de la IAI este echivalentă ca formă cu cea de la producătorul balanței. Calibrarea de ordinul 3 este mult mai sofisticată datorită prezenței combinațiilor cu funcția modul în baza de interpolare din Tabel 5.16.

Tabel 5.16 Baza de interpolare balanța TEM 39, ordinul 3, dimensiune 96

1	2	3	4	5	6	7	8	9
<i>Y</i>	<i>N</i>	<i>A</i>	<i>m</i>	<i>l</i>	<i>n</i>	<i> Y </i>	<i> N </i>	<i> A </i>
10	11	12	13	14	15	16	17	18
<i> m </i>	<i> l </i>	<i> n </i>	<i>Y</i> ²	<i>N</i> ²	<i>A</i> ²	<i>m</i> ²	<i>l</i> ²	<i>n</i> ²
19	20	21	22	23	24	25	26	27
<i>Y Y </i>	<i>N N </i>	<i>A A </i>	<i>m m </i>	<i>l l </i>	<i>n n </i>	<i>YN</i>	<i>YA</i>	<i>Ym</i>
28	29	30	31	32	33	34	35	36
<i>Yl</i>	<i>Yn</i>	<i>NA</i>	<i>Nm</i>	<i>Nl</i>	<i>Nn</i>	<i>Am</i>	<i>Al</i>	<i>An</i>
37	38	39	40	41	42	43	44	45
<i>ml</i>	<i>Mn</i>	<i>ln</i>	<i> YN </i>	<i> YA </i>	<i> Ym </i>	<i> Yl </i>	<i> Yn </i>	<i> NA </i>
46	47	48	49	50	51	52	53	54
<i> Nm </i>	<i> Nl </i>	<i> Nn </i>	<i> Am </i>	<i> Al </i>	<i> An </i>	<i> ml </i>	<i> mn </i>	<i> ln </i>
55	56	57	58	59	60	61	62	63
<i>Y N </i>	<i>Y A </i>	<i>Y m </i>	<i>Y l </i>	<i>Y n </i>	<i>N A </i>	<i>N m </i>	<i>N l </i>	<i>N n </i>
64	65	66	67	68	69	70	71	72
<i>A m </i>	<i>A l </i>	<i>A n </i>	<i>m l </i>	<i>m n </i>	<i>l n </i>	<i> Y N</i>	<i> Y A</i>	<i> Y m</i>
73	74	75	76	77	78	79	80	81
<i> Y l </i>	<i> Y n </i>	<i> N A </i>	<i> N m </i>	<i> N l </i>	<i> N n </i>	<i> A m </i>	<i> A l </i>	<i> A n </i>
82	83	84	85	86	87	88	89	90
<i> m l </i>	<i> m n </i>	<i> l n </i>	<i>Y</i> ³	<i>N</i> ³	<i>A</i> ³	<i>m</i> ³	<i>l</i> ³	<i>n</i> ³
91	92	93	94	95	96			
<i> Y³ </i>	<i> N³ </i>	<i> A³ </i>	<i> m³ </i>	<i> l³ </i>	<i> n³ </i>			

Ca măsură de optimizare a capabilității, cele două balanțe TEM de 26 și respectiv 39mm au fost expediate și reparate capital la ARA, companie care produce și calibrează în mod curent balanțe similare. Este foarte probabil că aceste balanțe sunt la ultima reparație capitală. Calibrarea după metodele moderne AIAA include pe lângă transformarea de tip produs matrice vector pentru interacțiunile de ordinul întâi și o corecție iterativă de ordinul doi cu un vector de reziduri. Deoarece compania realizează calibrarea manual, vectorul de reziduri se limitează la dimensiunea 21, iar precizia nu este la fel de mare ca în cazul calibrării automate. Metoda de calibrare cumva intrigă deoarece include termeni corespunzători masei plus momentelor statice ale corpului de calibrare și unghiul de rulu, dar se dovedește perfect utilizabilă. Calibrarea permite orice poziționare a balanței în raport cu axa longitudinală, cu incremenți de 90 grade. Matricea *M* are dimensiunea (6 × 6), este diagonal dominantă și reprezintă corelațiile de ordinul unu, iar matricea *A* este rară, are dimensiunile (21 × 6) și reprezintă interacțiunile de ordinul doi.

$$\begin{aligned}
F_1 &= -M \cdot F_{SI} \\
F_2 &= F_1 - A^T \cdot b(F_1) \\
F_{calib} &= F_1 - A^T \cdot b(F_2)
\end{aligned}
\tag{5.13}$$

Tabel 5.17 Vectorul de reziduri din metoda de calibrare iterativă AIAA 2018

1	2	3	4	5	6	7
YY	YN	YA	Ym	Yl	Yn	NN
8	9	10	11	12	13	14
NA	Nm	Nl	Nn	AA	Am	Al
15	16	17	18	19	20	21
An	mm	ml	mn	ll	ln	nn

Reparația capitală recentă a balanței TASK realizată în SUA include o calibrare cu metoda matricei de iterație în format AIAA, descris în (AIAA, 2003), în care M este o matrice (6×6) diagonal dominantă, iar A este matricea de iterație, de dimensiuni (90×6) cu un număr important de elemente nule, deși nu o matrice rară. Vectorul b are 90 componente și reprezintă rezidurile utilizate în corecția iterativă, Tabel 5.18. Reparația a fost necesară datorită apariției unui defect de funcționare în timpul campaniei experimentale, care este cel mai frecvent și constă în dezlipirea uneia sau mai multor mărci tensometrice.

$$\begin{aligned}
F_{SI} &= M \cdot F_{mV} & F_1 &= F_{SI} - A^T \cdot b(F_{SI}) \\
F_2 &= F_1 - A^T \cdot b(F_1) & F_{calib} &= F_3 - A^T \cdot b(F_3) \\
F_3 &= F_2 - A^T \cdot b(F_2)
\end{aligned}
\tag{5.14}$$

Tabel 5.18 Vectorul de reziduri din metoda de calibrare iterativă AIAA 2018

1	2	3	4	5	6	7	8	9
N	m	Y	n	l	A	NN	mm	YY
10	11	12	13	14	15	16	17	18
nn	Ll	AA	N N	m m	Y Y	n n	l l	A A
19	20	21	22	23	24	25	26	27
Nm	NY	Nn	Nl	NA	mY	mn	ml	mA
28	29	30	31	32	33	34	35	36
Yn	Yl	YA	nl	nA	lA	Nm	NY	Nn
37	38	39	40	41	42	43	44	45
Nl	NA	mY	mn	ml	mA	Yn	Yl	YA
46	47	48	49	50	51	52	53	54
nl	nA	lA	N m	N Y	N n	N l	N A	M Y
55	56	57	58	59	60	61	62	63
m n	m l	m A	Y n	Y l	Y A	n l	n A	l A
64	65	66	67	68	69	70	71	72
N m	N Y	N n	N l	N A	m Y	m n	m l	m A
73	74	75	76	77	78	79	80	81
Y n	Y l	Y A	n l	n A	l A	N ³	m ³	Y ³
82	83	84	85	86	87	88	89	90
n ³	l ³	A ³	N ³	m ³	Y ³	n ³	l ³	A ³

Metodologia prezentată este un caz particular al standardului AIAA pentru funcțiile de calibrare ale balanțelor interne tensometrice (AIAA, 2003), care provine istoric de la compania TASK, cea care domină piața acestor produse. Succesul produselor TASK a fost atât de mare încât la momentul actual se produc balanțe echivalente fără licență în Rusia, Africa de Sud, China foarte probabil, dar s-a reușit și în România Fig. 5.38. Chiar dacă o balanță copiată este echivalentă mecanic și electric uneia originală, acuratețea ei este datorată într-o măsură covârșitoare calității calibrării. Dispozitivul automatizat de calibrare asigură precizia balanței, iar acesta cu siguranță nu a putut fi replicat în statele inferioare tehnologic. Complexitatea dispozitivului automat de calibrare este oarecum similară cu cea a unei freze cu comandă numerică în cinci axe, cu magazie de scule automată. Astfel se explică faptul că numai statele vestice, cu o industrie cu adevărat avansată au reușit să realizeze asemenea dispozitive în timpul războiului rece. Prin urmare replicile produsului original nu au cum să ofere acuratețea așteptată fără calibrarea până la gradul trei. Calibrarea până la gradul doi în schimb este suficient de bună și se realizează manual la institutul VTI din Belgrad (Vuković & Damljanović, 2015).

La nivel național există realizări care au fost foarte încurajatoare la momentul realizării, datorită Dr. Lucian Z. Dumitrescu, cel care a contribuit decisiv la realizarea tuburilor Ludwig la nivel național (Dumitrescu L. Z., 1969) și tehnicianul Doru Văetiș, care au reușit să replice balanța TASK din inventar în două exemplare, dar calibrarea nu se știe dacă s-a realizat, iar rapoartele cel mai probabil sunt pierdute Fig. 5.38.



Fig. 5.38 Balanțe replicate după modelul TASK 2 in, din inventar

Eforturile pentru realizarea balanțelor au continuat în anii de după războiul rece prin Dr. Ing. Dan Mihai Ștefănescu, care a reușit să dezvolte o balanță similară cu cele de la TEM, la un diametru de 2 in, dar eforturile s-au oprit înainte de faza de calibrare nu doar din motive tehnice, ci și datorită lipsei de sprijin instituțional, lucru care a stimulat autorul să lucreze independent la nivel internațional, dovadă realizarea lucrării (Ștefănescu, 2011). Balanța realizată de autor în 1995, a fost optimizată cu metoda elementului finit (Ansys) pentru decuplajul componentelor în vederea creșterii acurateții.

Ca dovadă a importanței excepționale a balanțelor tensometrice interne, cele trei exemplare din inventar au fost livrate de către producătorul canadian al tunelului trisonic de la bun început odată cu tunelul (1974-1978), deoarece era clar că alte balanțe vor face obiectul unor restricții de export (practic embargo). În ianuarie 2018 reparăm capital balanța TASK în regim de urgență în mijlocul unui program experimental. Celelalte două balanțe sunt expediate la ARA, iar procesul de reparație se dovedește destul de anevoios. Avem următoarele cauze pentru întârzierea reparațiilor și calibrării:

- ignorarea importanței balanțelor pe fondul unor probleme existențiale și programatice;
- acceptarea nepermis de lungă a faptului că un singur inginer (chiar dacă excepțional) poate deține funcțiile matematice de calibrare, experiența necesară și că nu există posibilitatea de a interveni în proces cel puțin pentru diseminare și asigurarea redundanței din punct de vedere al reducerii riscului.

Calibrarea manuală nu este nici pe departe imposibilă, așa cum reiese din lucrările Institutului de tehnică militară din Belgrad (Vuković & Damljanović, 2015) și prin urmare s-a trecut la realizarea proiectului pentru modificarea bancului existent care a fost destinat verificării stingurilor. Analiza bancului arată că înălțimea de 208cm este foarte potrivită pentru realizarea unei stive de greutate calibrate de aproximativ 300 Kg. Pe lângă placa reglabilă cu adaptoare pentru toate balanțele din inventar, bancul va include un sistem de achiziție și un calculator uzual.

5.9.2.3 Instrument software de optimizare a automatizării și reglajului

Funcționarea tunelului supersonic se bazează pe un sistem automat de comandă livrat de producătorul canadian (Rebaine, Khalid, Broughton, & Ellis, 2002). Acest sistem electronic s-a dovedit mai mult decât adecvat în anii de exploatare, deoarece nu a cauzat nici un accident. Problema care se pune este de a-i porta funcționalitatea pe un *hardware* nou, datorită îmbătrânirii inevitabile. Indiferent de soluția hardware, funcția de reglaj a curgerii poate fi înțeleasă și posibil îmbunătățită prin realizarea unui sistem de optimizare a funcționării tunelului. Un progres ar putea consta în adoptarea unui regulator cu o formă mai generală decât cel proporțional și în adaptarea acestuia pentru fiecare experiență în parte, optimizând o serie de performanțe sau funcții obiectiv ale sistemului, care pot fi:

1. Abaterea parametrilor de calitate a curgerii față de regimul comandat, unde indexul t se referă la valoarea de comandă;

$$F_1 = w_1 \cdot rms(M - M_t) + w_2 \cdot rms(P_0 - P_{0t}) \quad (5.15)$$

2. Maximizarea duratei de timp a curgerii în parametrii de calitate impuși, care se traduce prin minimizarea consumului de aer și deci maximizarea duratei T a rafalei;

$$F_2 = T, \text{ a.î. } \quad |M - M_t| < \varepsilon_M \quad |P_0 - P_{0t}| < \varepsilon_{P_0} \quad (5.16)$$

3. Solicitarea maximă a stingului sau machetei în procesul de pornire, aspect critic, studiat în alte institute (Vuković, și alții, 2014);

$$F_3 = M_{max} = b \cdot N_{max} \quad (5.17)$$

Funcțiile obiectiv de mai sus vor fi minimizate cu un algoritm genetic, utilizând un model de curgere Euler cvasiunidimensional rezolvat cu scheme de ordinul trei cum ar fi Rusanov, Warming-Kutler-Lomax (Dănăilă & Berbente, 2003) sau chiar cu scheme de ordinul patru ca a lui Abarbanel, (Abarbanel, Gottlieb, & Turkel), (Niessner, 1981) față de integrarea exactă (*Direct Euler Simulation*), dar foarte sofisticată din (HAN, HANTKE, & WARNECKE, 2011). Depinzând de rezultatele de calcul, un model tridimensional poate fi adoptat (utilizând grila cu zone unidimensionale și tridimensionale foarte rare), față de unele lucrări unde se consideră un model de curgere analitic, care nu se bazează pe comportamentul de undă (Braun, Lu, Panicker, Mitchell, & Wilson, 2008), element esențial în modelarea fenomenelor nestaționare rezultate din descărcarea unui rezervor controlată de valvă.

- Euler unidimensional;
- Modelarea stingului cu elemente finite de bară încovoiată pentru care se poate determina simplu, aproximativ, coeficientul de amortizare;
- Trebuie să devină practică instrumentarea tensometrică a stingului și integrarea semnalului în procesul de reglaj automat;
- Parcurgerea experiențelor vechi documentate ar permite identificarea numerică în sensul celor mai mici pătrate (prin diverse metode de optimizare) a valorilor necunoscute: pierderi prin valva de reglaj, prin sistemul de deflector și site, etc.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F(U)}{\partial x} = -\frac{a'(x)}{a(x)} H(U) \quad (5.18)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad F(U) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ u(\rho E + p) \end{bmatrix}, \quad H(U) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ u(\rho E + p) \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

$$E = e + \frac{u^2}{2} \quad e = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} \quad (5.20)$$

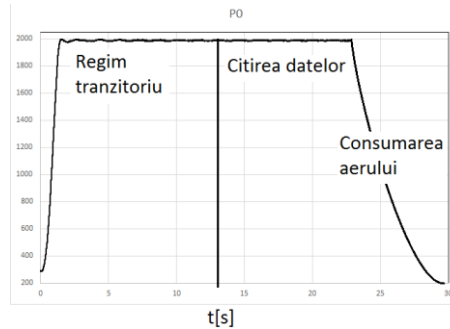


Fig. 5.39 Variația presiunii totale [count] în timpul rafalei #8121, în care segmentul de consumare este construit

Variabilele de optimizare:

1. Parametrii regulatorului: P, I, D;
2. Poziția inițială a valvei de reglare;
3. Pozițiile flapsurilor camerei de experiență;
4. Valoarea ariei critice în colul 2 sonic;
5. Conturul ajutorului flexibil Laval pentru regimurile la care nu este calibrat.

Schemele de ordin înalt de precizie au ca dezavantaj oscilațiile la undele de șoc sau discontinuitățile de contact, dar sensibilitatea lor superioară în propagarea undelor nestaționare de

intensitate redusă este de dorit din punct de vedere al regulatorului care se are în vedere și care trebuie stimulat decent pentru a fi optimizat bine. În plus, deoarece fenomenele dinamice datorate efectelor tridimensionale și chiar vâscoase nu pot fi modelate economic, sensibilitatea solverului poate ajuta în raport cu un solver de ordin întâi sau doi de precizie. Condiția de stabilitate este $CFL \leq 1$ pentru ambele scheme. Schema Abarbanel de ordinul 4 este:

$$\begin{aligned}
 U_{j+\frac{1}{2}}^{(1)} &= \frac{1}{2}(U_{j+1}^n + U_j^n) - \frac{\Delta t}{2\Delta x}(F_{j+1}^n - F_j^n) \\
 U_j^{(2)} &= \frac{1}{8}(10U_j^n - (U_{j+1}^n + U_{j-1}^n)) - \frac{\Delta t}{2\Delta x}(F_{j+\frac{1}{2}}^{(1)} - F_{j-\frac{1}{2}}^{(1)}) \\
 U_{j+\frac{1}{2}}^{(3)} &= \frac{1}{16}(9(U_{j+1}^n + U_j^n) - (U_{j+2}^n + U_{j-1}^n)) \\
 &\quad - \frac{\Delta t}{8\Delta x}(8(F_{j+1}^{(2)} - F_j^{(2)}) + 3(F_{j+1}^{(2)} - F_j^{(2)}) - (F_{j+2}^n - F_{j-1}^n)) \\
 U_j^{n+1} &= U_j^n - \frac{\Delta t}{96\Delta x} \left(16(F_{j+\frac{1}{2}}^{(3)} - F_{j-\frac{1}{2}}^{(3)}) + 16(F_{j+1}^{(2)} - F_{j-1}^{(2)}) + 56(F_{j+\frac{1}{2}}^{(1)} - F_{j-\frac{1}{2}}^{(1)}) - 8(F_{j+\frac{3}{2}}^{(1)} - F_{j-\frac{3}{2}}^{(1)}) \right. \\
 &\quad \left. + 10(F_{j+1}^n - F_{j-1}^n) - (F_{j+2}^n - F_{j-2}^n) \right)
 \end{aligned} \tag{5.21}$$

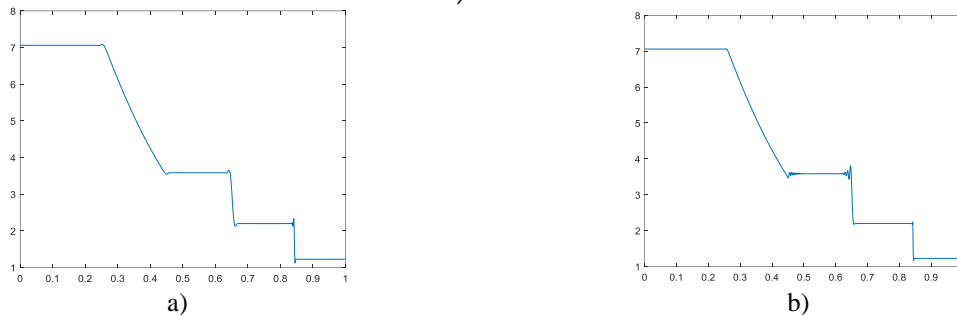


Fig. 5.40 Densitatea din problema Riemann, caz Sod, schemă ordin trei Rusanov a), ordin patru Abarbanel b) cazuri rezolvate cu 800 noduri

Paralelizarea este obligatorie deoarece durata integrării în timp poate să ajungă la aproximativ un minut, ceea ce este mult, considerând minim 10 mii evaluări ale funcției obiectiv. O secvență tipică de paralelizare MPI este dată mai jos. În afara transmiterii de date pentru partițiile de calcul, se realizează și operația MPI_REDUCE pentru determinarea pasului de timp minim de integrare, utilizând parametrul MPI_MIN. Parametrul ny are valoare 3, corespunzând densității, impulsului și energiei interne specifice totale. La fel de bine se poate folosi transferul ca alternativă la apelul MPI_REDUCE, ceea ce aparent ar reduce din volumul de comunicație, dar beneficiul nu se poate constata decât la execuție.

5.9.2.4 Instrument software de optimizare a scării modelului și a programului experimental

Experiența din ultimele programe derulate la tunelul supersonic arată că în afara unor campanii experimentale simple, în general cerințele de proiect sau ale clientului nu pot fi integral satisfăcute. Pentru a întări afirmația menționăm că avem trei categorii de activități de aerodinamică experimentală:

- descrise în lucrare: SFWA 112, IATASH, LALAPH și STFA (*lifting body* și rampă undă de șoc oblică);
- menționate, dar cu un regim de diseminare pentru care este necesară aprobare: ATTLAS, DOC, Space Rider, VEGA;
- menționate fără denumirea produsului, cu un regim de secret comercial.

Datorită imposibilității fizice dovedite de a satisface complet o matrice de experimentare, cunoscând că întregul proces de lucru de la proiectare la experimentare este unul complex și nelipsit de incertitudini, nu se caută vinovați, ci modalități prin care să se proiecteze rapid o

campanie experimentală și modelul experimental asociat, care să maximizeze rata de succes în raport cu matricea de experimentare solicitată de client, sau cel puțin care să arate ceea ce se poate realiza în mod realist, cumva optimal. Generarea rapidă a unei matrice de experiențe fezabilă cu un grad mare de certitudine, dar la parametri (Re și Mach) ceva mai reduși în raport cu solicitarea clientului, poate contribui la negocierea și influențarea clientului pe cât posibil. Din punct de vedere al clienților, aceștia pot fi:

- complet inflexibili (care sunt de regulă companii mari, cu un comportament arogant), caz în care experimentele considerate de inginerul de proiect *a priori* nefezabile pur și simplu nu se realizează la momentul execuției proiectului datorită imposibilității fizice/tehnice sau refuzului operatorilor, care au ultimul cuvânt și trebuie să li se acorde încredere;
- clienți flexibili, care admit că nu stăpânesc complet cunoașterea necesară și acceptă modificarea matricei de experimentare;
- clienții cei mai flexibili, care primesc asistență la formularea cerințelor, lucru pentru care nu trebuie desconsiderați, câtă vreme plătesc serviciul, iar riscul implicat este minim.

Clientul poate valoriza mai mult anumite elemente din matricea de testare și chiar poate renunța la alte elemente, depinzând de evoluția proiectului. Prin urmare se pot acorda ponderi experimentelor. În afară de optimizarea procesului de experimentare în sine, apare tot mai importantă problema optimizării întregii campanii experimentale, prin dimensionarea modelului, stabilirea unei matrice de experimente (cu predilecție a presiunilor de stagnare) care să ducă la o campanie de succes, cu minimizarea riscului de defectare a tunelului, a balanței tensometrice, de solicitare mecanică a stingului și a machetei, cu încadrarea completă a tuturor parametrilor mășurați în gama măsurabilă a senzorilor, aspecte care în final au și un impact financiar important. Necesitatea unui sistem de optimizare care să funcționeze foarte rapid și care să fie pe cât posibil simplu de utilizat vine din nevoia de a răspunde rapid unor cereri de ofertă cu o complexitate în creștere. După apariția ideii proprii pentru realizarea sistemului, o scurtă căutare pe internet arată că alte institute și-au pus această problemă în avans (Damljanović & Vuković, 2016), iar implementările optimizatoarelor de tip evolutiv din prezent permit orice fel de formulare matematică, astfel încât nu ne putem limita la programarea lineară sau chiar neliniară, utilizată tradițional (Trandafir, 2004). Metoda pe care o propunem nu este inspirată din lucrarea menționată, deoarece rezolvarea este de preferat să fie făcută cu metoda convenabilă, după resursa de timp alocată. Formularea problemei de optimizare din subcapitolul anterior este totuși prea complicată ca să fie amestecată cu o metodă pur algebrică, în care utilizează corpul de cunoaștere BOK specific. Sarcinile la pornire (*Starting loading*) dar și la oprire sunt tratate într-o serie de rapoarte care provin din Canada sau din Marea Britanie (Winter & Brown, 1957), (Rangi & Dixon, 1963), (Dixon, 1966), (Maydew, 1962) și (Digney, 1977). O serie de accidente la debutul activității de tunel supersonic la nivel mondial a dus formularea de modele matematice și corelații experimentale pentru această problemă. Formulele de calcul simple din lucrările menționate și uneori diagramele ușor de digitizat duc la o rezolvare simplă a unei probleme extrem de importante. Problema este crucială deoarece de regulă sarcinile la pornire sunt mai mari decât cele la regimul stabilizat și estimarea lor duce la estimarea validității pentru utilizarea balanței și stingului.

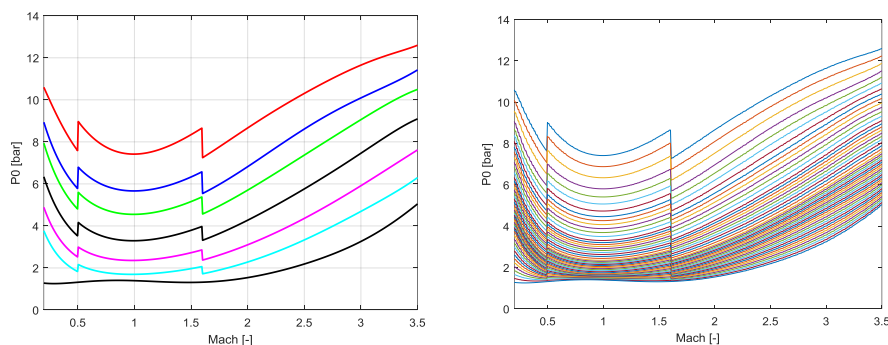


Fig. 5.41 Diagrama de performanță a tunelului reconstruită analitic robust pentru optimizare

Diagrama de performanță a tunelului s-a digitizat după o imagine vectorizată care face parte din moștenirea netransferabilă a cunoașterii instalației, de unde imperfecțiunile curbilor. Această diagramă furnizează durata experienței ca funcție de Mach și P0 (presiunea de stagnare). Dependența numărului Re de P0 și Mach s-a eliminat deoarece se poate calcula analitic fără probleme.

Formularea problemei

Ponderea unui experiment este furnizată de client corespunzător importanței pe care o acordă fiecărei experiențe din matricea de testare. Prin urmare pentru un vehicul lansator un regim foarte important corespunde presiunii dinamice maxime din ascensiune (M în jur de 1.7), acolo unde sarcina de compresiune are importanța maximă în dimensionarea structurii. Pentru o machetă de airliner cel mai important regim este probabil cel de croazieră din punct de vedere al performanței, iar din punct de vedere al siguranței zborului la viteze mici sunt constrângeri din regulamentul de certificare.

Trebuie făcută distincție între un experiment din punct de vedere al clientului și o rafală, deoarece experimentul se referă la un interval de unghi atac și o viteză de baleiaj, care nu poate fi realizat într-o singură rafală din cauza consumului mare de aer. Sunt situații când un baleiaj de unghi atac la Re mare se realizează în 4 sau 5 rafale (programul VEGA).

Numărul Mach se atinge cu un nivel bun de certitudine la regimuri supersonice, subsonice și cu un grad de certitudine ceva mai redus în regimul transonic. Prin urmare, pentru a nu aduce dificultăți suplimentare în formularea problemei, realizarea numărului Mach țintă nu se consideră. Indexul de performanță al unei rafale, care trebuie minimizat, consideră următoarele aspecte:

- Durata rafalei necesară pentru realizarea intervalului de unghi atac știind că este proporțională cu consumul efectiv de aer, împreună cu presiunea de stagnare P0, care este corelată cu M prin diagrama de performanță a tunelului (Munteanu, F., 2010). Durata rafalei și intervalul de unghi atac generează viteza de baleiaj $\dot{\alpha}$ care are impact în calitatea rezultatelor prin efectele de histeresis aerodinamic. Calitatea este cu atât mai bună cu cât $\dot{\alpha}$ este mai mică.
- Satisfacerea condiției de mărginire a efortului la pornire preluat de balanța tensometrică, utilizând corelații ingineresti (Pope & Goin, 1965) în special pentru efortul normal, care este dominant la vehicule cu aripă și poate fi singurul considerat. Forța laterală se poate considera pentru corpuri fără aripi, deoarece are același ordin de mărime cu forța normală.
- Efortul maxim preluat de sting mai ales la rafalele supersonice este calculat cu teoria de bară standard.
- Blocajul aerodinamic se estimează după corelații analitice sau nomograme reconstruite deoarece formulele nu sunt disponibile pentru cele mai valoroase (Czysz, 1963) pentru transonic/supersonic și (Daugherty, 1984) pentru subsonic.

Avem două tipuri de variabile de optimizare: globale, valabile pentru toată matricea de testare și locale, valabile pentru fiecare experiment în parte.

Tabel 5.19 Variabile de optimizare globale și locale

Variabile globale	Variabile locale
întreaga campanie	pentru fiecare rafală
Scara machetei	P0 – presiunea de stagnare
Balanța	$\dot{\alpha}$ – viteza de baleiaj
Stingul	-

Tabel 5.20 Matricea de compatibilitate sting/balanță

		1	2	3	4
		sting 40	sting 55	sting 40	sting 25
1	TASK	0	1	0	0
2	TEM 39	1	1	1	0
3	TEM 26	1	0	0	1

Scara machetei are o importanță crucială. Dacă matricea de experiențe include regimul transonic, scara maximă admisă va fi foarte mică. O scară mare de asemeni va produce încărcări mecanice mari pentru regimurile supersonice. Clienții solicită un număr Re cât mai mare pentru aplicațiile de aviație sau de vehicule lansator, care sunt limitate de scara mică fezabilă în regimul transonic. Tunelul este realizat pentru acest gen de aplicații la Re mare, ajustabil prin mărirea

presiunii de stagnare. Pentru aplicațiile spațiale cu vehicule de reintrare, tunelul oferă numere Re mai mari decât cele din zbor, fiind un dezavantaj. Problema este prin urmare complicată și un compromis ingineresc trebuie căutat.

Funcția de minimizat este $\Phi_{i,j} = \sqrt{\sum_{k=1}^n I_k^2}$, în care optimizarea se realizează pentru fiecare pereche sting/balanță din cele posibile, conform matricei de compatibilitate Tabel 5.20.

Din condiția $\min(\Phi_{i,j})$ rezultă alegerea optimală a stingului și a balanței. Doarece sunt numai trei balanțe și patru stinguri, iar din cele 12 perechi numai 6 sunt compatibile, efortul de calcul nu este mare.

```

For i=1, nbal
  For j=1, nsting
    If compat(i,j)==1
      Call optimize( matrix_customer(In), balance_i(Out), sting_j(Out), P0_i,j(Out), a_i,j(Out), Phi_i,j(Out) )
    endif
  endfor
endfor
Select global minimum min(Phi_i,j)

```

(5.22)

Sarcinile la pornire

Una din metodele de estimare a forței normale la pornire este metoda undei de șoc normale în care se consideră o placă plană asupra căreia se exercită efectul curgerii nominale supersonice pe o față și efectul curgerii de după unda de șoc normală pe cealaltă față. Forța normală se calculează din diferența de presiune și are proprietatea că este nenulă chiar la unghiul sting nul. O modificare a acestui concept, în măsură să generalizeze formula pentru fuselaj cu aripă și fuselaj izolat este în (Maydew, 1962), unde coeficientul de forță normală se construiește dependent de raportul S_L/S_T , în care S_L este suprafața portantă și S_T este suprafața totală.

$$C_N = \frac{2\gamma(M^2 - 1)}{(\gamma + 1)(1 + 0.2M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}\beta}} \quad N = C_N \cdot p_0 \cdot A_{ref}, \text{ forța normală} \quad (5.23)$$

β este un factor empiric, care depinde de numărul M și prin care se face distincția dintre corpuri cu sau fără aripă.

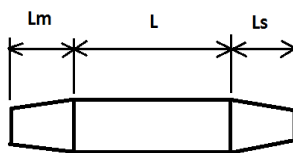
$$\beta = \begin{cases} \frac{3}{2} \left(\frac{M-1}{M} \right) \left(0.9 + 0.1 \frac{S_L}{S_T} \right), & 1 \leq M \leq 3 \\ 0.9 + 0.1 \frac{S_L}{S_T}, & 3 \leq M \leq 5 \end{cases} \quad (5.24)$$

Momentul de încovoiere al stingului se calculează cu teoria de bară standard:

$$\sigma = N \cdot \frac{L_{bending}^{crit} D_{sting}^{crit}}{I_y \cdot 2} \quad (5.25)$$

Coeficientul de siguranță se calculează corespunzând unei limite elastice de 1500 MPa pentru a produce o estimare mai prudentă, aceasta și din cauză că deși în general stingurile sunt executate din aliajul din familia maraging (rezistență aproximativ 2000 MPa), aceasta nu este o certitudine.

Channel Capacity/ Diameter	TASK	TEM 39	TEM 26
Lm	0 0508	0 039	0 026
L	0 22987	0 1635	0 109
Ls	0 06223	0 05625	0 0375
Normal force	17800	14000	4670
Side force	17800	9300	2406
Axial force	2670	2500	711 5
Roll moment	339	590	19 2
Pitch moment	1638	435	148 5
Yaw moment	1356	1000	65 6



No.	Length	Outer diam	Inner diam
1	0.862	0.04	0.012
2	0.7	0.055	0.02
3	0.554	0.04	0.009
4	0.47	0.025	0.0085

Fig. 5.42 Dimensiunile balanțelor și ale stingurilor considerate

Alegerea optimizatorului

Datorită discontinuităților din diagrama de performanță a tunelului, metodele de tip gradient nu se pretează. Considerând că efortul numeric pentru o evaluare a funcției obiectiv nu este foarte mare se alege algoritmul genetic cu constrângeri.

Blocajul aerodinamic

Regimul cel mai critic din punct de vedere al blocajului este cel transonic. Pe următoarea poziție este regimul subsonic, iar regimul supersonic admite cel mai mare blocaj posibil. Pentru a utiliza corect nomograma de blocaj (Czysz, 1963), blocajul trebuie introdus ca funcție de unghiul de atac. Aria normală se evaluează în CATIA, dar procedeele nu este deloc simplu, deoarece surprinzător nu există o funcție intrinsecă pentru calculul ariei proiecției unui corp pe un plan.

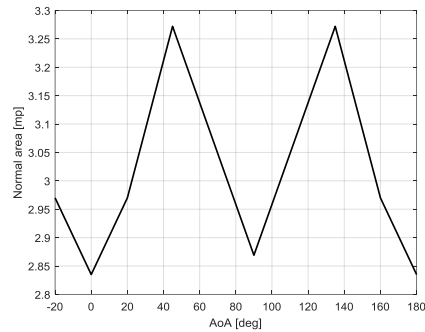
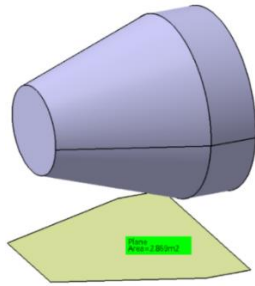


Fig. 5.43 Modelul studiat cu un diametru de 1.9m (stânga) și aria expusă normal până 180 grade

Blocajul geometric se poate calcula utilizând discretizarea suprafeței, selecția elementelor vizibile, proiectarea și sumarea ariilor proiecțiilor, considerând umbrirea. Datorită periodicității ariei proiecției, interpolarea trigonometrică este cea mai adecvată metodă, dar pune probleme dacă sunt prea puține noduri și prin urmare interpolarea lineară este o soluție robustă.

$$\varepsilon_{max} = \begin{cases} 1 - \frac{1}{4} \frac{3M + 1}{\left(1 + \frac{(0.25(3M + 1))^2 - 1}{6}\right)^3}, & M < 1 \\ 0.01, & 0.8 < M < 1.2 \\ \text{Nomograma Czysz 1963,} & M > 1.4 \end{cases} \quad (5.26)$$

Nomograma din (Czysz, 1963), care face legătura dintre Mach, blocajul ε și C_d este reconstituită polinomial, în sensul celor mai mici pătrate deoarece nu este descrisă analitic.

Funcția obiectiv pentru fiecare experiență I_i este suma ponderată a cinci termeni:

$$\begin{aligned} t_1 &= \frac{|Re - Re_t|}{Re_t} \\ t_2 &= \frac{time_{run}}{time_{max}} \\ t_3 &= \frac{p_0}{8 \cdot e5} \\ t_3 &= \frac{\varepsilon_{max}}{\varepsilon} \\ t_4 &= \frac{\dot{\alpha}}{\dot{\alpha}_t} \\ I_i &= w_1 t_1 + w_2 t_2 + w_3 t_3 + w_4 t_4 + w_5 t_5 \end{aligned} \quad (5.27)$$

Anularea unor ponderi a permis optimizarea execuției codului, deoarece forțarea unui comportament al optimizatorului printr-o exprimare caducă duce la eșecul procesului numeric.

Se impun constrângeri de tip inegalitate, care nu se introduc în formatul matriceal posibil în Matlab, ci în forma unei funcții, în care există libertatea maximă de exprimare matematică.

$$\frac{5s - time_{run}}{5s} < 0 \quad \text{Fezabilitatea duratei rafalei} \quad (5.28)$$

$$\frac{time_{run} - 80s}{80s} < 0$$

$$\frac{p_0 - 8. e5 Pa}{8. e5 Pa} < 0$$

$$\frac{Re - Re_t}{Re_t} < 0$$

$$\frac{\varepsilon - \varepsilon_{max}}{\varepsilon_{max}} < 0$$

$$\frac{2 - c_s}{2} < 0$$

$$\frac{N - N_{max}^{(bal)}}{N_{max}^{(bal)}} < 0$$

$$\frac{1.4\Phi_{bal} - \Phi_{ref}S}{\Phi_{ref}S} < 0$$

O limitare practică a presiunii de stagnare considerând starea instalației

Mărginirea numărului Reynolds sub valoarea țintă

Mărginirea blocajului

Rezervă de siguranță pentru sting

Rezervă de siguranță pentru balanță

Impunerea unui diametru minim al fuselajului modelului în raport cu diametrul balanței

Rezultatele optimizării

Codul converge către aproape același rezultat indiferent de dimensiunea populației, între 2 și 80 elemente, datorită impunerii constrângerilor. Prin urmare avem repetabilitatea rezultatului în sens ingineresc, ceea ce este echivalent cu atingerea optimului global. Codul de optimizare se va aplica la estimarea din ultimele câteva campanii experimentale pentru a fi validat/corectat, după cum este cazul. De asemeni este obligatorie testarea metodei pe cazul unei campanii experimentale complexe, care să includă toate regimurile posibile. O altă abordare ar fi aplicarea metodei pe regimuri distincte, mai ales cel transonic, care impune cel mai mic blocaj aerodinamic posibil, deci cea mai mică scară. În schimb, regimurile subsonic și supersonic sunt ceva mai tolerante cu modelele mari relativ la dimensiunea camerei de experiență.

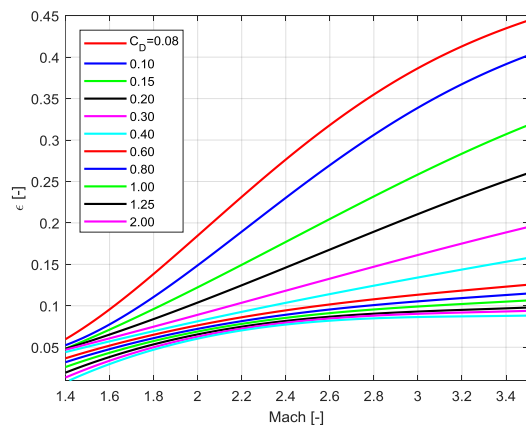


Fig. 5.44 Nomograma pentru blocaj digitizată și reconstruită analitic din (Czysz, 1963)

Tabel 5.21 Rezultatele optimizării pentru o matrice de experiențe de supersonic

No.	Re_t	Re	p_0	M
1	4.76E+06	4.50E+06	3.51E+05	2.5
2	4.76E+06	4.60E+06	3.59E+05	2.5
3	4.76E+06	4.47E+06	3.48E+05	2.5
4	4.76E+06	4.47E+06	3.49E+05	2.5
5	4.91E+06	4.85E+06	4.87E+05	3
6	4.91E+06	4.85E+06	4.87E+05	3
7	4.91E+06	4.86E+06	4.88E+05	3
8	4.91E+06	4.85E+06	4.87E+05	3
9	5.03E+06	5.07E+06	6.55E+05	3.5
10	5.03E+06	5.05E+06	6.52E+05	3.5
11	5.03E+06	5.14E+06	6.64E+05	3.5
12	5.03E+06	5.03E+06	6.50E+05	3.5

5.9.2.5 Concluzii

Pentru conservarea capacității de operare a tunelului supersonic s-a identificat nevoia de refacere a capacității stației de comprimare, descrisă în Anexă. Laboratorul supersonic este candidat pentru cele mai multe lucrări, pornind de la refacerea capacității de analiză a semnalelor de la balanțele tensometrice, care să includă tarajul gravitațional și reducerea torsorului.

Alte capacități noi țin de optimizarea scării modelului și campaniei experimentale asociate și optimizarea controlerului de proces, orientată pe fiecare experiență. Cele trei elemente software sunt descrise amănunțit. Primul și ultimul sunt într-un stadiu avansat de dezvoltare, în timp ce al doilea, este doar planificat și este cel mai dificil, dar și provocator. Pe lângă elementele software, este în lucru și un banc de calibrare pentru balanțele tensometrice.

5.9.3 Optimizarea laboratorului de aerodinamică generală

Acest compartiment are nevoie de o reinventare, pentru crearea capabilităților necesare, considerând situația existentă. Inventarul software AAA deși achiziționat pentru compartimentul de aerodinamică generală este utilizat în alt departament. Ceea ce ne dorim este achiziționarea/generarea de capabilități noi într-o manieră care să nu ducă la conflicte și care să ducă la o evoluție pe un drum diferit de cel practicat la dinamica zborului, la rezultate de nivel înalt.

Resursele umane

Compartimentul prezintă o nevoie majoră de reconstrucție și reorganizare tematică. O modalitate la îndemână este realocarea personalului între departamente, pentru evitarea procedurilor dificile de angajare și conservarea numărului total de angajați. Transferul de oportunitate al unui student anul IV devenit între timp inginer și alocarea unei teme de proiect de comun acord cu profesorul coordonator din domeniul optimizării aerodinamice sunt parte a strategiei de reconfigurare/optimizare a compartimentului. Tinerii ingineri sau studenții din anii terminali nu sunt foarte atrași de acest compartiment, din motive care nu pot fi expuse și acei puțini care sunt disponibili trebuie protejați, rol destul de dificil.

5.9.3.1 Optimizarea aerodinamică a suprafeței mediane și a formei în plan

Este un domeniu de lucru care trebuie tratat serios datorită unei rămăneri în urmă față de institutele/laboratoarele similare din centrul și estul Europei și prin care se poate nu doar restabili, dar chiar depăși capacitatea tradițională a compartimentului în cauză. Un prim pas este utilizarea a ceea ce este disponibil gratis, cum ar fi programul VLMD – Vortex Lattice Minimum Drag (Lamar, 1976), (Lundry, 1968) din pachetul PDAS. Realizarea unor exemple de calcul cu tineri angajați s-a dovedit accesibilă și dă confirmarea că se poate continua cu succes. Cu această aplicație scrisă în Fortran 77 se realizează optimizarea unor configurații aerodinamice cu două elemente (aripă plus ampenaj).

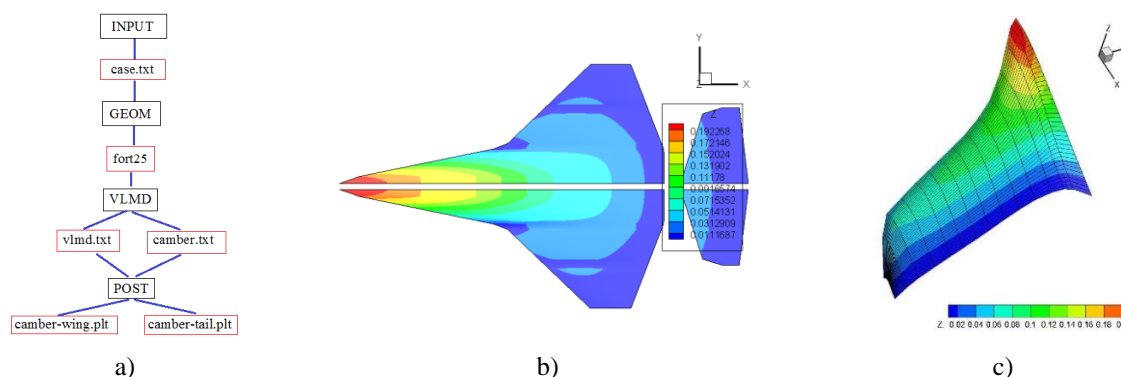


Fig. 5.45 Schema procesului de optimizare cu VLMD a) rezultat optimizare avion de luptă b), rezultat optimizare UAV aripă zburătoare c)

Aplicația VLMD optimizează cu metoda clasică a gradientului, în care funcția scop este formulată pentru a genera o problemă lineară, iar multiplicatorii Lagrange se obțin direct. Se optimizează forma suprafeței mediane pentru maximizarea fineței aerodinamice, la coeficient de portanță impus și moment de tangaj față de sfertul de coardă medie aerodinamică nul. Datorită unor ipoteze simplificatoare suplimentare pentru forma distribuției de încărcare pe coardă, problema revine la rezolvarea unui sistem linear de ecuații. Pentru utilizarea codului s-au scris două rutine de intrare și ieșire, care permit introducerea formatată strict a datelor de intrare și realizarea graficelor Tecplot cu fișierele de ieșire. Distribuțiile de încărcare pe anvergură sunt utile în calcule structurale, dar și pentru comparații cu soluții neoptimizate. VLMD a fost utilizat în proiectul național MASIM și proiectul nucleu *Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și expertiză specifică în domeniul aerospațial* - AEROEXPERT. Următorul pas este utilizarea GA pentru optimizarea formei în plan, iar VLMD

optimizează suprafața mediană, pentru care prima demonstrație este realizată cu succes. Aplicația de optimizare vizează avioanele de transport cu propulsie electrică, subiect intens discutat la nivel CE. Propulsia electrică nu doar permite, dar și obligă la optimizarea avionului (Niță M. , 2013) conform cu misiunea de referință.

5.9.3.2 Optimizarea directă a profilelor aerodinamice

Realizarea unui instrument de casă pentru optimizarea profilelor aerodinamice deși pornită dintr-o simplă curiozitate se conturează ca o preocupare sistematică. Dintre metodele gradientului (Neculai, 2009), de tip programare lineară (Horst & Tuy, 1996) și cea cu algoritmi genetici (Haupt & Haupt, 2004) alegem ultima variantă datorită versatilității și robusteții. Profilele NACA seria 4 (Abbott, von Doenhoff, & Stivers Jr., 1945) pot fi utilizate pentru a fi adaptate la o misiune, prin optimizarea parametrilor de definire. Reprezentarea matematică a profilului permite o variație semnificativă de formă, de unde și flexibilitatea pentru adaptarea la misiune. Cei trei parametri care definesc profilul sunt considerați variabilele de optimizare: grosimea relativă t , săgeata maximă m a scheletului și poziția ei p . Algoritmii de optimizare genetici (Chambers, 2001) permit o utilizare mai simplă decât în cazul altor metode, chiar dacă sunt mai ineficienți. Dezvoltarea unei capacități de optimizare este normal să debuteze cu un model de curgere mai simplu, dar mai ușor rezolvabil. Prin urmare, primul model este al curgerii potențiale incompresibile (Kueth & Chow, 1998), (Dănăilă & Berbente, 2003). Efectele vâscoase pot fi considerate similar, pornind de la cel mai simplu model posibil, cel al plăcii plane cu regimurile laminar și turbulent, cu funcție punte în zona de tranziție (Kulfan R. , 1998).

Această combinație de modele deși elementare, poate duce la obținerea de rezultate în mod eficient și robust, deși nu este aplicabilă unghiurilor de atac mari și efectelor de compresibilitate, acolo unde incertitudinile sunt mari cu orice model, oricât de complex. Scopul este maximizarea fineței aerodinamice $f = CL/CD$ pentru maximizarea distanței de zbor, sau a raportului $r = CL^{1.5}/CD$ pentru maximizarea duranței. Prin urmare deoarece optimizatorul GA din Matlab minimizează, funcția scop va fi $1/f$ sau $1/r$. În afară de minimizarea funcției propriu-zise, sunt necesare și oportune constrângeri, care să ducă la satisfacerea cerințelor de misiune. Aceste cerințe sunt valorile coeficienților de portanță și de moment aerodinamic la sfert de coardă. Prima abordare este de a cupla funcția de optimizare cu constrângerile într-o singură expresie, denumită *fitness function*:

$$ffn = \sqrt{w_1 \left(\frac{CL}{CD}\right)^2 + w_2 (CL - CL_t)^2 + w_3 (Cm - Cm_t)^2} \quad (5.29)$$

Această formă pătratică suferă serios din punct de vedere al repetabilității rezultatelor, adică al unicității soluției. În plus avem dezavantajul că trebuie în permanență modificate valorile ponderilor. Alternativele sunt de tip algebric, dar prezintă aceleași slăbiciuni, care fac metoda în final inutilizabilă. Indexul t se referă la valorile țintă pentru CL și Cm .

$$ffn = \left|\frac{CL}{CD}\right| + w_1 |CL - CL_t| + w_3 |Cm - Cm_t| \quad (5.30)$$

$$ffn = 100 \left(10 + \left|\frac{CL}{CD}\right|\right) \cdot (0.1 + |CL - CL_t|) \cdot (0.1 + |Cm - Cm_t|) \quad (5.31)$$

Coeficientul de frecare se calculează cu rezultatele de la placa plană, cu o funcție punte lineară pentru tranziția din regimul laminar în cel turbulent.

$$C_{f_{tranzitie}} = C_{f_L} + \frac{Re_x - Re_L}{Re_T - Re_L} (C_{f_T} - C_{f_L}) \quad (5.32)$$

Utilizarea constrângerilor (Deb K. , 1998), (Craenen, Eiben, & Marchiori, 2001) duce în final la repetabilitatea și deci la unicitatea dorită a soluției, cu un efort minim, utilizând facilitățile Matlab: constrângeri de tip inegalități și de tip egalități scrise liber, față de formatul matriceal

alternativ. Prin urmare problema se reformulează ca atare și duce la obținerea unicității soluției sau a găsirii optimului global, ca în alte modele de strat limită mai vechi pot fi relativ ușor implementate și rezolvate cu tehnica actuală de calcul și merită parcurse documentele de acum câteva decenii în ideea de a dezvolta unelte de calcul pentru corecțiile din tunel, sau pentru optimizare (Taylor, 1974), (H. Yoshihara & Spee, 1982).

$$\min\left(100 \left|\frac{CL}{CL}\right|\right) \text{ sau } \min\left(100 \left|\frac{CL}{CL^{1.5}}\right|\right) \quad \text{astfel încât } \begin{cases} CL = CL_t \\ C_m = C_{m_t} \end{cases} \quad (5.33)$$

Pentru aducerea la un nivel mai înalt a procedurii de calcul este necesar calculul stratului limită incompresibil cel puțin laminar cu o metodă consacrată, dar simplă. Metoda Pohlhausen are dezavantajul prezenței singularităților în prima derivată a vitezei potențiale (Köhler, 2011). O altă metodă integrală, ușor de utilizat este metoda lui Waltz în prima versiune. Aceasta permite calculul stratului limită până la punctul de separație. Pasul următor este realizarea/identificarea unei metode de calcul a stratului limită cu model/estimator de tranziție, însă suficient de simplă încât să poată fi utilizată eficient și robust în procesul de optimizare (Moran, 1984), (Eppler & Somers, 1980).

Alte modele de strat limită mai vechi pot fi relativ ușor implementate și rezolvate cu tehnica actuală de calcul și merită parcurse documentele de acum câteva decenii în ideea de a dezvolta unelte de calcul pentru corecțiile din tunel, sau pentru optimizare (Taylor, 1974), (H. Yoshihara & Spee, 1982). Aplicațiile de casă compresibile nevâscoase pot fi utilizate în optimizarea numerică, datorită efortului computațional redus (Slooff & Schmidt, 1994). Un aerodinamician cunoscut este dr. Martin Heperlee (colaborator al profesorului Richard Eppler), pe care l-am întâlnit în cadrul proiectului Helena, care deține un *website* pe care se găsesc mai multe corelații ingineresti pentru tranziția stratului limită provenind de la Eppler, Michel, Granville, Mark Drela și Daniel Arnal pe care de asemeni l-am cunoscut înainte de a se pensiona de la ONERA. De o importanță crucială sunt corelațiile între mărimile stratului limită care descriu bula de separație. Acest aspect practic nu este tratat în literatura la nivel național și fără considerarea lui nu se poate face cu adevărat aerodinamică aplicată, care să convergă către realizarea de produse optimizate.

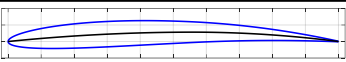
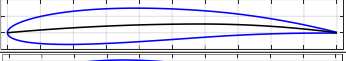
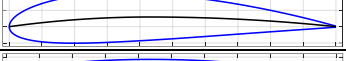
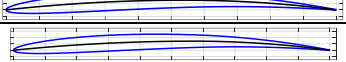
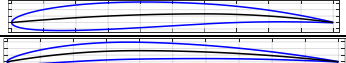
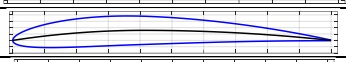
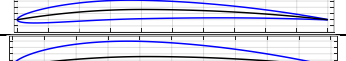
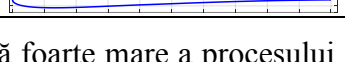
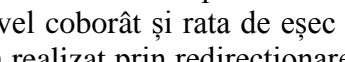
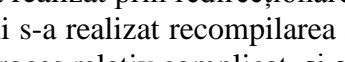
O versiune pragmatică a optimizării de profile aerodinamice constă în utilizarea unor programe *high-end*, cum ar fi Xfoil (Drela, 2001) sau Eppler (Eppler & Somers, 1980). Datorită experienței cu Xfoil, l-am adoptat, cu câteva precizări legate de optimizarea performanței, care totuși nu sunt triviale, iar reducerea timpului de execuție poate fi de ordinul 100%. Astfel, eliminarea ferestrelor grafice din timpul rulării, care aduc un mare consum de timp și practic fac imposibilă realizarea de alte activități la computer, se poate face numai începând cu versiunea Xfoil 6.99, care aduce o comandă pentru dezactivarea ferestrelor grafice.

Tabel 5.22 Repetabilitate rezultate în formularea cu constrângeri

t/c [%]	m/c [%]	p/c [%]	CL [-]	CD [count]	Cm [-]	CL/CD [-]	Dimensiunea populației
5.02	3.36	0.39	0.40	36.43	-0.10	109.86	20
5.02	3.37	0.39	0.40	36.42	-0.10	109.88	20
5.03	3.37	0.38	0.40	36.42	-0.10	109.88	20
5.00	3.36	0.39	0.40	36.43	-0.10	109.84	20
5.01	3.37	0.38	0.40	36.41	-0.10	109.90	40
5.00	3.38	0.38	0.40	36.4	-0.10	110.00	10
5.00	3.37	0.39	0.40	36.42	-0.10	109.93	20
5.01	3.38	0.38	0.40	36.39	-0.10	110.00	20

Strategia de utilizare eficientă a Xfoil include și gestiunea problemei nelinare de calcul: interacțiunea vâscos-nevâscos. Convergența procesului este problematică, iar numărul maxim de iterații care are valoarea predefinită la 10 poate fi mărit pur și simplu la 100. Această configurare nu aduce robustețea și nici eficiența necesare, care se obțin practic prin impunerea unui increment foarte mic de unghi atac în calculul polarelor.

Tabel 5.23 Dispersie rezultate în formularea fără constrângeri

t/c [%]	m/c [%]	p/c [%]	CL [-]	CD [count]	Cm [-]	CL/CD [-]	Profil
7.68	2.83	0.56	0.40	39.19	-0.11	102.08	
10.52	2.65	0.59	0.40	41.44	-0.11	96.53	
15.01	2.96	0.43	0.40	45.23	-0.10	88.45	
5.23	2.94	0.54	0.40	37.67	-0.11	106.18	
5.00	2.86	0.57	0.40	37.9	-0.11	105.54	
8.25	2.69	0.60	0.40	39.74	-0.11	100.66	
5.25	3.35	0.39	0.40	36.6	-0.10	109.30	
9.24	3.15	0.41	0.40	40.07	-0.10	99.83	
6.14	3.29	0.40	0.40	37.35	-0.10	107.11	
9.92	3.12	0.42	0.40	40.67	-0.10	98.36	

Un increment de 0.01-0.2 grade asigură o eficiență foarte mare a procesului de calcul, în care numărul de iterații vâscos-nevâscos rămâne la un nivel coborât și rata de eșec a procesului iterativ scade foarte mult. Blocarea afișării output-ului s-a realizat prin redirectionarea într-un șir de caractere care pur și simplu nu se afișează. De asemeni s-a realizat recompilarea Xfoil pentru Linux (în ideea de a fi utilizat pe supercomputerul SGI), proces relativ complicat, și cumva diferit față de tutorialul public în care se descrie procesul. Altă optimizare computațională este utilizarea unui drive virtual în care toate fișierele procesului să fie scrise și citite cu viteză mult mai mare decât de pe HDD. Aplicația gratuită pentru realizarea drive-ului virtual este Radeon RAM Disk. Uneori Xfoil încetează să mai răspundă la comenzile normale și se blochează, ceea ce înseamnă că trebuie oprit în mod forțat, lucru care însă nu oprește procesul de optimizare deoarece se compromite doar unul din unghiurile de atac de calcul. Oprirea automată a Xfoil cu opțiunea *timeout & taskkill* nu oferă funcționalitatea așteptată și nu este utilă.

Durata de realizare a unei optimizări în versiunea cu Xfoil este mult mai mare decât în cazul cu un cod simplu (panouri plus soluție strat limită placă plană plus profil NACA 4 cifre).

Constrângerea de timp duce la imposibilitatea unei validări/verificări rapide a faptului că problema este pusă corect în sensul unicității soluției.

$$f_{obj} = \begin{cases} \frac{100}{n} \sum_{i=1}^n \frac{1}{|f_i|}, & \text{dacă } n \geq n_{\infty} \\ 100, & \text{dacă } n < n_{\infty} \\ 100, & \text{dacă nu există rezultate Xfoil} \end{cases} \quad (5.34)$$

Datorită particularităților Xfoil, formularea funcției obiectiv este cumva diferită față de primul caz. Astfel, programul poate să nu producă rezultate deloc, poate să producă rezultate parțiale și poate să producă rezultate complete. Incertitudinea producerii rezultatelor este generată de lipsa de robustețe a procesului de rezolvare a interacțiunii vâscos-nevâscos, care se poate îmbunătăți parțial prin adoptarea unui increment mic de unghi. Funcția obiectiv pentru optimizarea profilelor NACA 4 are forma de mai jos, menținând constrângerile descrise anterior.

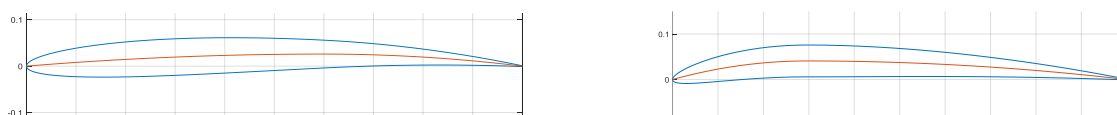


Fig. 5.46 Profile optimizate la Mach=0.2, Re=1.e5 stânga și Re=1.e6 dreapta

Profilele NACA 4 cifre sunt optimizate la două numere Re, cu valoarea de 1.e5 corespunzând unui aeromodel și cu valoarea 1.e6 corespunzând unui UAV ceva mai mic decât a

unui avion ultra-uşor, sau chiar a unui asemenea avion aproape de punctul de *stall* Fig. 5.46. Satisfacerea constrângerii în CL la unghi atac nul este evidentă în Fig. 5.47, pentru ambele profile.

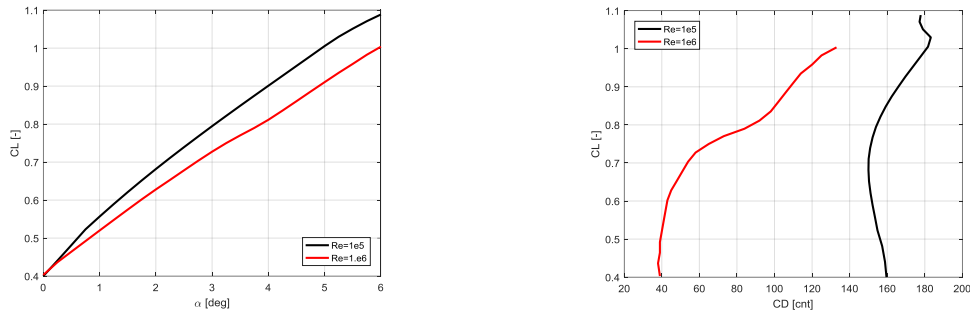


Fig. 5.47 Curba de portanță și polara pentru cele două profile optimizate la numere Re foarte diferite

Optimizarea profilelor cu geometrie polinomială

Profilele în format liber sunt introduse asemănător metodei NACA 4 cifre, dar funcția grosime $g(x)$ are un grad polinomial mai mare. Diferența principală este la funcția schelet $s(x)$, unde avem un format polinomial unic, față de două ramuri ale funcției, în ideea de a descrie profile inversate, care să lucreze ca ampenaj, dar și profile de tip aripă zburătoare. Gradul polinomial mai mare din funcția grosimii ar permite forme mai complexe, în special pentru profilele laminare.

$$g(x) = c_1\sqrt{x} + c_2x + c_3x^2 + c_4x^3 + c_5x^4 + c_6x^5 + c_6x^6 \quad (5.35)$$

$$s(x) = c_8x + c_9x^2 + c_{10}x^3 + c_{11}x^4$$

Funcția obiectiv în cazul optimizării profilelor în format liber este asemănătoare, constrângerile de performanță sunt identice, dar apar constrângeri care să aducă profilul în zona fezabilă din punct de vedere geometric. În urma unor experiențe computaționale destul de anevoioase, s-a stabilit un set de constrângeri geometrice care duce la obținerea de profile, chiar dacă problema unicității soluției este încă nerezolvată. Acestea se aplică într-o mulțime de puncte de control, pentru care se adoptă indexul j , puncte care sunt diferite de cele în care se definește panelizarea profilului. Ele sunt plasate echidistant pe coardă și numărul lor $nctr$ este de ordinul 10. Dacă $nctr$ este de ordinul 5, calitatea geometrică este compromisă, dacă $nctr$ este mai mare decât 10, efortul de calcul este prea mare.

Constrângeri de pozitivitate a grosimii:

$$-g(x_j) < 0, \quad j = \overline{2..nctr} \quad (5.36)$$

Constrângere de mărginire a grosimii:

$$\max(g(x_j)) \leq t_{MAX}, \quad t_{MAX} \text{ este semigrosimea relativă maximă} \quad (5.37)$$

Constrângere grosime în bordul de fugă:

$$|g(1) - 3 \cdot g_{TE}| < \epsilon, \quad g_{TE} \text{ este grosimea impusă la bordul de fugă} \quad (5.38)$$

Constrângere de monotonie a primei derivate:

$$g'(x_j) - g'(x_{j+1}) < 0, \quad j = \overline{2..nctr - 1} \quad (5.39)$$

Constrângerea primei derivate la bordul de fugă:

$$g'(x_{nctr}) - g'_{MAX} < 0 \quad (5.40)$$

Constrângeri în derivata a doua, echivalente cu cele de monotonie ale primei derivate:

$$g''(x_j) < 0, \quad j = \overline{2..nctr} \quad (5.41)$$

Constrângeri în raza de curbură lângă bordul de atac, pentru evitarea singularității:

$$|r(\epsilon) - r_{MAX}| = \left| \frac{|1+g'^2|^{1.5}}{|g''|} - r_{MAX} \right| < \epsilon_R, \quad r_{MAX} \text{ este raza de curbură maximă lângă bordul de} \quad (5.42)$$

atac

Constrângerea de mărginire a amplitudinii scheletului:

$$\max(|s(x_j)|) < s_{MAX} \quad (5.43)$$

Procesul de optimizare arată o convergență lentă dar un efort suplimentar va conduce la optimizarea formulării funcției obiectiv și a constrângerilor pentru obținerea unicității soluției în sens ingineresc. Obținerea profilelor cu derivata grosimii prea mare la bordul de fugă impune utilizarea unei constrângeri în acest sens pentru asistarea optimizatorului.

Optimizarea profilelor de tip Class Shape

O parametrizare superioară a geometriei profilelor este așa-numita Class Shape (Kulfan & Bussoletti, 2006), care este o combinație de polinoame Bernstein-Bezier și funcția radical. Deși parametrizarea se referă la curbele de extrados și intrados, ideea în cazul de față este de a utiliza formularea Class Shape numai pentru funcția care descrie grosimea, urmând ca scheletul profilului să fie reprezentat de o bază Bernstein din care se elimină prima componentă, deoarece astfel se constrânge funcția să treacă prin origine, cerință elementară pentru scheletul profilelor. Aparent reprezentarea polinomială ar fi aproape similară. Avantajul reprezentării cu polinoame Bernstein este că ordinul de mărime al coeficienților este aproape același, față de cazul utilizării polinoamelor în formă brută, unde există o discrepanță mare între valorile coeficienților, care dezavantajează dramatic procesul de optimizare numerică, până la a-l face complet nefezabil.

$$g(x) = \sqrt{x}(1-x) \sum_{i=0}^{ntk} c_i C_{ntk}^{i-1} x^i (1-x)^{ntk-1}$$

$$s(x) = \sum_{i=1}^{nskel} c_{ntk+1+i} C_{nskel}^{i-1} x^i (1-x)^{ntk-1}$$
(5.44)

Un alt avantaj al funcțiilor Bernstein este că fiind pozitive, o combinație lineară cu coeficienți pozitivi va păstra pozitivitatea funcției grosime a profilului. Din punct de vedere al optimizatorului numeric este avantajos să se lucreze cu intervale înguste pentru variabile, cu atât mai mult fără schimbarea de semn. Formularea funcției grosime este realizată astfel încât grosimea este nulă la bordul de fugă, aceasta fiind ipoteza de lucru. Grosimea finită se poate obține prin trunchierea curbelor și scalarea pentru obținerea grosimii dorite la bordul de fugă.

Rularea unui număr important de optimizări duce la concluzia că rezultatele depind sensibil de gradele polinoamelor care descriu grosimea și scheletul profilelor. În același timp, cunoscând că optimizarea cu algoritmi genetici este un proces stocastic, constatăm că rularea repetată a procesului cu menținerea gradelor polinoamelor duce la o repetabilitate excelentă a rezultatelor.

Parametrii din Tabel 5.24 sunt:

- *npop* este dimensiunea populației din GA;
- *npoints* este numărul de noduri pentru curba de intrados, egal cu cel pentru extrados;
- *ntk* este gradul polinoamelor Bernstein pentru funcția de grosime, dar trebuie menționat că această combinație lineară este multiplicată cu $\sqrt{x}(1-x)$;
- *nskel* este gradul polinoamelor Bernstein pentru scheletul profilului;
- *neval* este numărul de evaluări ale funcției obiectiv la finalul procesului de optimizare.

Analiza rezultatelor din Tabel 5.24

Cazurile #2 și #3 au funcția obiectiv multipunct, pentru un domeniu de unghiuri atac [1.3,1.5], cu un increment de 0.1 grade, pentru a ajuta procesul iterativ vâscos-nevâscos din Xfoil. Cazul #1 înseamnă un singur punct de polară, la unghiul de 1.5 grade. Cazurile #1, #2 și #3 au produs rezultate identice din punct de vedere al geometriei și coeficienților aerodinamici, ca în Tabel 5.24, Fig. 5.48 și Fig. 5.49. Profilul rezultat are punctul de tranziție la 60% din coardă pe extrados la 0 grade, iar tranziția avansează rapid către 95% din coardă până la unghiul de 5 grade. Numărul Re de 10 milioane duce la un proces de optimizare remarcabil de curat. Valoarea țintă a coeficientului de portanță, 1, la unghiul țintă de 1.3 grade arată că profilul este unul destul de încărcat la unghiuri atac mici, adecvat pentru un avion de distanță mare și viteză mică.

Cazurile multipunct #4, #5 și #6, cu unghiul de atac în domeniul [1.3, 1.8], la incremenți de 0.1 grade arată un schelet care pare să aibă un unghi de calaj mai mare, dar profilul rezultat aparține evident aceleiași clase ca în cazurile #1, #2 și #3.

Deoarece Xfoil în general nu realizează întregul set de unghiuri solicitat din cauza eșecului procesului iterativ vâscos-nevâscos, s-a încercat introducerea unei penalizări în funcția obiectiv,

în forma de mai jos, în care n este numărul de unghiuri comandate și na este numărul de unghiuri calculate.

$$f_{obj} = \frac{1}{na} \sum_{i=1}^{na} \frac{100}{|f_i|} \left(1 + \frac{0.1n}{na} \right) \Big|_{CL(\alpha_t)=CL_t} \quad (5.45)$$

Experimentarea cu această funcție modificată arată că efectul introdus corespunde unei perturbații sau unui zgomot, care produce efecte negative în procesul de optimizare: falsificarea selecției candidaților și un număr prea mare de evaluări. Prin urmare s-a revenit la o formulare simplă.

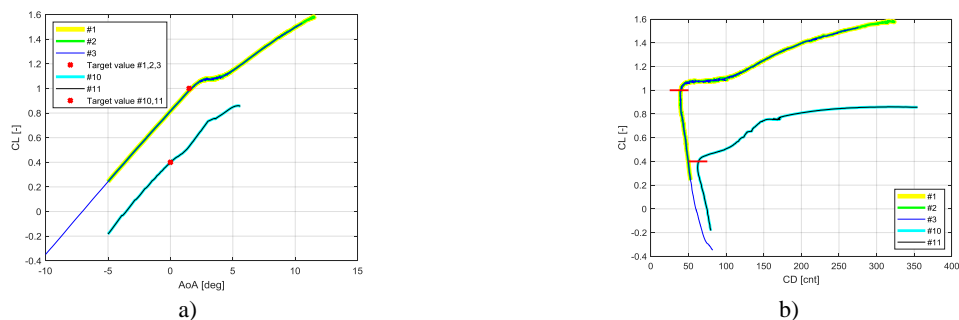


Fig. 5.48 Repetabilitatea rezultatelor familiei #1, #2, #3 și familiei #10, #11

Mutarea rapidă a punctului de tranziție pe un domeniu de unghi de atac îngust Fig. 5.48 b) arată dezavantajul optimizării profilor la un singur punct de funcționare. Totuși este de remarcat că cea mai mare finețe aerodinamică se obține în acest mod. Constrângeri operaționale pot fi aplicate adecvat în cazul în care profilul se realizează pentru un avion cu o misiune definită.

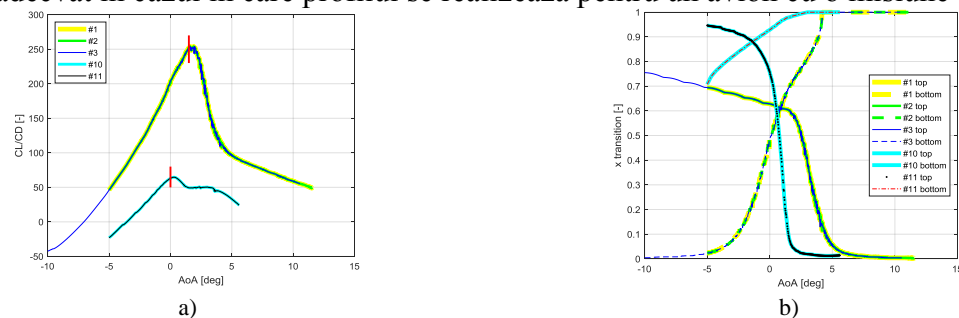
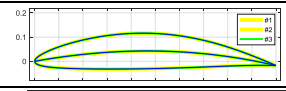
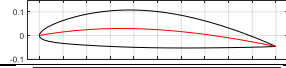
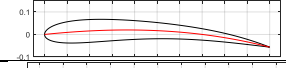
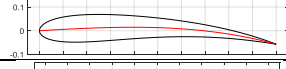
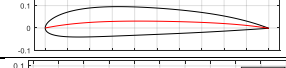
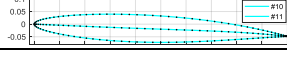


Fig. 5.49 Finețea aerodinamică a) a celor două familii de profile și procentaje tranziție b)

Zgomotul numeric din curbele din Fig. 5.48 este tipic pentru Xfoil, dar merită menționat că optimizarea s-a realizat cu 9-80 evaluări, iar curbele sunt calculate după optimizare, cu incremenți mici, obținând polare de câte 1000-2000 puncte, este adevărat pentru un domeniu amplu de unghiuri ed atac.

Tabel 5.24 Parametrii și soluțiile problemelor de optimizare

#	M	$\frac{Re}{10^6}$	CL_t	Cm_t	α_t	$\frac{CL}{CD}$	N_{pop}	n_{points}	n_{nk}	n_{skel}	$n_{eval}/1000$	Airfoil
1	0.3	10	1.0	-0.1	1.5	250	40	71	5	3	7	
2												
3												
4	0.3	10	1.0	-0.1	[1.3, 1.8]	-	50	71	5	3	10	
5								61				
6								71				
7	0.1	0.05	1.0	-	1.5	40	50	71	3	3	20	
8	0.1	0.05	1.0	-	1.5	40	50	71	3	3	15	
9	0.1	0.5	0.4	-	0.0	60	25	71	3	4	10.5	
10	0.1	0.5	0.4	-	0.0	63	100	51	3	4	42	
11												

Rezultatele prezentate și altele care nu sunt incluse, arată ca o populație mai mare, de exemplu de 100 membri are beneficii din punct de vedere al diversității membrilor și contribuie la obținerea soluției globale a problemei de optimizare. Este destul de comun să fie nevoie de 10^5 evaluări ale funcției obiectiv pentru numere Re mici între 10^4 și 10^6 . Pentru numere Re mari, de la 3 la 10 milioane, numărul de evaluări poate să fie de la 10 la 30 mii, cu o repetabilitate foarte bună. Soluția procesului apare destul de bine definită după primele 10 mii de evaluări.

Includerea în funcția obiectiv a unor termeni care pot perturba valoarea, care să cuantifice gradul de realizare, sau rezultate din calculul de strat limită poate falsifica rezultatele și poate duce la eșecul procesului de optimizare.

Optimizarea într-un singur punct față de multiple puncte este un subiect care merită mai multă atenție pe viitor. A doua versiune aduce un plus de robustețe, dar probabil este de preferat rămânerea în domeniul curgerilor atașate pentru a păstra un grad de certitudine bun în rezolvarea curgerii. Utilizarea unor populații mai mari se poate aborda în contextul HPC, pentru care am realizat achiziția toolbox-urilor Matlab. Durata procesului de calcul serial pentru o funcție obiectiv cu un singur punct este de aproximativ 16 ore, utilizând un procesor Intel i7 4720 (2.6 GHz).

Efortul continuă pentru paralelizarea codului DE (Storn & Price, 1997) și implementarea constrângerilor după lucrările (Chehouri A. , Younes, Ilinca, & Perron, 2016), (Craenen, Eiben, & Marchiori, 2001) și (Deb K. , 1998).

Următorul nivel pentru dezvoltarea aplicației prezente constă în creșterea gradului de generalizare prin includerea în lista variabilelor de optimizare a următorilor parametri: n_{skel} , n_{tk} și un set de regimuri Re_i , M_i , α_i . Pentru evitarea problemei de optimizare cu numere întregi se adoptă pur și simplu o formulare similară cu cea din capitolul precedent, referitoare la optimizarea scării și regimurilor în tunelul aerodinamic supersonic.

```

For i=3, nskel_max
  For j=3, ntk_max
    Call optimize(Re,M, $\alpha$ ) => coef_skel(i,j,1:nskel), coef_tk(i,j,1:ntk), performanța(1:n)
  endfor
endfor

```

Selectează minimum global

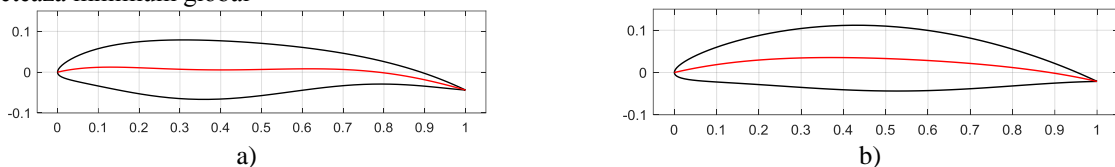


Fig. 5.50 Profile optimizate cu gradul 5 al funcțiilor schelet și grosime $Re=1.e7$, un singur punct la 1.5 grade, profil turbulent a) multipunct pe interval $[0,3]$ grade, laminar b)

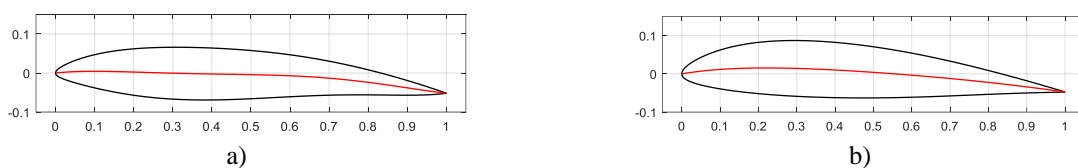


Fig. 5.51 Profile optimizate cu gradul 8 al funcțiilor grosime și 5 al funcției schelet $Re=3.e6$, interval $[0, 8]$ grade turbulent a) un singur punct la 3 grade turbulent b)

Această abordare impune ca obligatoriu calculul paralel (HPC) deoarece în general avem trei valori pentru gradul scheletului (de la 3 la 5) și cam patru valori pentru gradul componentei Bernstein din funcția grosime (de la 3 la 6). Este evident că este nevoie de 12 procese de optimizare pe o funcție care include un număr de câteva regimuri. Problema este pe deplin rezolvabilă cu inventarul hardware disponibil.

Pentru domeniul vitezelor mari următorii pași în activitatea de optimizare sunt aplicarea metodelor clasice în proiectarea aripilor în regim supersonic ca în (Middleton, 1964) și optimizarea cu algoritmi genetici utilizând calculul paralel (HPC). Deficiența codurilor gratis ca Pikaia sau DE constă în lipsa capacității de a impune constrângeri și în faptul că se maximizează o singură

funcție obiectiv. O alternativă la impunerea constrângerilor ar fi adoptarea unei metode multi obiectiv (Amouzgar, 2012). Încercarea de a impune constrângerile prin metoda penalizării (Kuri-Morales & Gutiérrez-García, 2002) și (Yeniay, 2005), nu duc la obținerea unor metode generale, deoarece va fi nevoie de un efort important de optimizare a modului de construcție a penalizării pentru fiecare problemă de în parte. Alternativa este tratamentul special al constrângerilor, ca în (Chehouri A., Younes, Ilinca, & Perron, 2016), pe care ne propunem să o implementăm în Mpikaia sau DE (Wang), utilizând coprocesoarele numerice Intel Xeon Phi, pentru care Intel Fortran include biblioteca pentru arhitectura MIC (*Many Integrated Core Architecture*), care se poate programa cu tehnicile uzuale MPI sau OpenMP (Intel, 2012), (Atanassov, et al., 2017).

5.9.4 Managementul resurselor umane

Obiectivele subcapitolului constau în evidențierea problemelor și identificarea unor soluții de rezolvare pentru cel mai important aspect funcțional: resursa umană. Astfel, avem următoarele puncte:

- pregătirea profesională a noilor veniți și nu numai, care este strâns legată de atestarea profesională și de performanța de lucru;
- atestarea profesională ca mijloc de pregătire profesională;
- integrarea profesională pentru a ajunge la calitatea de contributor dar și în activitatea de ofertare;
- recrutarea candidaților, cu evidențierea tipului de angajat tipic necesar, plus a oportunităților de atragere;
- alocarea pe compartimente ca măsură de optimizare a activității, incluzând și atenuarea conflictelor;
- factorii perturbatori la obținerea gradelor profesionale;
- managementul conflictelor;
- echilibrul între activitățile de leadership și management;
- reziliența la oportunitățile cu grad ridicat de risc;
- organizarea și stocarea electronică a proiectelor.

5.9.4.1 Pregătirea profesională

O parte naturală a procesului de pregătire profesională este valorificarea oportunităților de participare la **conferințe** sau **cursuri** oferite de unele institute din Europa. Pentru unele persoane efectul este pozitiv, iar pentru altele efectul este negativ și constă doar în consumarea resurselor financiare. Participarea la cursurile VKI este una din cele mai atractive soluții pentru expunerea la elemente avansate de aerodinamică/gazodinamică și obținerea unor materiale publicate cu valoare de referință în domeniu, la nivelul actual. Participarea la VKI presupune achitarea unei taxe de participare care depășește 1000 Euro, plus cheltuielile de cazare din Bruxelles. Doi angajați au beneficiat de asemeni cursuri, iar materialele obținute am cerut să fie scanate și diseminate tuturor celor din departament implicați în aerodinamica industrială.

Tot ca parte naturală a procesului de pregătire este **participarea la realizarea proiectelor**. Dacă o persoană nouă și neexperimentată primește o activitate, dar nu este verificată și asistată, în general nu o duce la capăt și nici nu avansează profesional. Acolo unde angajatul se comportă rezonabil, pare să aprecieze valoarea rezultatelor de lucru și nu pare să și le însușească mai mult decât este cazul, merită să fie asistat. Aceasta constă în furnizarea ideilor, bibliografiei, programelor de calcul și a explicațiilor necesare, pentru a realiza procesarea datelor din aerodinamica experimentală sau simulările/optimizările de aerodinamică. Timpul petrecut cu aceste persoane poate fi o investiție foarte bună, dar poate fi și o pierdere. Importante sunt expunerile în discuțiile mai mult sau mai puțin formale, unde indiciile plasate produc efecte.

Examenul de atestare profesională în sine este o procedură de a reactiva și de a îmbogăți capacitățile celor examinați. La evaluare se consideră participarea la proiecte pentru că sunt situații în care angajați fără contribuții realizate au rezultate foarte bune la examene, dar sporul de salariu pe care l-ar obține, ca și salariul de bază nu au susținere reală. Concluzia după participarea

la proces timp de cinci ani este că revederea și susținerea unor subiecte din domeniu sub un proces de ghidare și evaluare suficient de corect, poate avea efecte benefice la nivel individual, dar și pentru crearea unei atmosfere concurențiale pozitive.

Stimularea publicării este utilă chiar dacă cei aflați la început nu au practicat să publice. Se poate dezvolta o situație în care cumva calitatea este în urma cantității, fenomen corespunzător implicării într-un număr prea mare de proiecte, fără posibilitatea de a persista într-un domeniu relativ îngust. O perioadă grea, cu proiecte multe și dificile diminuează clar numărul de publicații, dar publicațiile care urmează finalizării proiectelor pot aduce un plus de calitate. Timpul necesar pentru buna înțelegere, analiza și exploatarea rezultatelor dintr-un proiect este destul de mare, astfel încât uneori rapoartele de proiect solicitate urgent sunt net inferioare unor publicații ulterioare. Apelurile prin email către subordonați prin care se intervine pentru publicare și se iterează cu privire la articole sunt sintetizate în Tabel 5.25.

Tabel 5.25 Mesaje email pentru realizarea de articole pentru conferințe în ultimii cinci ani

Nr.	Denumire conferință	Email
1	NMAS – International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences	67
2	Aerospatial - International Conference of Aerospace Sciences	22
3	Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications	28
4	ICNAAM - International Conference Of Numerical Analysis And Applied Mathematics	35
5	CEAS – Council of European Aerospace Societies	58

Un efect negativ al stimulării publicării este că persoanele mai puțin implicate în proiecte publică mai mult, într-o manieră mai puțin substanțială, dar cantitatea le poate servi la creșterea gradului științific, poziție din care pot câștiga bani nemeritați și ocupa nemeritat poziția de management în proiectele naționale de tip nucleu sau POC, cu predilecție.

Abilitățile de a rezolva numeric probleme matematice sunt extrem de necesare în aerodinamica experimentală, ca să nu menționăm calculul numeric. Prin urmare, atât atestarea profesională cât și pregătirea nu pot să ignore acest aspect. De-a lungul anilor, lucrul cu studenții la practică sau cu unii angajați mai tineri a permis rafinarea unei proceduri simple și eficiente, prin care aceștia se inițiază în subiect și le dispar temerile.

Tabel 5.26 Tipuri de angajați, rezultate

Criterii recrutare	Evoluție	Atestare profesională	Publicații	Contribuții în proiecte	Efect social
Normale	Bună - foarte bună	Cu succes	Independent	Semnificative	Pozitiv
Altele	Modestă	Dificilă	Cu asistență	Slabe-modeste	Negativ

Baza cunoștințelor pentru angajatul tipic, al Facultății de Inginerie Aerospațială este cursul de metode numerice litografiat în anii 1988 și 1990, care a fost reeditat într-un format modern (Berbente, Miștan, & Zancu, 1998). Am fost martor la rafinarea acestui volum, editat în LaTeX (1997). Ghidat de curiozitatea matematică/numerică, am reconstruit fractalul de pe coperta principală, care este un exercițiu foarte relevant de rezolvare a ecuațiilor nelineare cu metoda Newton-Raphson, în variabilă complexă, formulare care garantează convergența procesului cu orice aproximație inițială. O foarte utilă descriere a unor metode numerice standard cu exemple de cod Fortran este în cartea (Simionescu, Dranga, & Moise, 1995). Chiar dacă stilul de programare este depășit, prezentarea directă, pentru ingineri a metodelor este foarte potrivită.

Experiențele de pregătire în programare cu angajații tineri și studenții la practică din ultimii ani, au constat în realizarea unor exerciții în Fortran, utilizând compilatorul gfortran (gfortran, 2011) sau compilatorul Intel Fortran (Intel, 2008). Deoarece sistemele de operare Windows 10 uneori au probleme în a permite instalarea și funcționarea gfortran, Octave sau Matlab, am găsit posibilitatea de a rula aceste exerciții online, la adresele din Tabel 5.27. Avantajul a fost imens, deoarece fiecare student avea un folder de exercițiu diferit și mari probleme în a utiliza terminalul de comandă.

Tabel 5.27 Subiecte de programare

Nr.	Subiect	
1	Să se programeze calculul sumei $\sum_{i=1}^n i$. Comparație cu $n \frac{n+1}{2}$	(5.46)
2	Să se programeze calculul sumei pentru vectorul $\bar{v} \in \mathfrak{R}^n$ $\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (v_i - \bar{v})^2}$ unde $\bar{v} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n v_i$	(5.47)
3	Să se programeze calculul cosinusului dintre vectorii $\bar{a}, \bar{b} \in \mathfrak{R}^n$ $\frac{1}{\ \bar{a}\ \ \bar{b}\ } \sum_{i=1}^n a_i b_i$, unde $\ \bar{a}\ = \sqrt{\sum_{i=1}^n a_i^2}$	(5.48)
4	Să se programeze produsul vectorial al vectorilor $\bar{a}, \bar{b} \in \mathfrak{R}^3$ $\bar{a} \times \bar{b} = \begin{vmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \end{vmatrix}$	(5.49)

Deși studenții (inclusiv doctori în inginerie sau în fizică) sunt speriați de programare și subiectele expuse, după o oră de lucru online, sunt pur și simplu fericiți că au reușit să rezolve probleme pe care la facultate nu au reușit să le rezolve cu adevărat niciodată în unul sau două semestre, deși au absolvit cursuri. Programarea calculatoarelor are un efect uriaș în viețile noastre, pornind de la cele mai elementare nevoi, așa încât nu se poate ignora la nivelul surprinzător din prezent.

5.9.4.2 Atestarea profesională

Ca parte a activității de management am participat la sesiuni de examinare pentru atestarea profesională de-a lungul ultimilor patru ani. Elaborarea subiectelor a parcurs o anumită evoluție, de la un nivel prea academic, nesuștinut de realitate, până la adecvarea subiectelor la proiectele tipice. Clasificarea candidaților se realizează prin solicitarea unei deduceri minimale, pe care în general nu sunt capabili să o facă. Subiectele de mai jos sunt folosite cu succes atât la atestarea profesională cât și la evaluarea pentru angajare a candidaților absolvenți de inginerie aerospațială, care provin din trei universități.

- Primul subiect este deducerea formulei pentru temperatura de stagnare din conservarea entalpiei totale și din ipoteza evoluției izentropice. Marea majoritate a candidaților au probleme la rezolvare, iar noțiunea este esențială în aerodinamică.
- Un alt subiect elementar este metoda de calcul a coeficienților pentru polinoamele de aproximare în sensul celor mai mici pătrate. Aici rezultatul la examene este foarte slab.
- Un subiect simplu este deducerea formulei de calcul a cozii medii aerodinamice.

Un examen nou apărut în 2017 pentru angajare și pentru titlul de cercetător științific este dedicat programării, pentru care am propus un set de probleme, care este prezentat în secțiunea Pregătire profesională. Pentru candidații din 2017 am realizat evaluarea prin parcurgerea problemelor propuse și am reușit să determin toți candidații să rezolve problemele. Au fost necesare două sesiuni de lucru, una în care am încercat inutil instalarea compilatorului gfortran, plus a editorului de text *gedit* și o a doua sesiune în care am utilizat compilatorul online.

5.9.4.3 Integrarea profesională

Creșterea performanței departamentului nu se poate realiza decât cu integrarea noilor veniți în realizarea proiectelor. Aceasta înseamnă mai mult decât simpla transmitere a cunoașterii tehnice și presupune mult leadership, prin care exemplul personal inspiră la autoperfecționare, stimulează lucrul la anumite subiecte. Cel mai eficient este transferul de cunoaștere direct, care se poate realiza în cadrul dar mai ales în afara cadrului instituțional.

Absolvenții Facultății de Inginerie Aerospațială din cadrul Universității Politehnica București reprezintă baza resursei umane la nivel de institut. Începând cu 2007 am avut contact cu studenți din anii trei-cinci, pentru asistență la realizarea proiectelor de diplomă sau ca angajați cu jumătate de normă. Începând cu 2008 am avut sarcina de a mă ocupa de șase studenți anul trei, dar s-a dovedit o misiune imposibilă. După un an am făcut demersurile pentru desfacerea contractelor de muncă pentru aceștia, datorită prezenței reduse la locul de muncă și a lipsei de interes pentru activități (aerodinamică computațională și experimentală). Ca parte a unui alt grup, doi absolvenți s-au angajat și în primă fază au dat rezultate. Unul dintre ei s-a detașat de activitatea de lucru concret, încercând să se erijeze într-un fel de consilier, demers care nu i-a reușit. Celălalt s-a dovedit excepțional, iar în timp i s-a alăturat un coleg disponibilizat (subiectiv) de la un institut similar, care are abilități de lucru și meticulozitate excepționale. Împreună cei doi fac un tandem de valoare, cu vizibilitate în rapoartele de proiecte, în publicații, etc.

Alți trei tineri colegi de la aceeași universitate s-au integrat complet. Au primit asistență pentru realizarea proiectelor de diplomă, respectiv de masterat, chiar dacă acest lucru dăunează pe termen scurt activității din proiectele curente. Investiția în pregătirea lor prin activitatea naturală de a lucra la proiectele de diplomă s-a dovedit utilă, iar beneficiile au venit în forma prestației foarte bune în proiecte pe care le-au preluat în mare măsură. Acest tip de credit sau investiție a fost acordat tuturor, dar se constată că procentul de aducere la nivelul de autosusținere este de ușor sub 50%, pentru activitățile de aerodinamică, aspect pozitiv considerând gradul de dificultate al activității în contextul pieței muncii și oportunitățile din celelalte discipline la nivel de institut.

Dacă implicarea în proiecte și aducerea noilor veniți la nivelul la care să producă beneficii este dovedită, implicarea în activitatea de ofertare este mult mai complicată datorită specificului acestei activități, care implică o cultură bună a domeniului și mai ales o cunoaștere a modului în care se pregătesc propunerile de proiecte sau ofertele. Cercetătorii care au rezultate pozitive în ofertare în general nu diseminează acest gen de cunoaștere, pentru că este de o importanță strategică pentru fiecare individ. Prin urmare noii veniți au cel mult șansa de a beneficia de exemple de propuneri de proiect din care să se inspire pentru a le produce pe ale lor.

Uzura provocată de o implicare intensă și de durată în proiect este un aspect care merită cel puțin menționat. Este responsabilitatea managerului să gestioneze cumva acest fenomen prin protejarea angajaților, atingând totuși obiectivele proiectelor. Implicarea la nivel de performanță este solicitantă și se poate asimila cu activitatea sportivilor de performanță, care nu pot activa la nivel înalt toată viața.

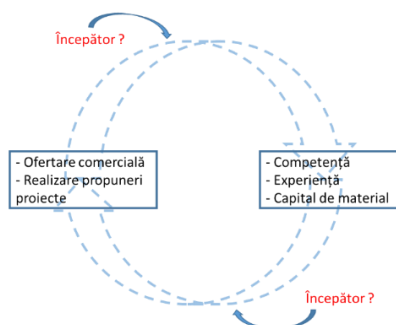


Fig. 5.52 Cercul vicios al angrenării începătorilor în propunerile de proiecte

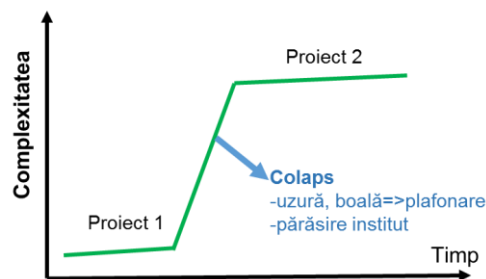


Fig. 5.53 Principiul PM-2 în managementul uzurii resursei umane

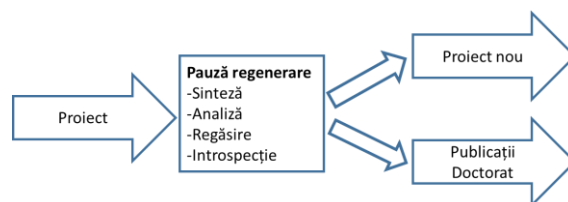


Fig. 5.54 Ciclul de viață al cercetătorului în raport cu seria de proiecte și necesitatea unei pauze de regăsire

5.9.4.4 Recrutarea personalului

Pentru această activitate, considerând specificul institutului, interacționăm informal cu profesori ai Facultății de Inginerie Aerospațială, iar rezultatele sunt în general bune. În afara discuțiilor informale participăm la evenimentele de prezentare a ofertei de muncă pentru studenți, unde încercăm să prezentăm cât mai bine institutul, pentru a atrage candidații (Polifest) 2015, 2016, 2017, sau împrumutăm asociației studențești Euroavia o machetă de tunel aerodinamic pentru expozițiile din cadrul UPB.

Depinzând de cerințele proiectelor în lucru se fac apeluri publice pe pagina de web. La concursurile de angajare pentru inginerii de aviație, subiectele preferate sunt a) b) și c) din secțiunea anterioară. Aceste subiecte sunt foarte relevante în identificarea candidaților cu potențial.

Unele proiecte naționale (de creare de laborator) impun angajarea unui număr minim de ingineri/fizicieni/matematicieni, pe o anumită perioadă. După evaluarea a două serii a câte trei candidați, am reținut doar unul, cu doctorat, singurul care putea să prezinte minimal ceva din activitatea sa, deși fără să convingă cu elemente de fizică sau matematică, dependent fiind de un soft comercial de tip “cutie neagră”. Uneori apar candidați care au o vechime de 10-20 ani (cu vârsta în jur de 40 de ani) în activități de vânzare sau management, care și-au pierdut complet abilitățile tehnice, pentru care este probabil prea târziu să capete abilitățile de a scrie articole sau propuneri de proiect. Unii dintre aceștia pretind imperativ că pot aborda aceste probleme. Există totuși cazuri rare de ingineri (trecuți bine de 50 de ani) care au absolvit facultatea în regim de exigențe înalte (în regimul comunist), capabili să se adapteze cu succes la proiectele internaționale, chiar dacă au dificultăți în activitatea de publicare, în special datorită posibilităților ceva mai reduse de a se exprima în limba engleză.

Activitatea de practică pe care studenții în general de la facultatea menționată o realizează este un amestec de școală de vară cu prea puțină implicare în lucru, iar în general se finalizează cu asistență la proiectul de diplomă pentru unul-doi studenți cu potențial pe an, în ideea că ar putea să se angajeze, dacă arata progres. Rezultatele sunt modeste în sensul de a angaja tinerii talentați. Unii dintre ei deși au dovedit în perioada de realizare a proiectului de diplomă că au calități native pentru lucrul în institut, aleg oportunitățile din cadrul altor companii, unde într-adevăr există un sistem/circuit ceva mai dezvoltat, care îi aduce rapid la nivelul la care să fie utili. Numărul de studenți care să realizeze proiecte de aerodinamică cu asistență din departament este în scădere, la unul singur pe an (2016 și 2017).

Tabel 5.28 Capacitatea de integrare și rezultatele obținute pe tipuri de angajați

Nr.	Tip angajat	Capacitate integrare, rezultate
1	Student anii 2-4	Are probleme în a fi prezent la programul de lucru. Dacă este talentat, îl considerăm o investiție.
2	Tânăr absolvent	2 ani, inclusiv masterul, multe exemple pozitive, cea mai bună categorie, care se formează pe proiecte, la vârsta la care este cea mai maleabil.
3	Absolvent de master	Dacă nu a mai lucrat, probabil are probleme în găsirea unui loc de muncă.
4	Doctor proaspăt absolvent	Dificil de alocat, supraevaluare serioasă a capacității reale, potențial pentru realizarea de publicații ca o continuare a tezei din inerție, fără legătură cu proiectele, ci doar cu tema de doctorat, la nivel de educație. Dacă nu a mai lucrat înainte, are probleme de abordare a disciplinei muncii și valorii.
5	Tânăr cu vechime sub 5 ani, venit din industrie	Rezultate mediocre, cu excepția celor pasionați de domeniu
6	Seniori veniți din industrie sau alte institute	

Angajarea continuă a unui număr de absolvenți ajută la diseminarea oportunităților din institut pentru cei care sunt încă studenți, astfel încât unii dintre ei după absolvire cunosc bine în ce departament vor să lucreze. Se constată că în anii 2016 și 2017 tinerii ingineri de la facultatea menționată au ocolit departamentul (la angajare, la asistență la proiectul de diplomă și la activitatea de practică) datorită complexității muncii în raport cu activitatea de proiectare sau calcul structural, mult mai bine reprezentată pe piața muncii.

5.9.4.5 Factori perturbatori în obținerea gradelor profesionale

Deși inginerii de aviație domină numeric și ca autoritate profesională institutul, se întâmplă că pentru ei obținerea gradelor profesionale să fie mult mai anevoioasă în comparație cu absolvenți din domeniile: fizică, chimie, matematică. Acest fenomen este o consecință a funcționării institutului sub tutela Ministerului Cercetării și Inovării. În timp ce inginerii de aviație duc greul proiectelor de inginerie aplicată (CE sau ESA) ca JTI Clean Sky, Microlauncher, Euclid, DTV, etc., absolvenții disciplinelor fizică, chimie, matematică pot să se manifeste academic prin finalizarea timpurie a doctoratelor și prin realizarea de publicații, indiferent că au sau nu substanță, deși toți pretind că ce lucrează este la nivel înalt.

Tabel 5.29 Dezechilibru obținere grade profesionale pe discipline/meserii

Meseria	Responsabilități Proiecte	Factor Impact reviste	Obținere grade profesionale
Inginer aerodinamică Inginer structuri	Cele mai mari, esențiale, definitorii	Mic, mediu	Dificilă
Chimist Fizician Matematician	Minore	Foarte Mare	Ușoară

5.9.4.6 Managementul conflictelor

O clasificare a conflictelor în general este în (Gheorghe & Cristina, 2009), unde sursele pot fi: obiective diferite/nedefinite și comunicarea deficitară. Rezolvarea se bazează pe diplomație, compromis și poate fi văzută pe trei niveluri: strategic, tactic, bun-simț. Din punct de vedere al managerului conflictul se poate aborda prin neglijare, stimulare, acutizare, fiecare metodă având beneficiile și riscurile ei.

Conflictele din cadrul proiectelor sunt tratate în (Ion, 2014), unde sursele pot fi: diferențe de viziune privind obiectivele, utilizarea resurselor, rezultatul disputelor sau antipatiile la nivel de departament. Conflictele pot fi în interiorul echipei proiectului, între executanți și responsabili, între echipele corespunzând disciplinelor, între echipă și managerul general, între echipă și client.

Alte surse posibile sunt generate de întârzieri, priorități, deficitul de personal, problemele tehnice, managementul personalului, costuri, personalitățile incompatibile. Rezolvările posibile sunt: abordarea competitivă, orientată pe utilizarea puterii decizionale în raport cu obiectivele proiectului, abordarea prin cooperare (rezolvarea poate dura mai mult), abordarea prin compromis atunci când părțile au ponderi aproape egale, abordarea prin aplanare, cu sacrificarea unor beneficii, orientată spre educație, abordarea bazată pe evitare care poate duce doar la amânarea conflictului.

Structura duală cercetare-inginerie duce la un conflict în care câștig de cauză pe moment au inginerii (de dezvoltare tehnologică), datorită numărului mai mare și posibilității mai mari de a se exprima în comisia de negociere cu directorul, din punct de vedere pecuniar. Posibilitatea de exprimare provine din timpul avut la dispoziție, care este mai mare decât al cercetătorului. Acesta din urmă are multiple obligații: propuneri de proiecte, lucrul la proiecte, publicații, doctorate, față de inginerii care în cele mai multe cauze lucrează la un proiect care este contractat pe filieră instituțională. Ruptura odată creată între cercetători și ingineri, probabil va fi greu de reparat.

Conflictul pecuniar este de asemeni prezent, fiind legat de instrumentul de bonificație salarială sau de negocierea contractului colectiv de muncă. Aici responsabilitatea neglijării unui angajat poate fi pasată de la un șef de compartiment la șeful de departament, sau de proiect și evident, invers. Confidențialitatea asupra salariilor este dificil de menținut datorită apartenenței la

domeniul public, iar administrația uneori transmite din greșeală tabelele cu salarizarea, pentru calculul financiar în propunerile proiecte, ceea ce generează stări conflictuale.

Tabel 5.30 Activități/constrângeri cercetători/ingineri

Nr. Crt.	Cercetător, CS, CSIII, CSII, CSI		Inginer, IDT, IDTIII, IDTII, IDTI	
	Subiect	Grad realizare	Subiect	Grad realizare
Activități de lucru	Proiecte cercetare	Normal	Proiecte cercetare	Opțional
	Proiecte inginerie	Normal	Proiecte inginerie	Obligativ
	Creaerea de metode de analiză	Obligativ	Metode de calcul/analiză	Opțional
Diseminare prin publicații	Obligație	Ritm susținut	Obligație mai redusă	Ritm scăzut
Timpul de lucru	Oficial	Obligativ	Oficial	Obligativ
	Peste program	-Din pasiune -Luminile aprinse seara târziu -Vorbim la telefon până la ora 22:00	Peste program	-Arareori -16:30-18:00 plecare acasă -După 17:00 nu mai răspund la telefon
	Noaptea	Da	Noaptea	Greu de crezut
	Weekend/concediu	Da	Weekend/concediu	Greu de crezut
Studii suplimentare	Doctorat Post doctorat	Procentaj mare Procentaj mic	Doctorat Post doctorat	Procentaj modest Zero
	Evenimente științifice	Relativ frecvent, cu lucrări	Evenimente științifice	Relativ rar, ca spectator
Propuneri proiecte	Cercetare	Frecvent Independent	Industriale	Rar, cu sprijin instituțional
	Industriale	Frecvent	Industriale	Rar, cu sprijin instituțional

Angajații în ascensiune (de regulă mai tineri) au preluat anumite abilități și uneori au ajuns inevitabil mai departe decât cei care i-au inițiat. Tendința naturală este de a arăta acest lucru și de a se impune drept cei care au dreptul să utilizeze acea capacitate în fața celui care le-a deschis drumul. Atmosfera de lucru într-o echipă ține în mare măsură de șef și poate avea efecte dramatice asupra performanței. Tentația șefului de a aplica măsuri de pedepsire pentru corectarea unor probleme morale din perspectiva lui nu poate avea prea mare succes în contextul de față. Din păcate trebuie creat sau cel puțin menținut cadrul în care să se poată aprecia pragmatic prestația de lucru.

Frauda ca mijloc de existență este reală, iar vulnerabilitatea în fața ei este serioasă în instituțiile civile și mai ales de cercetare, acolo unde libertatea de a veni la programul de lucru, de a alege subiectele și metodele dorite de lucru este cumva practică normală. Expunerea angajaților buni la contactul cu cei care fraudează sistematic este dificil de contracarat. Practic trebuie construită o schemă de flagrant care să funcționeze în mod repetat, pentru a putea aplica sancțiuni, ceea ce presupune un efort foarte susținut, care nu face decât să deturneze energia de la lucru și să anihileze potențialul de creativitate.

O sursă de conflict este dată de tipologia șefului care stăpânește într-un anumit grad o disciplină sau un sistem și nu admite pe nimeni care să-i chestioneze performanța sau meritele. Prin urmare preferă să rămână singur, sufocat de proiecte, în loc să accepte și să contribuie la dezvoltarea altor colegi/subalterni, demers din care ar avea beneficii ulterioare tot compartimentul.

Soluțiile de rezolvare se bazează obligativ pe comportamentul “diplomatic”, pe încercarea de detensionare acolo unde se poate și pot include mutarea atenției la alte subiecte decât cele generatoare de conflict, mutarea sau realocarea celor într-un conflict fără ieșire, etc.

Chiar dacă într-o formulare oarecum abruptă, în Tabel 5.30 sunt menționate activitățile, constrângerile și facilitățile cercetătorilor față de ale inginerilor. Generalizarea nu este completă, dar într-o bună măsură exprimă realitățile.

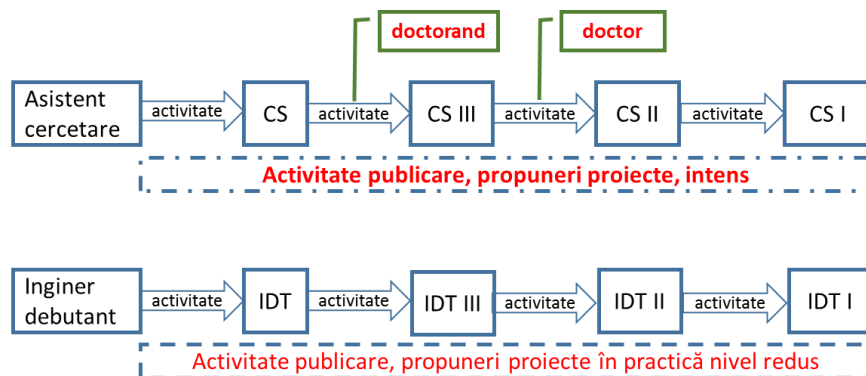


Fig. 5.55 Foaie de parcurs evoluție profesională comparată a cercetătorilor și inginerilor de dezvoltare tehnologică

Posibilitatea de promovare și creștere salarială a inginerilor de dezvoltare tehnologică este mult mai facilă decât a cercetătorilor deoarece nu este condiționată de obligativitatea de a avea o diplomă de doctorat. Discrepanța dintre posibilitățile inginerilor și a cercetătorilor, ancorată în realitate este descrisă și de Fig. 5.55. Realizarea cu succes a unui program doctoral adevărat (nu unul de tip redus ca în formatul Bologna) în paralel cu activitățile de servicii realizate corect, înseamnă o povară uriașă, care afectează sănătatea și viața de familie a celor care se angrenează într-un asemenea proces și reușesc să îl finalizeze.

O sursă primordială a conflictelor în contextul de față este dată de accesarea unor proiecte pentru care nu există resursele în primul rând umane, necesare. Aceasta nu se referă numai la numărul angajaților ci mai ales la calitatea lor. Titlul științific care supraevaluează nivelul real al unui angajat este un factor perturbator important. La nivel de departament misiunea de a atenua conflictele generate de discrepanțele menționate este aproape imposibilă.

5.9.4.7 Între Leader și Manager

Activitatea de conducere are o natură duală, în care cele două funcții pot fi de **Leader** ca mentor ce dă direcțiile nu doar de rezolvare a proiectelor, ci de dezvoltare a indivizilor și echipelor prin ajutor și exemplul oferit, sau de **Manager** ca individ care se rezumă la a realiza proiectul în cauză (Liptak, 2013). Atributele Leaderului sunt: viziunea, căutarea de oportunități, exemplul de urmat, creativitatea, adecvarea, în timp ce atributele Managerului pot fi un fel de minimalism, reducerea riscului, coordonarea simplă, simplitatea fără viziune. Altă diferență structurală este că Managerul lucrează în sistemul deja creat, în timp ce Leaderul crează sistemul. Managerul obține autoritatea formal, Leaderul o obține informal. Ideal este ca ambele seturi de trăsături să fie deținute de individul dual Manager/Leader. O diferență mai mare între conceptele de Leader și Manager se arată în (Hințea, și alții, 2011), insistând asupra superiorității Leaderului, chiar dacă în contextul organizațiilor publice. Cumva, Leaderul apare în primul rând informal, iar Managerul ține mai degrabă de formalismul organizațional. O înclinare similară în favoarea Leadershipului este în (Pintilescu, 2012), în timp ce (Rujoiu, 2011) prezintă într-o manieră plastică multiple aspecte ale problemei, incluzând chestionare pentru caracterizarea atât interioară, cât și exterioară.

Unii ingineri-cercetători consideră un cod de calcul propriu ca pe un artefact sacru, care le conferă superioritatea și în care nu doresc să integreze componentele altora. Am integrat subrutina unui coleg în codul propriu (trecând peste comportamentul respectiv) și l-am transferat unui tânăr inginer (în cadrul unui proiect cu un buget de numai 120 kE, dar foarte important din punct de vedere strategic). Acesta a realizat și adăugat componente pentru care nu aș fi avut timpul necesar, rezultând un instrument foarte important în următorul proiect (buget 400 kE, cu potențial de a ajunge la 700 kE), rezultând un exemplu pozitiv de colaborare și de eliminare a unor bariere de colaborare nejustificate. Un dezavantaj al abordării deschise este că cei care moștenesc un asemenea cod de calcul și îl duc mai departe, uită foarte ușor de la cine a plecat. De aceea este bine de scris numele autorului și data realizării în fiecare subrutină, chestiune pe care nu am realizat-o din modestie.

5.9.5 Reziliența la oportunitățile cu grad ridicat de risc

Într-un mediu competitiv, așa cum îl constituie companiile și institutele de cercetare din UE contractarea de proiecte este o activitate solicitantă, care necesită competențe speciale și pentru care randamentul este moderat. De aceea există tentația de a accepta implicarea într-un număr oricât de mare de propuneri de proiect, cu orice buget, în orice condiții, în ideea că oricum rata de succes este mică. Cunoașterea mediului competițional de fapt aflat într-o permanentă agitație nu se poate realiza decât ca urmare a unor experiențe în proiecte. Cunoașterea comunității de companii care activează în proiectele de aviație și spațiu, a constrângerilor sau atuurilor (politice) pe care le au, poate ajuta pentru luarea deciziilor corecte de a da curs sau nu, sau cât anume să fie implicarea, și în ce discipline pentru unele potențiale proiecte. Respingerea unei oportunități nu este o practică uzuală și nu avantajează în relația cu managementul.

Unele proiecte de aerodinamică experimentală sunt periculoase pentru instalații și personal. Pericolul vine ca o particularitate a clientului în special de tip companie mare, care este foarte insistent în a impune condiții de experimentare (scară machetă, regimuri tunel) care depășesc limitele normale de operare, compromit rezultatele și cresc dramatic riscul de a distruge instalația experimentală. În ideea de a descuraja acest tip de proiecte am realizat o unealtă Matlab pentru **optimizarea preliminară a scării modelului și programului experimental la tunelul supersonic**. Acest program se poate utiliza la negocieri față în față cu clientul, acolo unde ne poate aduce credibilitatea necesară pentru convingerea clientului de a menține matricea de experimentare în zona fezabilă.

5.9.6 Organizarea și stocarea electronică a proiectelor

Experiența câpătată cu proiectele în primul rând internaționale a condus la dezvoltarea unei organizări a datelor în calculator într-o manieră naturală, fără de care autorul nu ar fi putut gestiona toate proiecte realizate și în curs de realizare. Organizarea directorului (folderului) de proiect este esențială și se actualizează chiar la câțiva ani după închiderea unui proiect, pentru aducerea la aceleași standard cu proiectele noi, pentru ușurarea căutării de documente care pot fi utile proiectelor noi. Proiectele gestionate implică un număr maxim de aproximativ 20 angajați. Prin urmare, fiind proiecte care pot fi considerate mici nu a fost nevoie de utilizarea unui produs informatic specializat pentru managementul de proiect. Datorită poziției în organizație a autorului, rolul de manager de proiect se estompează treptat prin delegarea funcției sau titularizarea cu *fair-play* a unor manageri de proiect, pentru a le da șansa acumulării de experiență, a promovării corespunzătoare și pentru a permite autorului concentrarea pe activitatea de management de departament și de program, unde activitățile sunt la nivelul oportunităților de proiect, la nivelul formării profesionale și infrastructurii critice.

5.10 INIȚIATIVE STRATEGICE

Sunt două posibilități pentru dezvoltarea domeniului aerodinamicii experimentale la nivel național: căutarea de oportunități sau crearea lor. Inițiativele de lansare a unor programe fac parte din cea de-a doua categorie. Proiectele de anvergură, cu implicații industriale și militare trebuie să facă parte permanent din preocupările manageriale, considerând istoricul institutului și părțile interesate. Proiectele remarcabile din trecut sunt IAR-93 și IAR-99. Pentru al doilea avion se lucrează și în prezent, la 41 de ani de la debutul finanțării, pentru o nouă modernizare și standardizare, în paralel cu un demonstrator tehnologic în unic exemplar, aflat în custodia ACTTM (CCIZ) și INCAS. Este nevoie de un proiect amplu de aviație care să readucă performanța militară, activitățile industriale și de CD la un nivel bun, în contextul actual în care se pun bazele unui nou război rece, în care diferențele relative dintre statele mari și cele mici s-au amplificat periculos de mult. Sunt propuse două potențiale proiecte, din care primul se referă la realizarea unui nou avion de luptă de dimensiuni mici (Microfighter) la care se reutilizează motoarele RR-Viper moștenite din programul IAR-93 și al doilea proiect se referă la transformarea Mig-21 Lancer într-o

platformă adecvată în special pentru atacul de suprafață cu arma JDAM, care să permită simplificarea pilotajului și misiunii, conform cu nivelul de antrenament mai puțin intens, specific unor state cu alocări bugetare reduse. Asemenea inițiative strategice dacă sunt implementate, au rolul de a transforma pozitiv domeniul CD al aviației și industria pentru decenii, crescând performanța militară atât prin menținerea unei mase de piloți plus avioane, cât și prin reducerea unor dependențe de produsele străine. În general războaiele nu se câștigă de către statele consumatoare de tehnică și tehnologie militară, ci mai degrabă de către statele producătoare. Abandonarea producției, abandonarea inițiativelor naționale, a cercetării de la nivel de pistol, de muniție clasică, de rachetă tactică, până la avion sau fregată, așa cum s-a întâmplat în ultimele aproape trei decenii, condamnă statul la calitatea de perdant în războaiele calde ale viitorului și în cele reci ale prezentului. Israel este un exemplu extraordinar de stat care din postura de importator a ajuns un exportator de prim rang, depășind SUA, UE, Rusia, China, India și Japonia la capitolul inovație/tehnologii disruptive și reușind să inverseze fluxul de transfer de tehnologie. Este singurul stat care reușește să transforme platformele de armă americane (avioane) sau europene (submarine) în unele superioare din toate punctele de vedere, demonstrând că mărimea nu este atât de importantă și că un management competent poate contribui la depășirea obstacolelor majore.

5.10.1 Inițiativa Microfighter

Ideea de a dezvolta un avion de luptă foarte mic, denumit generic Microfighter este introdusă și discutată. Rolul unui asemenea avion este să completeze capabilitatea obținută cu un avion mai mare, care din cauza costului este achiziționat într-un număr prea mic de exemplare pentru a permite un nivel de pregătire și de operare credibil. Necesitatea activității de aerodinamică experimentală este evidentă în dezvoltarea unei platforme noi iar tehnologia de mecanizare a suprafețelor de comandă a machetelor de tunel aerodinamic este foarte necesară pentru obținerea productivității și extinderii matricei de bracaaje realizabile, imposibilă cu metoda clasică a utilizării ferurilor de poziționare a suprafețelor de comandă.

5.10.1.1 Considerații generale

Adoptarea unor platforme de producție străină, multirol, cel mai probabil nu este cea mai bună idee pentru un stat mic cu industrie de aviație, dar nici piața nu oferă prea multe alternative. Achiziția platformei F-16 ca avion multirol este într-o oarecare măsură negată de lipsa armelor avansate și echipamentelor acroșabile care să materializeze capabilitatea multirol promisă. Atacul antinaval nu se poate realiza deoarece lipsesc rachetele AGM-84 Harpoon și interfața electronică sau mult mai capabilele AGM-158 (în curs de calificare pe F/A-18E/F), misiunile antiradar nu se pot realiza deoarece lipsesc rachetele AGM-88 HARM și containerul de localizare al surselor de emisie AN/ASQ-213 HARM Targeting System, atacul la sol de precizie pe timp de zi și de noapte nu se poate realiza deoarece este necesară utilizarea ca procedură uzuală a containerelor ca Sniper sau Rafael Litening, iar misiunile de recunoaștere nu se pot realiza fără un container ca Goodrich DB-110. Singurele misiuni pe care F-16 din inventarul MApN le poate realiza sunt de luptă aer-aer (*air-defence*) și în viitor de atac la sol cu arme ghidate/neghidate, dacă vor fi achiziționate/produse sub licență. În general armele avansate și capabilitățile menționate nu sunt exportate statelor mici, sau sunt transferate în cantități foarte mici, având exemple ca Ungaria sau Cehia, care exploatează avioane foarte moderne ca Gripen. La fel stau lucrurile și în cazul unor puteri regionale ca Turcia sau Pakistan, care exploatează F-16 și au temeri legate de gradul de utilizare real în luptă. În sprijinul afirmației stau programele de avioane de luptă locale în care cele două state sunt angrenate: JF-17 Pakistan și un avion de generația a cincea pentru Turcia. Pentru un stat mic, misiunile de apărare ar trebui să fie prioritare și prin urmare platformele de tip Mig-21 ar fi putut asigura cu bine acest rol cu rachete BVR (*beyond visual range*), ghidate în infra-roșu sau radar. Longevitatea platformei Mig-21 s-a datorat simplității constructive și nivelului tehnologic suficient de redus astfel încât a fost posibilă crearea capabilității de a realiza reparația capitală la nivel național printr-o companie din Bacău. Datorită dispozitivului de admisie, Mig-21 Lancer nu a putut fi echipat cu un radar cu antena suficient de mare pentru o capacitate

corespunzătoare clasei sale, iar faptul că rachetele Derby nu au fost integrate și achiziționate este de neiertat. Succesul incontestabil al Mig-21 la nivel național s-a datorat în primul rând lipsei conflictelor militare, care să îl elimine din inventar, așa cum s-a întâmplat în Orientul Mijlociu. Eliminarea din servicii a versiunii Mig-21 F-13 a avut cauze politice și nu tehnice, deci nu este un argument împotriva acestei platforme. Un avion de dimensiunile Mig-21 cu un bot normal, cu același motor și armele dispuse ventral semiconformal sau în tandem ar fi fost probabil ideal pentru România. Acest ipotetic avion este de fapt Mirage 2000-5, avion care într-adevăr ar fi corespuns pe deplin și poate ar fi depășit cele mai mari așteptări, dar prețul armelor și modernizărilor este foarte ridicat, depinzând de factorul politic, după cum s-a dovedit în cazul modernizării inventarului din India, în curs de realizare și în cazul achiziției din Taiwan. În același timp achiziția acestui avion ar fi rezolvat o parte din problemele politice ale statului la nivelul UE, în special datorită îmbunătățirii relației cu Franța. Această oportunitate s-a pierdut odată cu încheierea producției Mirage 2000-5.

O platformă din inventar mai capabilă decât Mig-21 pentru misiuni de apărare a fost Mig-23, dar complexitatea inutilă a aripii cu geometrie variabilă, numărul redus de avioane și contextul politic au dus la desconsiderarea modernizării acestui sistem. Avionul ar fi putut primi un radar digital, poate chiar ELTA 2032 în versiunea cu antena de dimensiuni normale pentru clasa lui, care să funcționeze fără handicapul din cazul Mig-21 și chiar a dispus de un senzorIRST (*infra red search and track*) integrat, amplasat sub bot, care de asemeni ar fi putut fi înlocuit cu unul vestig, digital, mai agil. Capacitatea de transport rachete este mai mare decât a Mig-21, ca și performanțele dinamice pentru interceptie: accelerație, viteză ascensională, rază acțiune. Complexitatea motorului a exclus din punct de vedere tehnic crearea capabilităților de reparație. Contextul politic deasemeni nu a favorizat acest avion, iar prețul de achiziție a fost substanțial mai mare decât în cazul Mig-21. Un avion din clasa Mig-23 cu aripa fixă, radar șiIRST moderne plus arme semiconformale ar fi fost excepțional, deși probabil prea mare pentru România, dar astăzi este materializat în escadrila de F-16 aflată teoretic în creștere.

Modernizarea Mig-21 a fost justificată în tradiția românească printr-un “studiu” care a fost de natură să convingă decidenții de ceea ce era oricum decis (Voian, 1992): Mig-23 și Mig-29 nu puteau fi modernizate ca fiind prea complicate și puține, iar pentru Mig-21 exista capabilitatea de reparație capitală. Ceea ce s-a greșit în mod evident la momentul respectiv a fost să se creeze versiunea de atac la sol a Mig-21 care să utilizeze armamentul neghidat (după cum s-a dovedit în 20 ani de exploatare), versiune care este inutilă prin expunerea la elementele de apărare, prin capacitatea foarte mică de transport arme și prin neadecvarea platformei la specificul misiunii: avionul este prea rapid, iese greu din picaj și anduranța este mult prea mică. Decizia de a moderniza și alocă 75 exemplare Mig-21 pentru atacul la sol tradițional a fost luată în mod deliberat pentru a elimina avionul IAR-93 din inventarul aviației militare, condamnând la un lung declin compania din Craiova și furnizorii, oprind practic capabilitatea națională de a produce avioane de luptă. Adoptarea bombei JDAM la momentul programului Lancer nu s-a putut realiza deoarece aceasta era în stadiul de a fi introdusă în serviciu ca urmare a experienței din primul război din Golf. Modernizarea a presupus însă calificarea cu bomba Mk-82, care este de fapt platforma JDAM. Preluarea unei licențe de fabricație la nivelul anilor 2000 ar fi fost posibilă și s-ar fi dovedit astăzi extrem de benefică după cum se va vedea în subcapitolul următor.

5.10.1.2 Definierea misiunii

Continuarea tradiției de cultivare a secretului privind doctrina militară la nivel înalt și poziția autorului din care nu are contact cu șefii aviației militare, duc la imposibilitatea purtării unui dialog prin care să se contureze o serie de misiuni pentru care avionul să fie definit. Prin urmare raționamentul făcut și propunerea sunt numai ale autorului.

Analiza unui număr de cărți, articole, filme documentare și discuții pe forumuri cu tema de aviație militară arată că se poate realiza un avion de interceptie supersonic LO (*low observability*), denumit generic Microfighter, cu un pachet ieftin dar modern de avionică, bazat pe detecția pasivă RF (radiofrecvență) și IR. Această platformă poate fi utilizată și pentru rolul de atac al unor ținte

de suprafață, dar cu arme cu încărcătura de luptă mică, de unde preferința strictă pentru țintele de valoare (nave militare, stații radar). Senzorii electro-optici IR și capacitatea de identificare pasivă în radiofrecvență ar constitui de asemeni capacități intrinseci de recunoaștere. Tipul de armă care ar putea fi folosit este dimensionat ca fiind ceva mai mare decât cea mai mică armă de succes totuși în lupta aeriană. Această armă minimală este racheta sovietică R-60 (45 Kg), iar categoria de greutate maximă avută în vedere este racheta R-73 (105 Kg). Atacul electronic la scară mare așa cum a fost implementat în timpul războiului rece (Richardson, 1985) și cum se reconfigurează pe platforme ca EA-18G Growler nu este posibil din cauza masei reduse a platformei și puterii electrice reduse. Ceea ce este posibil este atacul electronic al țintelor aflate aproape, care emit cu puteri mici. Configurația și performanțele de bază sunt descrise în (Pricop, Boșcoianu, Nae, & Cojocaru, 2017). Eliminarea preocupării constante pentru concepția un avion nou de luptă va aduce sfârșitul unei capacități esențiale: *If we stop, we stop forever!*

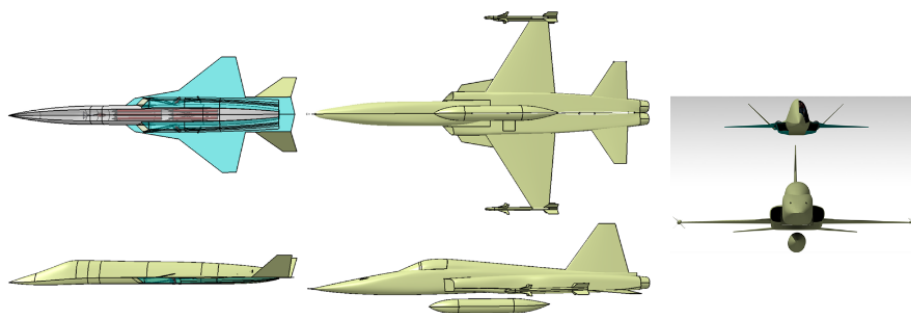


Fig. 5.56 Microfighter propus comparat cu F-5 Tiger

Cumva momentul tehnologic actual ar permite trecerea directă la generația a cincea, chiar dacă sistemul de propulsie ține de generația a doua și din configurație lipsește un radar activ. Practic conceptul ar ține mai degrabă de *Penetrating Counter Air*, față de un multirol LO din toate unghiurile (*all aspect*), desigur păstrând proporția. Ceea ce ar face platforma de generația a cincea ar fi integrarea adâncă a sistemului de **atac-defensiv-recunoaștere-navigație**. Activitățile sunt: arhitectura sistemului și implementarea hardware și software pe un demonstrator care să poată să fie și ambarcat pe IAR-99 în formatul unui rezervor de combustibil acroșat, calificat deja pentru operare. Cel mai dificil de departe este să se creeze o echipă de dezvoltare software, deoarece salariile pe care acești ingineri le pretind în general nu pot fi oferite de către companiile de stat.



Fig. 5.57 Comparatie Microfighter și F-5 E, ca cel mai bun avion de luptă ușor, superior lui Mig-21

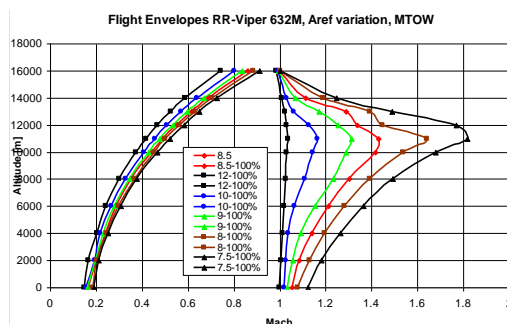


Fig. 5.58 Studiu parametric privind anelupa de zbor

Comparațiile din Fig. 5.56 Fig. 5.57 sunt posibile datorită siteului www.grabcad.com, de unde am preluat gratis geometria aproximativă a avionului F-5 Tiger.

Identificarea tehnologiilor de avionică

În prezent piața oferă multe elemente, la performanțe la care nu se putea spera în timpul războiului rece sau în timpul execuției programului Lancer și similar din punct de vedere al prețului. Practic o bună parte din funcționalitățile pe care electronica le-ar fi realizat în versiunea *hardwired* se pot transfera comod în zona de software.

Detecția pasivă a țintelor și amenințărilor, cu sintetizarea automată de soluții de evitare sau atac (optic sau radio frecvență) este practic componenta cea mai importantă a unui sistem integrat de atac-apărare. Comenzile verbale și afișajul pe cască sunt astăzi tehnologii accesibile la prețuri incredibil de scăzute și pot contribui imens la simplificarea cabinei, a pregătirii și performanței piloților, în contextul în care avionul nu poate fi decât monoloc, așa cum sunt de fapt și F-22, F-35, J-20, Su-57, JF-17 (biloc prezentat public în 2018 pentru export). Un sistem integrat de monitorizare în radio frecvență cu funcții defensive, de atac și recunoaștere pentru toate țintele posibile este necesar, care să interopereze cu cel IR distribuit.

Sistemele RWR au fost dezvoltate pentru scopuri pur defensive, dar generațiile noi pot fi utilizate și pentru coordonarea atacului cinematic sau electronic (Heikell, 20015). Infrastructura necesară dezvoltării unui sistem integrat SADRN (sistem atac-defensiv-recunoaștere-navigație) care să opereze pe ținte multiple este descrisă în (Pywell, 2013). Un asemenea sistem poate avea funcții de învățare și prin urmare trebuie pregătit prin zboruri pe o platformă de dezvoltare, în mediile unde este de așteptat să opereze. Bibliotecile de amenințări în general sunt secrete de stat și nu se transferă odată cu echipamentul.

Localizarea precisă a țintelor RF (Aslan, 2006) oferă imediat posibilitatea de atac electronic (Adamy, 2004), (Munoz, 2015), (Graham, 2011) dacă subsistemul este inclus. Detectoarele de rachete în ultra-violet și IR (MWS-*missile warning system*) sunt parte integrantă dintr-un asemenea sistem acoperind cel puțin regimul de urgență (Sippola, 2014). Simulatoarele de amenințări (Pywell, 2013) sunt necesare, dar reprezintă o investiție serioasă, pentru care la nivel instituțional nu se poate face prea mult. Cunoașterea situației (*situational awareness*) este crucială, de aceea sintetizarea într-o arhitectură centralizată a datelor (*data centric*) (Brown, 2014) este necesară pentru apărare, atac, recunoaștere dar și evitarea fratricidului (Masys, 2010). Proliferarea radarelor cu baleiaj electronic ESA (*Electronically Scanned Arrays*), care au capacitatea intrinsecă LPI (*Low Probability of Intercept*) în toate forțele aeriene importante aduce dificultăți majore în detectarea și clasificarea lor automată (Denk, 2006).

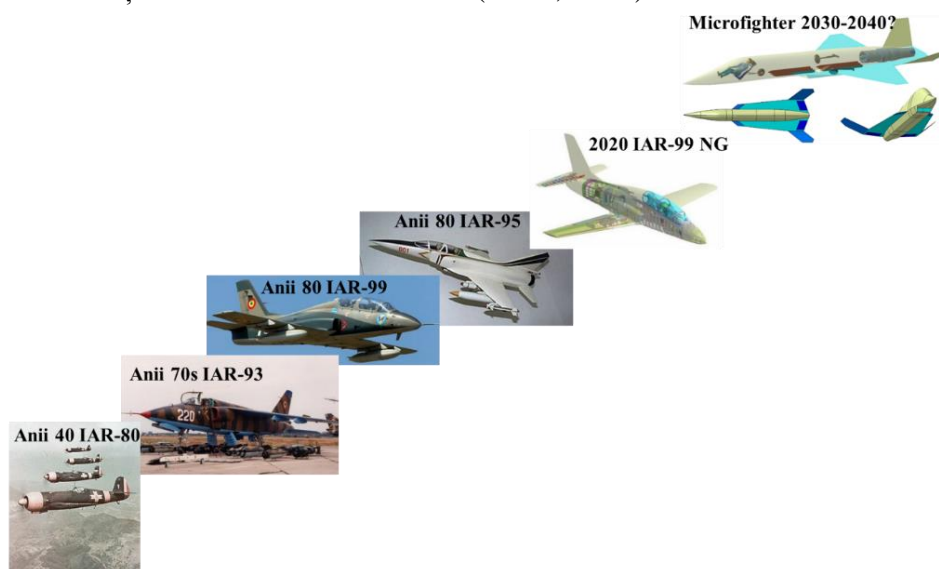


Fig. 5.59 Foaie de parcurs a produselor militare naționale de aviație pentru un secol

Dezvoltarea uneltelor de calcul pentru RCS – Radar Cross Section

Metode simple pot fi avute în vedere pentru calculele RCS. Mult mai importantă este includerea unei ipotetice rutine de analiză într-o buclă robustă de optimizare, cel mai probabil cu algoritmul genetic cu constrângeri, simultan cu optimizarea aerodinamică și poate chiar structurală.

Dezvoltarea de rutine proprii pentru calculul caracteristicilor sistemelor de propulsie

Analiza performanțelor sistemelor de propulsie presupune realizarea unor rutine de calcul proprii, dar care nu pun probleme mari. Calculul turboreactorului cu simplu flux este relativ facil din punct de vedere al ciclului termodinamic, dar randamentele compresorului și turbinei sunt relativ dificil de estimat, motiv pentru care calculul se face cu un grad de certitudine discutabil.

Analiza aerodinamică

Subiectul este relativ bine acoperit atât din punct de vedere al calculului numeric, cât și al unei posibile campanii experimentale în tunelele subsonic și supersonic.

Proiectarea structurală preliminară

Tradiția existentă de proiectare structurală nu este optimală, deoarece este legată de construcțiile metalice, insuficient de performante pentru subiectul de față. Proiectarea optimală nu este încă la nivelul necesar, dar s-au realizat progrese prin sensibilizarea departamentului și achiziția pachetului Altair Optistruct.

Identificarea unei oportunități de finanțare

Finanțarea din partea MAPN este dedicată operaționalizării escadrilei de F-16, pentru care se caută achiziția a încă 3 escadri. În plus alocările bugetare pentru viitorii probabil 5-10 ani vor fi utilizate pentru achiziția noului sistem de apărare antiaeriană Patriot PAC-2 și PAC-3. Prin urmare este greu de crezut că decidenții politici ar putea opta pentru o soluție care să implice industria și cercetarea națională. Proiectele de cercetare-dezvoltare la nivel național pot asigura doar finanțarea studiilor preliminare, realizarea unor unelte de calcul și optimizare aerodinamică, radiofrecvență și poate cel mai important, a unui demonstrator de avionică, element cheie, care ar permite dezvoltarea de software pentru sistemul de atac-defensiv-recunoaștere-navigație. Alte posibilități de finanțare ar fi teoretic din partea NATO-Research, dar factorul politic este de așteptat să aibă un rol negativ pentru această inițiativă.

5.10.2 Inițiativa Strike Lancer

Deși platforma Mig-21 este deja trecută printr-o modernizare (Ștefancu & Ionescu, 2018) din perioada 1994-2001, îndelung discutată în presă sau în mediul virtual, există potențial pentru modernizarea în continuare, pentru o misiune adecvată contextului politico-militar care se conturează, adecvată performanțelor avionului și adecvată specificului național asumat de pregătire a personalului, concretizat printr-un număr de ore de zbor mult redus față de NATO (jumătate). Acest tip de pregătire este specific și Ucrainei, unde înainte de conflictul pornit în 2014 se zbura în medie 20 ore pe an, iar în 2018 se zboară în medie 40 ore pe an.

Inițiativa este și un pretext pentru obținerea de activități de aerodinamică experimentală și numerică. Pentru aerodinamica experimentală situația este promițătoare datorită faptului că există o machetă realizată în anii '70 și modernizată în anii '90 în cadrul proiectului de modernizare Lancer, Fig. 5.60.



Fig. 5.60 Macheta Mig-21 existentă și o parte din panoplia de acroșaje, care include bomba Mk-82

5.10.2.1 Considerații generale

Despre programul Lancer se poate afirma că a educat forța aeriană de la nivelul de prelucrător prin așchiere pe o mașină manuală, până la nivelul de operator cu comandă numerică,

unde însă a rămas cantonat în modul *Demo*. Terminologia tradusă prost în manualele românești a însemnat chiar și așa o trecere la un nivel inimaginabil de avansat, dacă ne gândim la ce se întâmpla în regimul comunist la pregătirea teoretică în defavoarea pregătirii de luptă propriu-zise. Simpla comparație a manualelor redactate la mașina de scris și nomogramele dificil de citit, de însușit și de utilizat ale Mig-21 clasic, cu manualele rezultate din programul Lancer arată un progres uluitor.

- Containerele de război electronic de asemeni sunt extrem de rar văzute și este știut că nu includ bibliotecile de amenințări actualizate. Din acest punct de vedere este important de știut că în conflictul din Ucraina sistemele pasive de detecție a amenințărilor radar RWR clasice nu detectează versiunile noi ale sistemelor defensive de tip Tunguska/Pantsir, TOR și BUK modernizate.

Dat fiind fiind specificul național de pregătire și evoluție al piloților și anume cu progres lent, de orientare dominant gerontocratică, ceea ce poate fi realizat ține mai degrabă de reconceperea misiunilor prin asumarea constructivă a nivelului relativ scăzut al pilotului mediu și prin reconfigurarea avionului și armamentului la misiuni mai puțin solicitante. O asemenea strategie este pe deplin realizabilă datorită introducerii în inventar a avionului F-16. Această platformă este indiscutabil mult mai capabilă în misiunea de apărare aeriană (senzor principal, capacitate transport arme + anduranță = persistență). Probabil este singura escadrilă unde norma de ore de zbor trebuie și poate fi menținută la nivelul NATO. În realitate statul nu poate finanța exploatarea și pregătirea piloților corespunzători unui număr preconizat de 48 F-16, care înseamnă un cost de 15000 dolari pe ora de zbor.

Platforma Mig-21 poate fi transformată, revitalizată pentru încă două decenii și realocată misiunilor de lovire a țintelor de suprafață cu arme exclusiv ghidate și poate de asemeni fi alocată misiunilor de apărare aeriană prin sprijinirea F-16 ca platformă purtătoare de arme (*weapon truck*) deoarece este singura metodă de a menține o masă a forței aeriene, a corpului de piloți, a școlii de piloți. De fapt programul Lancer a reușit în primul rând menținerea unei mase de piloți, prin comparație cu Bulgaria care nu mai are componenta de luptă (supersonică) a aviației militare, cu Serbia, aflată foarte aproape de Bulgaria și chiar Ungaria, care exploatează relativ dificil și insuficient cele 11 avioane Gripen închiriate.

Configurarea actuală pentru misiunile de atac ținte suprafață cu Mig-21 A este complet neadecvată. Cea mai avansată capabilitate, aceea de a lansa bombe ghidate laser sau IR presupune apropierea de țintă la sub 11 Km (limitare a containerului de țintire), sau chiar mai defavorabil, survolul țintei, expunând semnificativ avionul sistemelor defensive. Sprijinul lansării de bombe ghidate laser acordat de forțele terestre prin FAC (*Forward Air Controller*) sau JTAC (*Joint Terminal Attack Controller*) nu este posibil decât în poligon sau în teatrele de operațiuni unde nu există armată organizată, ci doar forțe de insurgenți. Echipamentul pentru FAC (în cantitate) a venit foarte târziu în inventarul MAPN (aproximativ 2016) și este greu de crezut că va avea impact practic în viitor la nivel național, deși este posibil să aibe un impact pozitiv în teatrele actuale de operațiuni, unde oponentii sunt de fapt insurgenți.

Reconfigurarea misiunilor de atac suprafață se poate realiza pur și simplu utilizând bombe ghidate JDAM (Joint Direct Attack Munition), de 500 lb (227 Kg), care de fapt sunt bombe Mk-82 dotate cu *guidance tail-kit*. Misiunea de lansare a unei bombe ghidate contra unei ținte fixe sau chiar mobile de suprafață este incomparabil mai simplă decât atacul cu arme neghidate sau cu cele ghidate optic, care presupun practic survolul țintei. Cu această armă, la un preț unitar de aproximativ 25 mii dolari se poate reconfigura complet misiunea, antrenamentul, inventarul în sensul pozitiv. Varietatea de versiuni ale armei pe lângă creșterea acurateții pentru țintele de uscat, permite atacul țintelor mobile de uscat și apă. Acuratețea maximă mai ales în condiții de bruij local al semnalului GPS (tehnologie bine stăpânită de Rusia) se poate obține cu senzori optici, radar sau chiar antiradar, tehnologii demonstrate în poligon. Performanța de distanță a armei este dată de parametrii de lansare: altitudine și viteză. Mig-21 este o platformă promițătoare în mod particular din acest punct de vedere, permițând obținerea de distanțe de lansare maxime ale armelor JDAM.

Reconfigurarea avionului pentru mărirea distanței/anduranței și a sarcinii utile se poate realiza prin adoptarea unui rezervor conformal (CFT – *Conformal Fuel Tank*), ca în cazul programului Strike Eagle. Integrarea CFT este posibilă datorită gărzii la sol suficient de mari. Analiza elementară a avionului în versiunea MF (forțaj modernizat) arată posibilitățile de acroșare a unui asemenea CFT și modificările necesare. Aceste modificări sunt: eliminarea celor trei frâne aerodinamice cu cei trei actuatori hidraulici, eliminarea pilonului ventral, eliminarea tunului și eliberarea spațiului cutiei de muniție. Ușile trenului de aterizare principal care sunt fixate pe zona ventrală a fuselajului pot fi transferate pe CFT sau acesta poate fi modificat pentru a le permite funcționarea, este adevărat, realizând un compromis aerodinamic. Armele plasate în tandem nu interferează cu aceste uși. Eliminarea frânelor aerodinamice desigur alarmează dogmaticii, dar aceasta nu este singura modificare necesară. Creșterea greutateii la decolare datorită CFT și celor patru JDAM impune creșterea capacității portante, care se poate realiza prin modificarea lanțului de comenzi al avionului. Dacă în cadrul programului Lancer acest gen de modificare nu s-a avut în vedere, de data aceasta este inevitabil. Prin urmare, sistemul de comenzi de tip mecanic, care impune o rigiditate mare în pilotaj trebuie înlocuit cu unul electric, în măsură să revoluționeze zborul cu acest avion. Din punct de vedere al actuatorilor hidraulici, aceștia pot primi câte un modul de comandă electrică a sertarului distribuitor. Obiectivul acestei modificări este posibilitatea de bracaj simetric a eleroanelor, care urmează a fi transformate în flaperoane, pentru îmbunătățirea comportamentului la viteze mici, chiar dacă aceasta duce la deteriorarea performanței în mișcarea de ruluu. Refacerea capacității de ruluu se realizează prin implementarea bracajului antisimetric al ampenajului orizontal care presupune eliminarea sistemului actual și înlocuirea cu unul cu două verine hidraulice, la care se adaugă legea de comandă adecvată. În afară de creșterea performanței sistemului de hipersustentație, această reconfigurare a comenzilor poate recupera o parte din funcția frânelor aerodinamice. Compensarea lipsei frânelor se poate face prin bracaj simetric al eleroanelor, plus bracaj de flaps, este adevărat nu în regim supersonic. Merită totuși menționat că frâna aerodinamică posterioară oricum nu poate funcționa când se acroșează o sarcină la pilonul ventral, de unde eficiența oricum discutabilă a ansamblului celor trei frâne într-o configurație de luptă, cu avionul încărcat. Alte modificări sunt: eliminarea derivei ventrale și adăugarea a două derive ventrale la CFT (care să respecte garda la sol în rulajul cu botul ridicat), reintegrarea ansamblurilor de contramăsuri RF și IR lansate pirotehnic la capătul posterior al CFT, posibila integrare a antenelor și receptoarelor asociate sistemului RWR în CFT.

Aspectul dogmatic invocat în favoarea abandonării Mig-21 este totuși cel al vârstei avionului. Afirmarea falsă că avionul este produs în anii '50 sau '60 este omniprezentă în media și în mediul virtual din ce în ce mai agresiv, autorii dovedind necunoaștere. Realitatea este că pentru programul Lancer au fost selecționate cele mai noi avioane, produse în perioada 1978-1981 (Ștefancu & Ionescu, 2018), deci remarcabil de noi la momentul modernizării. Cele 2500 fatidice ore de exploatare de care se apropie avionul au fost realizate cu greu în cei aproape 40 de ani de exploatare, deoarece în aviația militară avioanele de luptă zboară foarte puțin. Din acest punct de vedere, exemplul avionului F-16 este foarte relevant: pornind cu o viață estimată de 4000 ore, avionul a primit o prelungire a vieții până la valoarea de 12000 ore, cu posibilități de atingere a valorii de 14000 ore pentru avioanele mai puțin obosite. Prin urmare, structura de fapt foarte rigidă, supradimensionată conform tradiției sovietice a Mig-21, are potențialul de a ajunge la cel puțin dublul vieții preconizate conservator de către producător, într-o epocă de schimbare rapidă a generațiilor de avioane, când nimeni nu și-ar fi imaginat că exploatarea unui avion poate să dureze mai mult de 40 de ani. Transformarea într-un avion de atac cu o misiune mult mai puțin solicitantă față de atacul la sol cu arme neghidate, sau față de lupta aer-aer corespunde prelungirii vieții operaționale. Scuza că producătorul nu garantează prelungirea vieții și că nu este voie să se exploateze mai mult sau să se modifice Mig-21 este complet nefondată în contextul ultimilor 29 de ani, deoarece asistența tehnică a producătorului s-a încheiat de mult, din motive politice.

5.10.2.2 Configurarea platformei de atac suprafață și aer-aer

Exercițiul de configurare constructivă a CFT și al amplasării armelor și derivelor ventrale merită prezentat deoarece arată un progres aerodinamic și de integrare incremental evident.

A treia configurație Fig. 3.75 prezintă derivatele ventrale într-o primă formă. Rachetele AIM-120 sunt adaptate conform versiunilor cu aripi mici, corespunzătoare modelelor C și D. De asemenea s-au adăugat două rachete AIM-9X, care reprezintă în mod normal următoarea armă pentru F-16, față de versiunea M care deși are rezultate bune, nu se mai află în producție. Planele celor două derivate ventrale au fost construite astfel încât să permită amplasarea între ele a celor două rachete AIM-9X. Menținerea poziției celor două AIM-120 și amplasarea celor două AIM-9X nu este optimală. Interferența aerodinamică între aripile posterioare ale AIM-9X și derivatele ventrale este de așteptat să fie mare, iar distanța dintre aceste rachete este exagerat de mică. Este evident că singura modalitate de lansare pentru toate rachetele este prin cădere liberă, ceea ce implică un regim de zbor de suprasarcină exclusiv pozitivă de valoare mică, cu avionul în poziție de zbor normală și nu inversat sau foarte înclinat, ceea ce este o constrângere operațională importantă, dar asumată de către toți operatorii. A patra configurație CFT prezintă derivatele ventrale ajustate și amplasate la distanță în raport cu rachetele aer-aer. Rachetele sunt poziționate cu adevărat semiconform, pe fața ventrală a CFT, la distanța minimă între ele pe direcția laterală. Secțiunea transversală este astfel minimizată, ca și suprafața udată. Configurația permite acroșarea ambelor tipuri de rachete. Amplasarea pe muchie a armelor JDAM și ventrală a armelor aer-aer duce la forma CFT din Fig. 5.61.

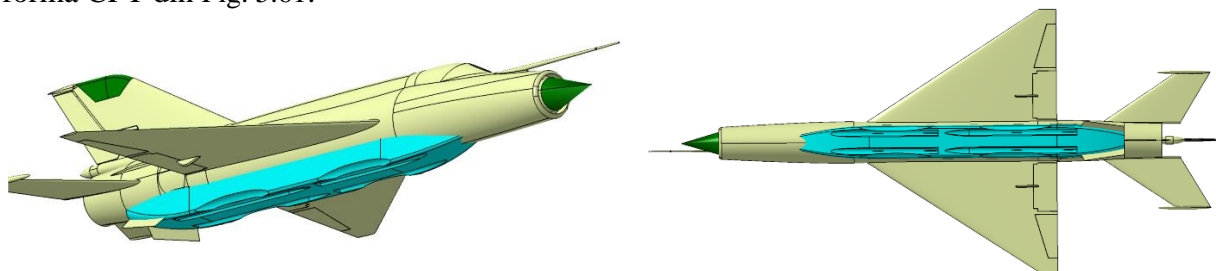


Fig. 5.61 CFT modificat pentru amplasare seconformală arme aer-aer și conformală JDAM

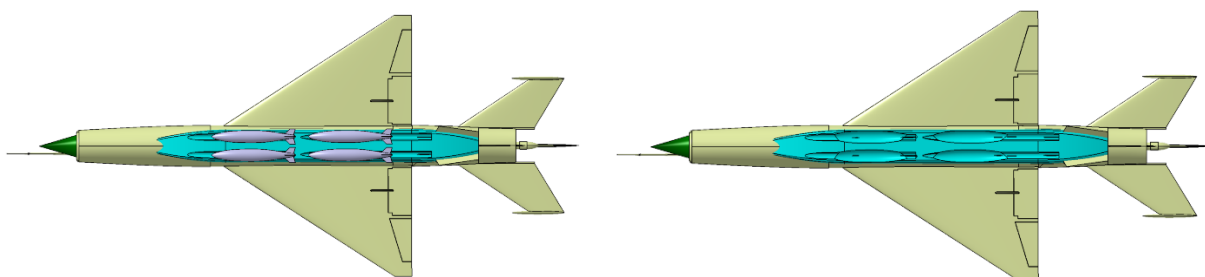


Fig. 5.62 CFT modificat pentru amplasare integral ventrală, semiconformală toate armele

Rezultatul modificării din Fig. 5.61 arată că se poate ajunge la amplasarea integral ventrală a armelor JDAM, pe poziția rachetelor AIM-120. Rezultatul din Fig. 5.62 și Fig. 5.63 este foarte promițător deoarece este raționalizată complet amplasarea armelor și a mecanismelor de acroșare/separare. Extinderea CFT se poate face în jos, măbind volumul de combustibil.

Dacă modul de asamblare al CFT pe avion se poate realiza printr-un efort mic, armarea lui se poate realiza independent de avion, pe un suport care să faciliteze lucrul mecanicilor armurieri. CFT poate asigura funcțiile de drenaj combustibil ale motorului, iar accesul minimal la motor este într-adevăr o problemă. Teoretic se poate alocă spațiu și acces, dar dacă asamblarea întregului CFT este realizată cu un sistem rapid, problemele pot fi rezolvate decent.

Pachetul de avionică de atac pentru JDAM poate fi minimal, constând doar interfața de transfer a coordonatelor țintelor în arme și asigurarea semnalului GPS pe durata zborului sub avion, pentru lansarea optimală din punct de vedere al navigației bombeii/rachetei către țintă.

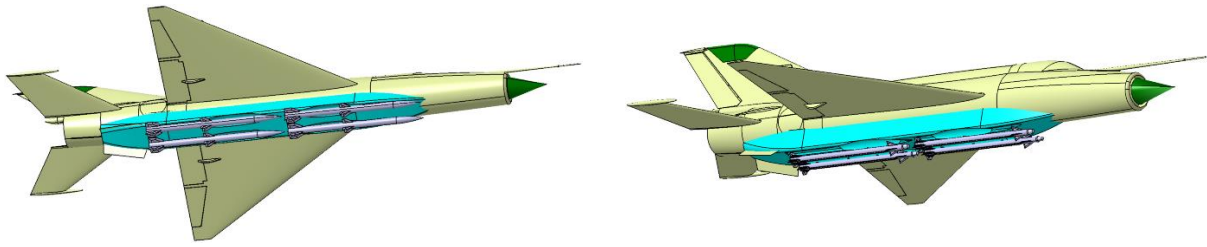


Fig. 5.63 CFT modificat pentru amplasare integral ventrală, semiconformală toate armele

Pentru armele aer-aer de distanță medie, dacă se adoptă rolul de *weapon truck*, atunci situația este de asemeni favorabilă în sensul că nu este nevoie de un radar pe avion, dacă se lucrează în echipă cu o platformă superioară ca F-16 sau alta, de tip AWACS (valabil pentru AIM-120D), sau de tip Rivet Joint (sau succesorul), fiind necesar un modem adecvat, la care se adaugă avionica de navigație hibridă GPS/INS uzuală. Pentru armele aer-aer de distanță scurtă este totuși nevoie de un senzor minimal, care ar putea fi IR, cu posibilitatea de amplasare în conul modificat al prizei de aer sau în partea frontală a CFT, sau chiar în fața parbrizului frontal, utilizând spațiul eliberat prin eliminarea radarului sau telemetrului radar. Conul prizei este suficient de mare încât să asigure și amplasarea unei antene pentru modem pre-ghidare rachete aer-aer și pentru elemente suplimentare de antenă ale sistemului RWR.

5.10.2.3 Configurația platformei de recunoaștere și coordonare atac suprafață

În afara misiunii de atac cu armele JDAM, platforma CFT poate fi reconfigurată în una de recunoaștere optică plus RF, sau chiar în una de supraveghere și georeferențiere navală/uscat cu un radar re poziționat mecanic în azimut, cu baleiaj electronic activ (AESA) de exemplu din familia Selex Seaspray 5000E. O asemenea platformă ar putea oferi avioanelor lansator coordonatele țintelor pentru platformele lansatoare de JDAM, sau ar putea chiar disemina într-o rețea de comunicație coordonatele țintelor de suprafață mobile actualizate cu o frecvență suficient de mare pentru ghidare. Atacul țintelor mobile în special pe apă oricum cere un terminal de ghidare IR, eventual combinat cu un terminal anti-radiație, deși gabaritul este mic. Un radar poate fi poziționat în dreptul cutiei de muniție tun, unul poate fi plasat posterior. Masa mică și consumul redus dau posibilitatea de a opera ambele radare simultan, acoperind părțile laterale, sau zonele anterioară și posterioară. De asemeni antenele sunt re poziționate mecanic, oferind un grad de acoperire foarte mare. Platforma deși cu anduranță redusă față de cele de viteză mică, are avantajul vitezei și deci are șanse mai mari de supraviețuire. Instalarea a două radare ajută la stocarea combustibilului în zona centrală a CFT, deși la un grad de umplere nu foarte mare. Un singur radar obligă la o anumită arhitectură de amenajare internă a CFT, ceea ce reduce din volumul de combustibil. Combinația cu doi senzori activi plasați la extremități, anduranță mărită față de versiunea cu rezervoare sub aripi și viteza caracteristică pot avea un potențial tactic surprizător.

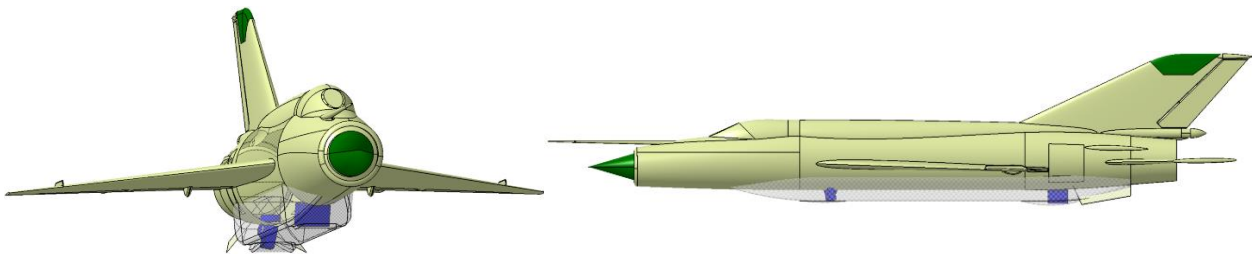


Fig. 5.64 Platforma de recunoaștere de precizie (targeting)

Volumul CFT pentru această configurație este mai mare decât cel al configurației înarmate, dar calcule pot duce la argumentarea unei singure geometrii, de ajutor din punct de vedere al dezvoltării. Nu este de neglijat posibilitatea ca aceste radare să fie utilizate și ca modemuri de date, în ideea că unul din ele scanează și unul transmite date direcțional, către partenerii de rețea ale căror coordonate sunt actualizate.

Avionul biloc de antrenament poate dispărea cu totul, ca în cazul altor tipuri de avioane moderne. Inconvenientul este legat de viteza mare de aterizare, dar un antrenament specific se poate realiza cu avionul de antrenament IAR-99.

5.10.2.4 Considerații pentru avionică

Transformarea postului de pilotaj ar presupune păstrarea tehnologiei HOTAS, dar manșa fără a mai fi conectată mecanic poate să fie ceva mai diferită. Multitudinea de moduri de operare echipamente și asocierea lor cu comutatoarele sau mini joystickurile de pe manșă sau maneta de gaze se reduce substanțial. Se poate realiza eliminarea următoarelor elemente: oglinzi ramă cabină, oglindă retrovizoare cupolă, panou comutatoare pentru operare/încărcare tun, PRND, bombe, rachete, pentru că se pot realoca direct pe un panou din componența CFT, se pot elimina radiocompas și radioaltimetru originale, comutatori legați de frânele aerodinamice, indicatorul flaps/frâne, panouri ARU, panou avertizare defecte (relocat pe LCD), panou sistem ECM, etc. Comutatorii pilotului automat pot fi reasociați noului sistem de realizat, incluzând funcțiile de trimaj. Afișajele clasice de zbor și motor pot fi astăzi mult mai ușor de digitizat deoarece sistemele de achiziție pot gestiona mai multe canale și la rezoluții/frecvențe mai mari decât acum 25 de ani. Prin urmare planșa frontală poate include doar unul sau două display-uri relativ mari, pe care să poată fi reprezentat grafic practic tot necesarul de navigație, apărare, atac. HUD poate fi păstrat sau se poate înlocui cu unul *wide angle*, poate și cu funcție grafică, în primul rând din cauza vechimii. Comenzile vocale pot fi utilizate pentru o parte din comenzi, în special cele realizate prin UFC (introducere date geografice, regimuri zbor, regimuri radio, pornire/testare sisteme) și configurarea display-urilor, fără a fi nevoie de un număr mare de butoane și micile afișoare text din UFC. Procedura de pornire a avionicii poate fi asistată electronic, iar comenzile vocale pot ușura dramatic procedura. De asemeni fazele de aliniere a navigatorului inerțial sau căștii cu vizor integrat, care generează întârzieri semnificative pot fi dramatic scurtate cu echipamentele de nouă generație. În plus, miniaturizarea platformelor inerțiale permite integrarea lor pe cască cel puțin ca mod de funcționare de rezervă, chiar dacă nu oferă precizia așteptată. Astăzi piața oferă în mod firesc echipamente mult mai performante, mult mai ușor de programat, la prețuri care sunt mult mai mici decât cele la nivelul programului Lancer, așa încât nu este greșit să se înlocuiască tot ce nu ține de avion și motor, incluzând pilotul automat.

Înlocuirea vechiului sistem RWR este necesară deoarece piața abundă de asemeni sisteme, iar integrarea în CFT face tot efortul mult mai ușor decât integrarea în avion. Capacitatea de analiză de semnale a crescut spectaculos, așa încât se poate realiza geolocalizarea de precizie a țintelor de suprafață, dacă în proces este integrat și sistemul de navigație hibrid, în ideea de a ataca țintele cu JDAM de la distanță mult mai mare decât în cazul atacului cu bombe ghidate laser.

Din punct de vedere financiar proiectul Lancer a avut un buget de aproximativ 420 milioane dolari la nivelul 1995. Propunerea curentă ar putea solicita un buget mai mic la nivelul lui 2020, dar ar putea însemna un exercițiu militar-industrial extrem de binevenit pentru crearea și resuscitarea unor capacități care altfel pot fi pierdute iremediabil. Un alt beneficiu ar fi legat de arma JDAM, care poate fi produsă sub licență și poate fi la fel de bine fi utilizată de către F-16.

Din punct de vedere al unui studiu de fezabilitate pentru un asemenea proiect, trebuie realizat un efort mare pentru sensibilizarea și prezentarea convingătoare a potențialului de transformare al acestui avion. Prima activitate este studiul aerodinamic al impactului configurației asupra performanțelor în regim transonic, la viteze mici cu sistemul de hipersustentație nou configurat, în vederea realizării de comparații cu configurația clasică, considerând totuși capacitatea mărită de transport arme la anduranță superioară și specificul misiunii de atac suprafață iar în mod de apărare aeriană funcția de avion de sprijin (*weapon truck*) pentru interceptorul mai performant F-16. Dacă nu se constată îmbunătățirile așteptate, în regim subsonic și transonic, studiul nu are sens să continue. Performanța de anduranță este clar mai importantă decât performanța de viteză maximă sau plafon maxim și trebuie considerată ca atare.

5.10.3 Concluzii

La nivel programatic, proiectul Microfighter este o inițiativă pe termen lung, pentru care încercăm să dezvoltăm uneltele de proiectare preliminară, ajungând până la un model de tunel aerodinamic subsonic de tip *low-cost*. Un asemenea proiect ar putea exploata potențialul industrial național, relevant și ar putea răspunde nevoii de apărare asimetrică în raport cu inamicii mult mai mari. Proiectul ar resuscita o parte din industria de aviație și o parte din segmentul furnizorilor de arme, de data aceasta exclusiv ghidate. Calitatea de LO este obligatorie și presupune atingerea unor capitole de cercetare și tehnică noi. Sistemele optronice de detecție pasive și active de atac ar fi o premieră națională și tehnologia rezultată ar putea fi instalată și pe alte platforme.

Propunerea unei modificări realiste a platformei Mig-21 de la versiunea Lancer la Strike Lancer este deosebit de inovativă și este sinergică cu specificul național de pregătire al piloților militari, plus resursa operațională a avioanelor, la care se adaugă o metodă de atac cu armament mai adecvat menținerii distanței de siguranță față de ținte în raport cu armamentul prezent.

Niciuna din cele două propuneri nu au cum să fie bine primite de către dogmaticii din sistem sau de către publicul din mediul virtual, din care o parte este deosebit de agresiv. Din acest punct de vedere merită parcurse reacțiile publicului la articolul (Pricop, Boșcoianu, Nae, & Cojocaru, 2017) de pe două bloguri: <https://www.tehnomil.net/2017/08/14/un-micro-supersonic-romanesc/> și <https://www.rumaniamilitary.ro/tag/microfighter>.

Este necesară educarea decidenților militari pentru concentrarea pe industria națională, ca sursă a capacității sustenabile. Autorului a participat la International Fighter Conference 2018 unde s-a manifestat foarte ferm dorința Spaniei de a se implica industrial în programul FCAS – *Future Combat Air System* – alături de Franța și Germania. Generalul spaniol în vârstă de aproape 60 de ani făcea planuri pentru implicarea într-un proiect care se va finaliza peste 60 de ani minim. Toți ofițerii vestici care au prezentat în plen activitățile naționale sau internaționale aveau ca țintă anul 2040 pentru introducerea în servicii a sistemelor noi, cu o viață așteptată de încă aproximativ 40 de ani. Aceste programe depășesc durata de viață a celor care le inițiază, negociază și conduc. Un general de aviație dintr-un stat est-european cu inventar pur sovietic a expus planuri de prelungire a resursei avioanelor de luptă până în 2035. Aceasta este diferența de paradigmă dintre vest și est.

Competiția militară este de fapt una industrială și de cercetare. Poziția de simplu consumator oprește orice posibilitate de dezvoltare pe termen lung, duce la dependențe, vulnerabilități și consecințe ireversibile.

6 CONCLUZII GENERALE

6.1 CONTRIBUȚIILE AUTORULUI

Se menționează sintetic contribuțiile structurate pe trei domenii:

-Aerodinamica experimentală pentru aplicații de aviație, însemnând tehnologii de control al curgerii pasivă și activă pentru sistemele de hipersustentație (flap) ca mijloace de sprijin pentru dezvoltarea aripilor laminare;

-Aerodinamica experimentală pentru aplicații spațiale, cuprinzând aplicații de TRL scăzut, respectiv corpuri canonice care permit dezvoltarea de instrumente și metode de investigare a curgerii relevante (utile pentru validarea codurilor numerice) și aplicații de TRL ridicat, respectiv un *lifting body* similar IXV ca vehicul de reintrare reprezentativ pentru viitoarele misiuni Space Rider ale ESA și un *glide back booster* cu ampenajul canard acționat electric, corespunzător unui microlansator spațial compus din module unitare care permit recuperarea și reutilizarea primei trepte;

-Managementul proiectelor și programelor aerospațiale într-un institut de cercetare la nivel de departament, cuprinzând elemente din disciplina managementului de proiect, elemente din metodele operaționale, analiza potențialului național în domeniul CD, oportunitățile de proiecte la nivel național și european, implicarea multidisciplinară în proiecte ca factor de succes și *leadership*, analiza unor proiecte realizate, optimizarea performanței la nivel de departament pe laboratoare incluzând resursele umane și două inițiative strategice care depășesc cadrul departamentului și chiar al institutului, care pot aduce activități pentru toate departamentele pe termen lung. Aceste inițiative strategice reprezintă activitatea de avangardă care este de așteptat de la un institut național.

6.1.1 Contribuții în experimentarea sistemului de hipersustentație cu controlul pasiv al curgerii

Secțiunea 3.1 prezintă realizarea activității de aerodinamică subsonică dedicată sistemului de hipersustentație cu controlul pasiv al curgerii pentru o aripă în săgeată de coardă constantă, configurație denumită 2.5D, pentru care se realizează caracterizarea experimentală pentru nu mai puțin de 54 de configurări aerodinamice. Creșterea de performanță a sistemului de hipersustentație este necesară pentru trecerea la aripile cu tehnologie laminară a curgerii, acolo unde performanța voletului de bord de atac este inferioară celui turbulent, cu fantă și recuperarea performanței nu poate proveni decât de la flap. De asemeni tendința de simplificare mecanică a flap-ului impune un grad de certitudine superior în calitatea curgerii, care se poate obține prin controlul pasiv al curgerii. Acesta se realizează prin utilizarea generatoarelor de vârtej VG pasive pe flap și bordul de fugă al elementului fix al aripii, a căror poziționare, mărime și orientare trebuie investigate experimental. Implementarea VG a permis evaluarea performanței unor VG-uri cu grosimi diferite, din care rezultă clar că grosimea lor este un element important și că VG subțiri sunt superioare din punct de vedere al beneficiului obținut.

O contribuție importantă în tehnologia de experimentare a configurațiilor 2.5D este optimizarea empirică a plăcilor de capăt pentru a permite explorarea intervalului de unghiuri atac până la punctul de *stall*, fără suprasolicitarea balanței. Un efect secundar al optimizării este o reducere a rezistenței induse spectaculoasă. Soluția propusă a fost adoptată și de către partenerii de proiect de la TUB.

Tehnica de vizualizare cu ulei-pigment a fost reactivată prin identificarea pe piață a consumabilelor adecvate necesare și a evidențiat efectul pe care generatoarele de vârtej VG îl pot avea asupra conturului de separație pe flap.

O contribuție importantă este dezvoltarea programului **sigma** pentru procesarea rezultatelor, care tratează unitar forțele și momentele măsurate cu balanța, integrează coeficientul de presiune (filtrat numeric cu metoda 3σ) pe secțiunile instrumentate, integrează presiunea din

dără măsurată cu un rake, pentru calculul rezistenței la înaintare cu eliminarea influențelor discurilor de capăt, ferurilor de flap, baionetei sau montanților balanței, deși discutabil. Rezultatele execuției codului sigma au permis descompunerea forțelor aerodinamice pe componentele: volet cu fantă, element principal al aripii, flap și cele două elemente de flap pentru configurațiile respective. Această descompunere realizată în premieră națională permite dimensionarea ferurilor și a elementelor de servoacționare.

6.1.2 Contribuții în experimentarea sistemului de hipersustentație cu controlul activ al curgerii

Secțiunea 3.2 prezintă primul proiect la nivel național care tratează problema controlului activ al curgerii prin dezvoltarea unui sistem pneumatic pulsatoriu aplicat configurației aerodinamice DLR-F15 la o scară suficient de mare încât să permită atât integrarea sistemului în flsp, cât și un număr Re relevant de aproximativ 2 milioane.

S-a realizat sistemul AFC cu suflaj impulsiv pe flap, replicat după DLR și TUB ca activitate comună, dar adaptat la specificul modelului, respectiv flap realizat din oțel față de fibra de carbon. Contribuția a fost de integrare a tuturor elementelor tehnice și de tip *focal point*.

Beneficiul AFC este evidențiat prin intermediul distribuțiilor de presiune și al forțelor globale măsurate cu balanța. Caracterizarea experimentală s-a realizat printr-un studiu parametric al coeficientului de portanță ca funcție de presiunea de alimentare a sistemului AFC și frecvența de comutație a jeturilor pulsatorii. Se constată existența unei frecvențe optime de comutație, în timp ce presiunea pare să ofere o creștere nedefinită a CL. Utilizarea unui index de performanță al sistemului AFC bine stabilit în literatură relevă faptul că există totuși o limită după care beneficiile se plafonează, concluzie foarte importantă în proiectarea și dimensionarea acestor sisteme.

Experimentarea sistemului AFC se realizează pe trei setări de flap, din care una este neoptimizată. Această configurație permite obținerea celui mai mare beneficiu de performanță din partea sistemului AFC, tocmai pentru ca este caracterizată de o curgere separată pe flap. Configurațiile care prezintă o curgere ceva mai bună prezintă un beneficiu mai redus, iar o configurație optimală va obține un beneficiu minimal. Concluzia finală este că sistemul AFC trebuie proiectat special pentru sistemul de hipersustentație în cauză, la regimul de funcționare nominal și că adăugarea acestuia ulterioară nu poate aduce beneficiile așteptate.

6.1.3 Contribuții la caracterizarea experimentală și controlul fenomenului de buffet pe o aripă laminară

Materialul este prezentat în detaliu în secțiunea 3.3, iar contribuțiile constau în: managementul proiectului dedicat studiului și controlului fenomenului de buffet pe o aripă laminară, utilizând jeturi sintetice - SJ.

S-au realizat activități de proiectare aerodinamică a aripii, asistate de calcule numerice ale curgerii. Modelarea configurației aerodinamice este realizată utilizând formulări analitice implementate prin programare în CATIA.

S-a realizat proiectarea actuatorilor SJ astfel încât să se obțină regimul de rezonanță modelând geometric rezonatorul Helmholtz pentru a aduce foarte aproape frecvența sa de oscilație de prima frecvență proprie a membranei piezoelectrice pe suport metalic, pe care am modelat-o cu metoda elementelor finite, considerând-o încastrată și încărcată cu masa celor trei puncte de cositorire a conductorului.

S-au dezvoltat scripturi Matlab de procesare a rezultatelor pentru cele trei faze ale campaniei experimentale, de la nivelul simplu procedural cu replicarea și particularizarea pentru fiecare experiență aerodinamică, ajungând până la nivelul la care s-a structurat din punct de vedere al programării și au rezultat trei versiuni, corespunzătoare instrumentărilor din cele trei faze ale campaniei experimentale. Scripturile realizează analize spectrale, calculul *rms* cu eliminarea valorii continue ca o formă de filtrare și grafice de calitate. S-au adăugat scripturi pentru

prezentarea globală sau comparată a rezultatelor. Baza de date rezultată este foarte voluminoasă, ajungând la 17 GB deoarece include și vizualizări.

Încercarea de a construi diagrama de *buffet onset* după literatură a eșuat deoarece fenomenul de buffet în cazul unei aripi laminare este destul de diferit față de cazul unei aripi turbulente. Mai precis, intensitatea fenomenului este mult mai redusă ca să poată fi relevată din analiza momentului de încovoiere al aripii sau din distribuția de *rms* a semnalelor de presiune pe coardă. Prin urmare analiza spectrală a semnalelor de presiune a dus la identificarea unei schimbări a formei spectrului atunci când se manifestă fenomenul de buffet. Această descoperire a permis trasarea unei diagrame de *buffet onset*. Ceea ce s-a obținut este frontiera *onset* la creșterea numărului Mach, iar frontiera în raport cu unghiul, respectiv CL nu s-a identificat din rezultate, dar s-a extrapolat cu ajutorul regresiei polinomiale. Un singur grad al polinomului de regresie produce o frontieră rezonabilă. Mărirea gradului polinomului de regresie oferă soluții complet nefizice în raport cu frontiera de altfel ușor de intuit privind harta stărilor. O concluzie referitoare la aripa în cauză este că utilizarea unui profil laminar duce la scăderea intensității buffet-ului până acolo încât este foarte dificil de identificat.

Din punct de vedere al managementului de proiect și complexității fără precedent s-a realizat structurarea proiectului în trei faze, fără să existe vreo cerință în acest sens, pentru a da posibilitatea de a învăța operarea unei asemenea machete complexe, diferit instrumentată și montată față de alte programe din trecut. Pe lângă structurarea în trei faze, chiar modelul experimental a fost structurat în două versiuni: una simplă, de învățare, pentru prima fază și una complexă, de maturitate, pentru fazele doi și trei.

6.1.4 Contribuții în aerodinamica experimentală pentru aplicații spațiale

Secțiunea 4.1 cuprinde realizarea a patru campanii experimentale pentru două cazuri canonice în aerodinamică (curgerea în jurul sferei și rampa de undă de șoc oblică) și pentru două cazuri industriale (*lifting body* și *glide back booster*).

Secțiunea 4.1.1 descrie experimentările modelului sferă în regim supersonic, la numerele Mach 2, 2.5 și 3, capturând imaginile sistemului Schlieren. Instrumentarea cuprinde termocuple care acoperă partea anterioară a sferei până dincolo de zona de desprindere. Istoria temperaturii în timp Fig. 4.4 arată creșterea evidentă a temperaturii în punctul de stagnare, deși conform așteptărilor. Foarte important este raportul zgomot/semnal, care scade spectaculos la creșterea numărului Mach. Distribuțiile de presiune se corelează bine cu rezultatele numerice.

Secțiunea 4.1.2 cuprinde proiectarea, realizarea și experimentarea rampei de undă de șoc oblică ce se constituie într-un exercițiu complet de aerodinamică experimentală. Deși aparent un model simplu, acesta suferit un proces de modificare iterativ care să facă experimentarea fezabilă din punct de vedere mecanic și aerodinamic. Dacă măsurarea presiunii la peretele solid în dreptul undei de șoc nu pune probleme, în schimb determinarea profilului presiunii totale pe grosimea stratului limită este o problemă mai complexă. Pentru acest scop s-a proiectat și realizat dispozitivul THMR împreună cu procedura numerică de calcul a profilului de viteză în coordonate (y^+ , u^+). S-a constatat că utilizarea THMR poate pune probleme din punct de vedere al blocajului aerodinamic, ajungând până la neamorsarea curgerii, dificultate surmontată prin creșterea ușoară a presiunii de stagnare a rafalei. Profilul de viteză este corect determinat cu THMR până la $y^+=500$. Pentru a merge mai jos este necesar un dispozitiv revizuit, care să permită scanarea continuă, cu o singură priză de presiune totală, de la peretele solid până în exteriorul stratului limită anticipat. Aglomerarea primelor trei prize de presiune de la perete le face semnalele măsurate inutilizabile. Dispozitivul THMR și procedura sunt realizări în premieră la nivel național.

Secțiunea 4.2.1 prezintă fazele pentru campania experimentală a vehiculului de tip *lifting body* similar IXV sau Space Rider, acesta fiind primul vehicul de reintrare abordat la nivel național. S-au determinat distribuțiile de presiune și temperatură în planul de simetrie, în paralel cu obținerea de imagini Schlieren. Distribuțiile de presiune s-au corelat foarte bine cu cele calculate.

Secțiunea 4.2.2 cuprinde fazele pentru campania experimentală a unui vehicul de tip lansator cu capacitate de recuperare și reutilizare de tip *glide back booster* împreună cu exercițiul de proiectare preliminară. Servoacționarea ampenajului canard este o realizare specială care a dovedit că se poate aborda acest gen de problemă. Campania experimentală realizată arată că mecanizarea poate dubla eficiența utilizării tunelului supersonic, dar este posibil să se poată obține chiar mai mult din acest punct de vedere. Mecanizarea este dificil sau imposibil de aplicat la cazul aripilor subțiri de exemplu.

6.1.5 Implicații manageriale și contribuții la managementul proiectelor și programelor de aviație și spațiu într-un institut de cercetare

Secțiunea 5.3 cuprinde dezvoltarea, validarea și utilizarea unui cod de analiză Monte-Carlo pentru estimarea duratei de realizare a unui proiect, în care pe structura de graf (de defalcare) se identifică automat drumul critic, corespunzător duratei maxime. Aplicația este validată cu trei grafuri test și este utilizată pentru structura de defalcare a unui proiect cu o structură complexă. Se realizează și o analiză de sensibilitate cu numărul de realizări a rezultatelor simulării Monte-Carlo. În plus s-a identificat un optimizator evolutiv gratis adecvat pentru problemele de optimizare a duratei de execuție.

A doua contribuție constă în aplicarea metodei programării liniare în managementul de departament. Se pornește de la rezolvarea unei probleme cu soluție cunoscută, care se rezolvă cu algoritmul consacrat Simplex (Matlab plus cod Fortran 77), dar și cu optimizatorul genetic (Matlab) utilizând procedurile de constrângeri lineare dar și pe cele generale. Extinderea la algoritmi genetici este necesară pentru probleme mai complexe, nelineare. Problema de management al activității de aerodinamică experimentală se formulează în ideea de a realiza repartizarea cu beneficiu maxim lunar a experiențelor la cele patru laboratoare (subsonic, supersonic, tub șoc și Eol). Constrângerile sunt de natură a resurselor umane disponibile și financiare (buget alocat). Deși nu sunt spectaculoase, rezultatele relevă direcția și laboratorul în care merită investit, respectiv cel supersonic.

Secțiunea 5.4 prezintă analiza oportunităților pentru CD la nivel național, unde lucrurile au evoluat bine între 2000 și 2009, dar după criza economică se pare că domeniul CD în România suferă destul de mult. Din păcate procentul alocat din PIB este cel mai mic din Europa și acest lucru nu are cum să nu aibă consecințe. Proiectele STAR finanțate au fost numai două. Programele PNCDI ar trebui să fie cel puțin în două sesiuni pe an, iar programele de tip nucleu sunt cumva legate structural de institutele naționale

Secțiunea 5.6 prezintă oportunitățile la nivel european în cadrul ESA și CE pentru a evidenția rolul posibil în cadrul consorțiilor. Limitările cercetării și industriei europene în raport cu cele americane arată că și la nivel european există probleme de eficiență. Rolul cel mai simplu de câștigat în proiecte este cel de partener sau subcontractor. Elemente de noutate ar fi următoarele: la nivelul CE se pare că programele de aviație vor dispărea, iar la nivelul ESA o bună parte din programe nu au cele mai bune perspective.

Secțiunea 5.7 parcurge implicarea multidisciplinară în proiectele naționale și internaționale realizate în ultimi 12 ani ca unică garanție pentru fiabilitatea soluțiilor de optimizare a activității în departament din subcapitolul 5.9. Stăpânirea mai multor discipline, de la aerodinamică, la proiectare, trecând prin analiza structurală este posibilă și mai ales necesară deoarece numărul de angajați alocați în proiectele tipice nu este prea mare, iar managerul de proiect trebuie să se descurce cumva.

Secțiunea 5.8 cuprinde analiza proiectelor aerospațiale realizate, realizând analiza activității științifice, analiza activității de inginerie industrială, identificarea caracteristicilor tipice ale proiectelor aerospațiale, analiza critică a problemelor puse de proiectele unicate (gradul de reutilizare al soft-ului de casă) și indicatori de performanță pentru acest gen de proiecte. Pentru

proiectele tipice de institut, singurul indicator de performanță universal, deși cu valoare mai degrabă calitativă este gradul de continuitate al proiectelor într-o disciplină.

Secțiunea 5.9 Prezintă contribuții la optimizarea performanței la nivel de departament, din care unele sunt în execuție altele sunt propuneri.

Optimizarea laboratorului de calcul numeric este necesară deoarece aici se produce competența necesară pentru celelalte compartimente de inginerie deși potențialul de finanțare este mai redus decât în cazul activităților experimentale. Inventarul software (Ansys și Numeca) este dificil de menținut datorită costurilor mari și practic o metodă de a reduce această dependență este de a stimula dezvoltarea de unelte soft de casă și de a le utiliza pe cele gratis, cum este OpenFoam. Inventarul computațional cuprinde un supercomputer administrat de departamentul tehnic și două clustere administrate local. Pentru acestea din urmă se propune o dezvoltare utilizând elemente apărute recent pe piață ca serverele utilizate. Se constată că acolo unde nu sunt resurse pentru un supercomputer, serverele utilizate pot constitui o baza foarte eficientă.

Optimizarea activității laboratorului de aerodinamică generală constă în definirea unei noi orientări structurată pe metodele de optimizare aerodinamică, pornind de la metodele de tip potențial pentru optimizarea suprafeței mediane, ajungând la optimizarea cu algoritmi evolutivi a profilelor aerodinamice, capacități aflate în dezvoltare, pentru care avem deja rezultate pozitive și tineri angajați angrenați, inclusiv prin realizarea primului proiect de diplomă în cotutelă cu UPB. Activitatea de viitor este optimizarea multidisciplinară a vehiculelor aerospațiale, domeniu unde s-a progresat semnificativ începând cu 2016, pentru lansatoarele spațiale.

Optimizarea activității la tunelul supersonic

Pentru menținerea capacității de operare a tunelului/laboratorului supersonic s-a identificat nevoia de refacere a capacității stației de comprimare, descrisă în Anexa. Laboratorul este candidat pentru cele mai multe lucrări de optimizare, pornind de la refacerea capacității de analiză a semnalelor de la balanțele tensometrice (conversie electric-mecanic, filtrare), care să includă tarajul gravitațional și reducerea torsorului, aspect critic datorită unor dependențe cu potențialul de a închide activitatea. Alte capacități noi țin de optimizarea scării modelului și campaniei experimentale asociate cu algoritmi genetici (metodă implementată și descrisă) și optimizarea controlerului de proces, orientată pe fiecare experiență (metodă propusă). Pe lângă elementele software, este propus și este în execuție un banc de verificare/calibrare pentru balanțele tensometrice, deoarece singurul mod de a realiza verificarea este direct în tunelul aerodinamic, aceasta fiind o limitare operațională care trebuie eliminată.

Managementul resurselor umane este o secțiune dedicată și se ocupă de latura tehnico-științifică. Se evidențiază sursa principală a resursei umane, constând în primul rând din ingineri. Se studiază din perspectiva experienței personale pregătirea profesională, atestarea, integrarea personalului, cu accent pe formarea celor tineri. Se constată că cele mai bune rezultate se obțin cu tinerii angajați din anul final, mai ales dacă se poate lucra proiectul de diplomă în colaborare cu universitatea de la care aceștia provin. Aspectele negative din cadrul acestui subcapitol constau în factorii perturbatori, respectiv asimetriile întâlnite în ceea ce privește promovarea profesională. Astfel, inginerii de dezvoltare profesională pot beneficia de o creștere salarială mai rapidă decât cercetătorii științifici, care au obligații semnificativ mai mari, ca participarea la pregătirea propunerilor de proiect și au ca obstacol principal obținerea titlului de doctor.

Reziliența la oportunitățile cu grad ridicat de risc reprezintă o secțiune în care se exemplifică această problemă. După cum este natural, managementul de vârf dorește implicarea în cât mai multe proiecte, pentru a asigura finanțarea necesară. Experiența arată că abordarea unor subiecte pentru care nu există competența și inventarul nu este productivă. Practic este nevoie de respingerea diplomatică a acestor oportunități. Intrarea în proiectele de spațiu industriale a produs surprize privind necesarul de competență, de implicare, dificultățile apărute și întârzierile mari din proiectele multinaționale.

Capitolul 5.10 Inițiative strategice prezintă două potențiale proiecte militare la scară mare, care depășesc cadrul departamentului și al institutului, și care permit dezvoltarea și asigurarea

activității pe termen lung. Este cumva datoria unui institut național să propună inițiative de avangardă în domeniul său.

Proiectul Microfighter este o inițiativă pe termen lung, pentru care încercăm să dezvoltăm uneltele de proiectare preliminară, ajungând până la un model de tunel aerodinamic subsonic de tip *low-cost*. Un asemenea proiect ar putea exploata potențialul industrial național, relevant și ar putea răspunde nevoii de apărare asimetrice în raport cu inamicii mult mai mari. Proiectul ar resuscita o parte din industria de aviație și o parte din segmentul furnizorilor de arme, de data aceasta exclusiv ghidate. Calitatea de LO este obligatorie și presupune atingerea unor capitole de cercetare și tehnică noi. Sistemele optronice de detecție pasive și active de atac ar fi o premieră națională și tehnologia rezultată ar putea fi instalată și pe alte platforme. Ideea s-a diseminat printr-o prezentare în 2014 la Centrul de Încercări în Zbor din Craiova, al ACTTM și printr-un articol susținut și publicat la conferința AFASES 2017.

Proiectul Strike Lancer reprezintă o propunere de modernizare destul de radicală a Mig-21 MF adus la standardul Lancer, în versiunile A și C. În ciuda unei publicități negative și neprofesioniste, avionul Mig-21 are un potențial de exploatare probabil dublu față de cel oficial și datorită capacității de reparație capitală la nivel național, se poate găsi un rol nou acestei platforme, în contextul practicii existente de pregătire a piloților. Practic se propune echiparea cu un rezervor de combustibil conformal, care permite acroșarea unei sarcini de luptă duble față de versiunea existentă, aducând beneficii spectaculoase. Atacul de precizie cu armele JDAM de 227 Kg reprezintă principala misiune, mult mai simplă decât cea de atac la sol cu arme neghidate sau ghidate optic de la bord. Rolul secundar poate fi de platformă tactică de sprijin (*weapon truck*) pentru platforma superioară F-16.

6.2 DIRECȚII DE LUCRU VIITOARE

Direcțiile de lucru viitoare înseamnă continuarea unor activități inițiate datorită implicării în proiectele instituționale, dar înseamnă și activități pornite ca urmare a unor inițiative personale. Aceste discipline trebuiesc aprofundate pentru a consolida compartimentele de inginerie aerospațială din departament, ca și departamentul de spațiu distinct, în formare. Practic se continuă majoritatea studiilor prezentate în lucrare.

6.2.1 Modelarea configurațiilor aerodinamice

Un capitol crucial este cel de proiectare configurației vehicule, care a fost neglijat oarecum. Metodele inginerilor generației de peste 60 de ani sunt practic de analiză și studii parametrice, urmând cumva nomograme gata-făcute, care în general nu sunt complet consistente cu tema de proiect. Drumul pe care pornim este cel al optimizării aerodinamice pure, ținând către optimizarea multidisciplinară, pentru eficientizarea procesului de proiectare de vehicule și pentru a produce ruptura cu trecutul pentru care proiectare înseamnă mai degrabă utilizarea unui “model de referință”. Ca proces de optimizare multidisciplinară deja s-au făcut primii pași cu succes într-un proiect de microlansator (Afilipoae T. , și alții, 2017). Tot la această secțiune este necesară modelarea avansată geometrică a unor elemente din vehiculele aerospațiale, capitol unde practica este neadecvată și autorul are contribuții care se cer totuși a fi continuate (Pricop, M. V., 2010), (Pricop, Floriean, & Craioveanu, 2009), (Pricop, M. V.; Constantinescu, S. G.; Bălan, G., 2013). Un aspect esențial în problema configurațiilor aerodinamice este geometria specifică, în care autorul a adus contribuții importante, neglijate din păcate de comunitatea inginerescă (Nae, C.; Pricop, M. V.; Stancu, I., 2005), (Pricop, M. V.; Nae, C.; Stănică, C., 2007).

6.2.2 Dezvoltarea capacităților soft de nouă generație pentru tunelul supersonic

Preluarea activității de la tunelul aerodinamic supersonic este un capitol de importanță critică pe termen mediu-lung. Aici avem două demersuri: realizarea unor unelte software pentru:

- prelucrarea independentă a semnalelor de balanță;
- sistem expert pentru calculul și optimizarea regimurilor de exploatare a instalației;
- sistem expert pentru optimizarea scării și regimurilor din toată matricea de experimentare (prezentare susținută la conferința NMAS 2018 și articol acceptat și susținut la conferința ICNPAA 2018 din Armenia).

6.2.3 Dezvoltarea capacității de optimizare a execuției proiectelor

Din punct de vedere managerial, ne propunem realizarea unui instrument informatic de programare dinamică pentru optimizarea întregului portofoliu de proiecte la nivel de departament. Analiza Monte-Carlo pentru durata de realizare va fi parte din acest instrument. Datorită facilităților oferite de Matlab pentru accesul la scrierea și citirea fișierelor Excel, analiza Monte-Carlo va fi realizată în Matlab, acolo unde se poate accesa și pachetul de optimizare. De asemeni utilizarea programării liniare în managementul de departament se dovedește facilă și se poate realiza cu soft gratis, așa cum am demonstrat. Mai multe unelte de optimizare vor permite o abordare stratificată, la nivel de institut, de departament, de proiect.

6.2.4 Aplicarea metodelor de optimizare aerodinamică în proiectarea turbinelor eoliene

O preocupare mai veche de interes ingineresc a fost proiectarea turbinelor eoliene, pentru care am implementat o metodă de calcul după (Dumitrescu H. , 1990), sub directă îndrumare a autorului. Programul de calcul scris inițial în MathCad a fost convertit în Matlab în 2013. Cu aplicațiile de calcul s-au proiectat turbine cu ax orizontal care au fost construite și au funcționat în perioadele (2012-2014), iar una încă funcționează de la debutul programului doctoral. Tradiția continuă cumva printr-un contract comercial în cadrul căruia se realizează analize numerice și experimentale. Activitățile legate de proiectarea turbinelor eoliene cu ax orizontal (Dumitrescu, H.; Pricop, M. V.; Enache, C., 2008), (Pricop, M. V.; Niculescu, M. L.; Cojocaru, M. G.; Bârsan, D., 2012), (Pricop, Niculescu, Cojocaru, & Bârsan, 2012), (Pricop, M. V.; Bobonea, A., 2013) vor continua în direcția optimizării, utilizând modele simple de calcul, în spiritul primei direcții de viitor.

6.2.5 Inițiativa și proiectul preliminar Microfighter

Din punct de vedere al proiectelor cu relevanță industrială este dorința autorului de a iniția un proiect de Microfighter (Pricop, Boșcoianu, Nae, & Cojocaru, 2017), în măsură să regenereze o parte din conexiunea cu industria națională de aviație și de apărare și să răspundă unei nevoi naționale obiective, de a avea o capacitate modernă de recunoaștere și atac de precizie.

Proiectul unui avion de luptă chiar dacă depășește cadrul departamentului, este practic obligatoriu considerând activitatea pe termen lung și nu este altceva decât o ambiție firească, legitimă, de a continua activitatea generațiilor precedente pe un fond al unei acute necesități în domeniul apărării. O inițiativă de asemeni pornită de jos a fost cea a dezvoltării avionului de antrenament IAR-99, care la nivel național este o poveste de succes. La nivel internațional, într-o piață saturată de avioane de antrenament, șansele de export au fost minime la momentul când avionul a fost de actualitate. Un avion de mici dimensiuni se pretează în mod special la activitatea de integrare, considerând capacitatea de lucru existentă.

6.2.6 Inițiativa și proiectul preliminar Strike Lancer

Potențialul de prelungire a resursei de exploatare și de modernizare a avioanelor Mig-21 este prezentat împreună cu noile roluri tactice și sunt propuse două versiuni: una de atac la suprafață, una de interceptie sau suport interceptor principal și una de localizare și diseminare ținte de suprafață. Noile roluri tactice presupun un alt tip de pregătire pentru piloți, datorită simplificării procedurilor de operare cu sistemul de armament. Astfel se exclude utilizarea armelor neghidate și se propune reconfigurarea sistemului de comenzi de zbor aerodinamice, prin transformarea

eleroanelor în flaperoane, alocarea parțială a comenzii de ruliu stabilizatoarelor orizontale și renunțarea la frânele aerodinamice. Practic se propune un sistem cu comenzi electronice, care înseamnă un efort de aerodinamică experimentală și numerică semnificativ.

6.2.7 Mecanica fluidelor computațională

Se intenționează continuarea unor activități de CFD oprite acum mai bine de un deceniu, (Pricop M. V., 2005), (Pricop, M. V.; Nae, C., 2005), care sunt oarecum legate de direcția optimizare aerodinamică sau multidisciplinară a vehiculelor aerospațiale.

Este nu doar o ambiție personală faptul că activitățile de aerodinamică computațională vor fi reluate după finalizarea programului doctoral, ca parte nu doar a unei pasiuni vechi, ci cu obiectivul principal de a diminua dependența de codurile de calcul de firmă, pentru care mentenanța anuală costă foarte mult. O temă cu implicații mari în programele comerciale curente este metoda *multigrid*, pe care autorul a abordat-o pentru sistemul Euler 3D (Pricop, M. V.; Nae, C., 2005) în versiunea *agglomeration multigrid*. Aplicarea metodei pentru ecuația completă a potențialului este în intenție pentru rezolvarea eficientă a problemelor de corecții aerodinamice a datelor de tunel și pentru evaluări rapide în regim compresibil. Reluarea unor teme legate de discretizarea geometrică este strâns legată de subiectul de față (Pricop M. V., 2005).

Metodele de tip impact (*inclination*) pentru regimul hipersonic sunt adoptate și s-au obținut rezultate pozitive (Pricop, M. V.; Andrei, I. C.; Boșcoianu, M., 2013), (Pricop, Fadgyas, Niculescu, & Cojocar, 2017), iar la momentul actual fac obiectul proiectului ESA-D4D Aerothermal aspects.

6.2.8 Optimizarea structurală

Încă un demers care poate fi continuat este cel al optimizării structurale, unde avem deja pași importanți realizați prin realizarea primului optimizator topologic la nivel național (Pricop, M. V., 2012), (Pricop, M. V.; Zaharoviț, A., 2014), (Pricop, M. V.; Bunea, M., 2014), (Slușanschi, Zaharoviț, Stegaru, Carabaș, & Pricop, 2015), (Pricop, M. V.; Bunea, M.; Nedelcu, R., 2016). De asemeni legată de optimizarea structurală este simularea multifizică unde pe alocuri se pot realiza lucrări deosebit de interesante cu impact în tehnologii speciale sau în simularea elementelor critice din misiunile vehiculelor aerospațiale (Ghizdavu, Marin, & Pricop), (Pricop, M. V.; Marin, N.; Ghizdavu, V., 2009), (Pricop, M. V.; Fuiorea, I.; Ghizdavu, V., 2007), (Marin, Pricop, & Ghizdavu, 2008) și (Pîrvu, Boșcoianu, Pricop, & Deleanu, 2016).

Realizarea unui demonstrator educațional pentru optimizarea topologică TP nu este complicată, (Sigmund, 2001), (Andreassen, Clausen, Scheven, Lazarov, & Sigmund, 2010). Tezele de doctorat realizate la nivel național care ating domeniul optimizării topologice (Balea, 2015), (Șerban, 2012), (ROMAN, 2016) nu se ridică la înălțimea așteptărilor în contrast cu eforturile de pionierat la nivel național din domeniul calculului cu elemente finite din deceniile 8 și 9 ale secolului trecut.

6.2.9 Optimizarea aerodinamică

Optimizarea aerodinamică este extrem de necesară din mai multe motive: este o deficiență la nivel de departament, poate deschide posibilități noi și este în măsură să repornească un compartiment dezavantajat. În lucrare sunt prezentate optimizarea profilelor și a suprafețelor portante ca parte a activității de optimizare a performanței compartimentului. Ideea este de a continua cu ambele direcții:

- optimizarea profilelor la un nivel superior ca parametrizare geometrică, atingerea regimului compresibil;
- utilizarea ecuației complete a potențialului și a unor metode proprii de calcul a stratului limită cu considerarea tranziției și bulei de separație din corelații ingineresti;
- optimizarea suprafețelor portante în toate regimurile, cu metode superioare VLMD.

6.2.10 Activitățile spațiale

Activitățile spațiale sunt dominante în ultimii ani și aduc cu sine eforturi suplimentare excepționale care le fac să nu fie abordabile decât de angajații pasionați, dispuși să facă eforturi personale cu aproximativ 50% mai mari decât ceilalți angajați, pentru același salariu. Numărul mare de proiecte a dus inevitabil la o serie importantă de lucrări, (Niculescu M. , și alții, 2017), (Afilipoae T. P., și alții, 2017), (Onel., Afilipoae, Neculăescu, & Pricop, 2017), (Fadgyas M. , Pricop, Niculescu, Cojocaru, & Dumitrache, 2017), (Fadgyas M. C., Pricop, Niculescu, Cojocaru, & Dumitrache, 2017), (Cișmilianu, și alții, 2017), (Afilipoae T. , și alții, 2017), (Marini, și alții, 2017), (Cișmilianu, și alții, 2017), (Pricop, Fadgyas, Niculescu, & Cojocaru, 2017), (Niculescu M. L., Cojocaru, Fadgyas, Pepelea, & Stoican, 2016).

6.2.11 Optimizarea multidisciplinară a vehiculelor aerospațiale

Integrarea metodelor de analiză de tip *low-fidelity* poate duce la obținerea unor aplicații de calcul foarte puternice. Ne referim la dinamica structurilor modelate cu elemente de bară sau chiar de placă, la metodele de tip impact (pentru regimul supersonic), sau la metode de tip potențial pentru subsonic și chiar supersonic. O unealtă de calcul de tip multidisciplinar poate fi ușor utilizată în bucla de optimizare cu algoritmi evolutivi și este în intenție cel puțin ca demonstrator simplu.

6.3 DISEMINAREA REZULTATELOR

Pe durata studiilor doctorale autorul a contribuit la publicarea unui număr de 44 de lucrări, majoritatea la conferințe. Dintre acestea 17 sunt publicate la conferințe ISI. Din totalul de 73 de publicații (2005-2018), doctorandul este primul autor la 31 dintre acestea.

6.4 CARACTERUL DE ORIGINALITATE

Studiile prezentate sunt originale, au fost realizate în cadrul unor proiecte de cercetare sau special pentru lucrare, care include peste 1490 grafice și imagini.

7 Bibliografie

- A. Elsenaar, T. B. (1988). *Reynolds Number Effects in Transonic Flow*, AGARDograph No. 303. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Abarbanel, S., Gottlieb, D., & Turkel, E. (fără an). Difference Schemes with Fourth Order Accuracy for Hyperbolic Equations. *SIAM Journal on Applied Mathematics*, Vol. 29, No. 2. (Sep., 1975), 329-351.
- Abbott, I., von Doenhoff, A., & Stivers Jr., L. (1945). *Report No. 824*. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA.
- Adamy, D. (2004). *A Second Course in Electronic Warfare, EW 102*, ISBN 1-58053-686-7. Horizon House Publications, Inc.
- Afilipoae, T. P., Neculăescu, A. M., Onel, A. I., Pricop, M. V., Marin, A., Perșinaru, A. G., . . . Chelaru, T. V. (2017). LV-MDO in the development of a Microlauncher. CEAS. Bucharest.**
- Afilipoae, T., Neculăescu, A., Onel, A., Pricop, M., Marin, A., Perșinaru, A., . . . Chelaru, T. (2017). Launch Vehicle - MDO in the development of a Microlauncher. CEAS Council of European Aerospace Societies. Bucharest.**
- AGARD 515. (1993). *AGARD CONFERENCE PROCEEDINGS 515 High-Lift System Aerodynamics*. NEUILLY SUR SEINE.
- AIAA. (2003). *R-091-2003, Recommended Practice, Calibration and Use of Internal Strain-Gage Balances with Application to Wind Tunnel Testing*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Allen, J. (1977). *REEVALUATION OF COMPRESSIBLE-FLOW PRESTON TUBE CALIBRATIONS*. Hampton: NASA, Langley Research Center.
- Allen, J. M. (1970). *EXPERIMENTAL PRESTON TUBE AND LAW-OF-THE-WALL STUDY OF TURBULENT SKIN FRICTION ON AXISYMMETRIC BODIES AT SUPERSONIC SPEEDS*. Hampton: NASA, Langley Research Center.
- Amouzgar, K. (2012). *Multi-Objective Optimization using Genetic Algorithms*. Jönköping: School of Engineering.
- Andreassen, E., Clausen, A., Scheven, M., Lazarov, B., & Sigmund, O. (2010). Efficient topology optimization in MATLAB using 88 lines of code. *Structural and Multidisciplinary Optimization manuscript*.
- Andrei, I. C., Niculescu, M. L., & Pricop, M. V. (2014). Numerical analysis of a nozzle for orbital rockets. 2nd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS, 2014, ISSN 2360-1809. Bucharest.**
- Andrei, I. C.; Niculescu, M. L.; Pricop, M. V. (2014). Numerical Simulations of a Small Ramjet. 2nd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS, 2014, ISSN 2360-1809. Bucharest.**
- Antje Feldhusen, A. H. (2013). ANALYSIS OF WAVE PROPAGATION IN TRANSONIC BUFFET FLOW. *Fachtagung "Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik"*. München.
- Aslan, M. K. (2006). *EMITTER IDENTIFICATION TECHNIQUES IN ELECTRONIC WARFARE, A THESIS SUBMITTED TO THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES OF MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY*. Ankara: Graduate School of Natural and Applied Sciences.
- Atanassov, E., Barth, M., Byckling, M., Codreanu, V., Ilieva, N., Karasek, T., . . . Weinberg, V. (2017). *Best Practice Guide Intel Xeon Phi v2.0*. PRACE.
- Avram, V. (2011). *S-A FURAT AVIAȚIA*. Brașov: Editura Host models.
- B.H.K. Lee, F. T. (2000). *TRANSONIC BUFFET OF A SUPERCRITICAL AIRFOIL*. Defence Technology Information Center.
- Bain Dayman, J. (1966). *Free Flight testing in high-speed wind tunnels*, AGARDograph No. 113. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Balakrishna, S., & Acheson, M. (2011). *Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data*. Langley: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Balea, I. (2015). *STRATEGII DE OPTIMIZARE A STRUCTURILOR METALICE BAZATE PE ALGORITMI GENETICI, Teză de doctorat*. Cluj-Napoca: Universitatea Tehnică din Cluj-Napoca.
- Bandu N. Pamadi, P. F. (2004). *Aerodynamic Characteristics and Glide-Back Performance of Langley Glide-Back Booster*. NASA Langley Research Center, Hampton, VA.
- Bărăian, M., & Arghir, G. (2011). MANAGEMENTUL CONFLICTULUI. *A XI-a Conferință Națională multidisciplinară - cu participare internațională, "Profesorul Dorin PAVEL - fondatorul hidroenergeticii românești"*. Sebeș.
- Berbente, C., Mitran, S., & Zancu, S. (1998). *Metode numerice*. Bucuresti: Editura Tehnica.
- Blanger, J.-P. (1982). *Modèles pratiques de décision Tome 2*. PSI Editions.
- Bloom, N. (2007). *Uncertainty and the Dynamics of R&D*. Department of Economics, Stanford University.
- Bobonea, A., Niculescu, M. L., Pricop, M. V., Chelaru, A., & Munteanu, F. (2012). Experimental and Numerical Simulations for Transonic Flow over ONERA M4R. INCAS BULLETIN VOLUME 5, ISSUE 2, April-June 2012, ISSN 2066-8201.**
- Boeing. (1992). *A5021 User's Manual-PAN AIR Technology Pogram for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configurations, D6-54703*. Boeing.
- Braslow, A. (1999). *A History of Suction-Type Laminar-Flow Control with Emphasies on Flight Research*. Washington: NASA History Division Office of Policy and Plans.
- Braun, E., Lu, F., Panicker, P., Mitchell, R., & Wilson, D. (2008). Supersonic Blowdown Wind Tunnel Control Using LabVIEW, *AIAA 2008-852. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7-10 January*. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Brebenel, M., & Berbente, C. (2010). *Aerodinamica mașinilor cu palete*. "Editura Academiei Romane", Bucharest, Romania.
- Brown, S. (2014). *The Design and Implementation of Embedded Software for a Low Cost Radar Warning Receiver. A portfolio thesis submitted to the Universities of Edinburgh Glasgow Heriot-Watt and Strathclyde, In fulfilment of the requirements for the degree of Doctor of Engin*. Institute for System Level Integration.

- Buzdugan, G. (1974). *Manualul Inginerului Mecanic*. Bucuresti: Editura Tehnica.
- Bynum, D., Ledford, R., & Smotherman, W. (1970). *Wind Tunnel Pressure Measuring Techniques AGARDograph No. 145*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- C.J. Schueler, L. W. (1966). *Techniques for Measurement of Dynamic Stability Test Facilities, AGARDograph No. 121*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Campbell, J. P. (1963). *Free and semi-free model flight-testing techniques used in low-speed studies of dynamic stability and control, AGARDograph No. 76*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Carafoli, E. (1957). *Aerodinamica vitezelor mari*. Bucuresti: Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- Carafoli, Elie; Constantinescu, V.N. (1981). *Dinamica fluidelor incompresibile*. Bucuresti: Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- Caruana, D., Mignosi, A., Corregge, M., & Le Pourhiet, A. (2004). *Control of Separated Flows and Buffeting in Transonic Flow, RTO-MP-AVT-111*. Prague: Meeting on "Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance by Management of Interacting Boundary Layer Transition and Separation".
- Ceric, A. (2012). *The Principal-Agent Theory and the Role of Project Managers in Construction: Guidelines for Future Research*. University of Zagreb, Faculty of Civil Engineering.
- Chambers, L. (2001). *The Practical Handbook of GENETIC ALGORITHMS Applications SECOND EDITION*. CHAPMAN & HALL/CRC.
- Charbonneau, P. (2002). *RELEASE NOTES FOR PIKAIA 1.2, NCAR TECHNICAL NOTE*. HIGH ALTITUDE OBSERVATORY NATIONAL CENTER FOR ATMOSPHERIC RESEARCH BOULDER, COLORADO.
- Chehoury, A., Younes, R., Ilinca, A., & Perron, J. (2016). A Constraint-Handling Technique for Genetic Algorithms using a Violation Fact. *Journal of Computer Sciences*, 350-362.
- Chehoury, A., Younes, R., Ilinca, A., & Perron, J. (2016). A Constraint-Handling Technique for Genetic Algorithms using a Violation Fact. *Journal of Computer Sciences*, 350-362.
- Çișmilianu, A. M., Munteanu, C. E., Oncescu, I. C., Bibire, R. P., Stoenescu, V., Pricop, M. V., . . . Evrignoux, S. (2017). End to end process of hollow spacecraft structures with high frequency and low mass obtained with in-house structural optimization tool and additive manufacturing. 5th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS 2017, ISSN 2066–8201, ISSN–L 2066–8201.**
- Cocan, M., & Vasilescu, A. (2001). *Programarea matematica folosind MS Excel Solver, Management Scientist, Matlab*. Cluj-Napoca: Editura Alabastră.
- Cojocaru, M. G., Pricop, M. V., & Niculescu, M. L. (2014). Store separation simulations of aircraft launched orbital missile. 2nd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS, 2014, ISSN 2360-1809. Bucharest.**
- Cojocaru, M. G.; Niculescu, M. L.; Pricop, M. V. (2015). Aero-Acoustic assessment of installed propellers. INCAS Bulletin, Volume 7 Issue 2/2015, ISSN 2247-4528, ISSN 2066-8201, 53–62.**
- Constantinescu, V. (1987). *Dinamica fluidelor vascoase in regim laminar*. Bucuresti: Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- Constantinescu, V. (1987). *Dinamica fluidelor vascoase in regim laminar*. Bucuresti: Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- Constantinescu, V. (1993). *Dinamica fluidelor vascoare, stabilitatea miscarilor laminare*. Bucuresti: Editura Academiei Romane.
- Constantinescu, V., Dănăilă, S., & Găletușe, S. (2008). *DINAMICA FLUIDELOR ÎN REGIM TURBULENT*. București: Editura Academiei Române.
- Covey, R. E. (1964). *Wind Tunnel Data Processing, AGARDograph No. 85*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Craenen, B., Eiben, A., & Marchiori, E. (2001). How to Handle Constraints with Evolutionary Algorithms. În *Practical Handbook Of Genetic Algorithms: Applications* (pg. 341-361).
- Craenen, B., Eiben, A., & Marchiori, E. (2001). How to Handle Constraints with Evolutionary Algorithms. In *Practical Handbook Of Genetic Algorithms: Applications*, 341-361.
- Czysz, P. (1963). *Correlation of Wind Tunnel Blockage Data, TECHNICAL DOCUMENTARY REPORT NO. ASD-TDR-63-230*. Ohio: Directorate of Engineering Test Deputy for Test and Support Aeronautical Systems Division Air Force Systems Command Wright-Patterson Air Force Base.
- D.S. Bynum, R. L. (1970). *Wind Tunnel Pressure Measuring Techniques, AGARDograph No. 145*. Neuilly-Sur-Seine: Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Damljanović, D., & Vuković, Đ. (2016). Selection Criteria of Optimal Conditions for Supersonic Tests in a Blowdown Wind Tunnel. *Scientific Technical Review, Vol.66, No.1*, 29-39.
- Dănăilă, S., & Berbente, C. (2003). *Metode numerice in dinamica fluidelor*. Bucuresti: Editura Academiei Romane.
- Dandois, J., Molton, P., Lepage, A., Geeraert, A., Brunet, V., Dor, J.-B., & Coustols, E. (2013). *Buffet Characterisation and Control for Turbulent Wings*. Toulouse: ONERA.
- Dandois, J., Molton, P., Lepage, A., Geeraert, A., Brunet, V., Dor, J.-B., & Coustols, E. (2013). *Buffet Characterisation and Control for Turbulent Wings. Aerospace LAB*.
- Daugherty, J. (1984). *NASA AMES UNITARY PLAN WIND TUNNEL BLOCKAGE RECOMMENDATIONS*. Ames: NASA.
- Deb, K. (1998). *An Efficient Constraint Handling Method for Genetic Algorithms*. Indian Institute of Technology Kanpur: Elsevier.
- Deb, K. (1998). *An Efficient Constraint Handling Method for Genetic Algorithms*. Indian Institute of Technology Kanpur.
- Denk, A. (2006). *DETECTION AND JAMMING LOW PROBABILITY OF INTERCEPT (LPI) RADARS*. MONTEREY, CALIFORNIA: NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL.

- Despre, C., Caruana, D., Mignosi, A., Reberga, O., Correge, M., Gassot, H., . . . Girodroux-Lavigne, P. (2000). *Buffet Active Control - Experimental and Numerical Results*. Defense Technical Information Center Compilation Part Notice ADPO11113.
- Digney, J. (1977). *AN UPDATE ON SUPERSONIC STARTING AND STOPPING LOADS IN THE 5-FT. WIND TUNNEL*. Ottawa: NATIONAL AERONAUTICAL ESTABLISHMENT.
- Dixon, R. (1966). *ESTIMATES OF STARTING AND STOPPING LOADS IN THE N.A.E. 5 FOOT TRISONIC WIND TUNNEL*. Ottawa: NATIONAL AERONAUTICAL ESTABLISHMENT, LABORATORY MEMORANDUM.
- Drela, M. (2001). *XFOIL 6.9 User Primer*.
- Drela, Mark. (2007). *A User's Guide to MSES 3.05*. Mark Drela, MIT Department of Aeronautics and Astronautics.
- Dumitrescu, H. (1990). *Calculul elicei*. Bucuresti: Editura Academiei Romane.
- Dumitrescu, H.; Pricop, M. V.; Enache, C. (2008). The aerodynamic design of a 5KW horizontal axis wind turbine blade and composite manufacturing. Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospatiale "Aerospacial 2008", ISBN 978-973-0-05704-1. Bucharest: INCAS.**
- Dumitrescu, L. Z. (1969). *Cercetari în tuburile de șoc*. București: Editura Academiei Republicii România.
- Dupont, C., Tromba, A., Haemmerli, B., Diez, E., Molinari, G., & Karl, C. (2015). ALTAIR - Design & Progress on the Space Launch Vehicle Design. *7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES*. EUCASS.
- DYTRAN Instruments. (2013). *Introduction To Impulse Hammers*.
- Eppler, R., & Somers, D. M. (1980). *A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils*, NASA Technical Memorandum 80210. NASA Scientific and Technical Information Branch.
- ESA. (2009). *Space project management, Project planning and implementation*. Noordwijk, The Netherlands: ECSS Secretariat ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division.
- Ewald, B. (1998). *Wind Tunnel Wall Correction, AGARD-AG-336*. NEUILLY-SUR-SEINE: ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT.
- Fadgyas, M. C., Pricop, M. V., Niculescu, M. L., Cojocaru, M. G., & Dumitrache, A. (2017). Semi-empirical relations for pressure distributions in hypersonic regime. ICNAAM. Thessaloniki.**
- Fadgyas, M., Pricop, M., Niculescu, M., Cojocaru, M., & Dumitrache, A. (2017). Fast Computational Hypersonic Heat Flux Estimation. ICNAAM. Thessaloniki.**
- Faulkner, L. L. (2000). *Practical Fluid Mechanics for Engineering Applications*. John J. Bloomer.
- Fleeman, E. L. (2002). *Rocket Motor Design and Flight Performance Analysis for Tactical Missiles*. Georgia Institute of Technology.
- Gallas, Q., Mathew, J., Kasyap, A., Holman, R., Nishida, T., Carroll, B., . . . Cattafesta, L. (2002). Lumped Element Modeling of Piezoelectric-Driven Synthetic Jet Actuators, AIAA-2002-0125. AIAA.
- Gallas, Quentin. (2002). *LUMPED ELEMENT MODELING OF PIEZOELECTRIC-DRIVEN SYNTHETIC JET ACTUATORS FOR ACTIVE FLOW CONTROL* (Vol. A THESIS PRESENTED TO THE GRADUATE SCHOOL OF THE UNIVERSITY OF FLORIDA IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE). UNIVERSITY OF FLORIDA.
- Gallas, Quentin; Sheplak, Mark; Cattafesta, Louis N. (2005). *Design Optimization Tool for Synthetic Jet Actuators Using Lumped Element Modeling Final Report for NAG-1-03031*.
- gfortran, T. t. (2011). *Using GNU Fortran, For gcc version 4.7.0 (pre-release) (GCC)*. Boston: Free Software Foundation.
- Gheorghie, D., & Cristina, M. (2009). CONFLICTELE DE MUNCĂ ȘI MANAGEMENTUL ACESTORA. *Business & Leadership, Nr. 2 - 2009*, 85-98.
- Ghișe, C. (2015). *Algoritmi de optimizare în grafuri*. Bacău: Editura Cadrelor Didactice.
- Ghizdavu, V., Marin, N., & Pricop, M. V. (fără an). Some aspects regarding the simulation of the explosive forming, using the finite element method. ICMA S 2006 - International Conference on Manufacturing Systems, ISSN 1842-3183. Bucharest.**
- Ghouila-Houri, C., Viard, R., Gallas, Q., Merlen, A., Talbi, A., & Pernod, P. (2017). High temperature gradient micro-sensors for flow separation control. *Eurosensors*. Paris: MDPI, Basel, Switzerland.
- Gilb, T. (2005). Copyright © 2005 by Tom Gilb. Published and used by INCOSE with permission.
- Goethert, B. H. (1961). *Transonic Wind Tunnel Testing, AGARDograph No. 49*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Graham, A. (2011). *COMMUNICATIONS, RADAR AND ELECTRONIC WARFARE*. John Wiley & Sons, Ltd.
- Group, F. D. (1988). *Fluid dynamics Panel Working Group 15, Quality Assessment for Wind Tunnel Testing, AGARDograph No. 304*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- H. C. Garner, E. W. (1966). *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections, AGARDograph 109*. Paris: Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- H. Rosemann, J. B. (2000). SHOCK CONTROL BY ADAPTIVE ELEMENTS FOR TRANSPORTATION AIRCRAFT WINGS. *Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles*. Braunschweig, : RTO AVT Symposium.
- H. Yoshihara, H., & Spee, B. (1982). *Applied Computational Transonic Aerodynamics, AGARDograph No. 266*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- H.C. Garner, E. R. (1966). *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections, AGARDograph No. 109*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- H.H., P. (1958). *A method for the prediction of the onset of buffeting and other separation effects from wind tunnel*. AGARD Report 223.
- Hafezalkotob, A., Hoseinpour, E., & Damghani, K. (2017). A game theory approach for competition and cooperation among project's subcontractors with interaction activities. *Journal of Project Management* 2, 71–86.

- Hafezalkotob, Ashkan; Hoseinpour, Elahe; Damghani, Khalili. (2017). A game theory approach for competition and cooperation among project's subcontractors with interaction activities. *Journal of Project Management*, 71–86.
- HAN, E., HANTKE, M., & WARNECKE, G. (2011). *EXACT RIEMANN SOLUTIONS TO COMPRESSIBLE EULER EQUATIONS IN DUCTS WITH DISCONTINUOUS CROSS-SECTION*. Magdeburg University.
- Hartzuiker, J. (1979). *Towards New Transonic Wind Tunnels, AGARDograph No. 240*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Haupt, R., & Haupt, S. (2004). *PRACTICAL GENETIC ALGORITHMS*. Hoboken, New Jersey: A JOHN WILEY & SONS, INC., PUBLICATION.
- Hayes-McCoy, D. (2012). *DIRECT COMPUTATIONS OF A SYNTHETIC JET ACTUATOR, A thesis Submitted for the degree of Doctor of Philosophy*. School of Engineering and Design, Brunel University.
- Heikell, J. (20015). *ELECTRONIC WARFARE SELF-PROTECTION OF BATTLEFIELD HELICOPTERS: A HOLISTIC VIEW*. Helsinki : Helsinki University of Technology, Applied Electronics Laboratory Series E: Electronics Publications E18.
- Hemsh, M. (1992). *Tactical Missile Aerodynamics: General Topics, Volume 141, Progress in astronautics and aeronautics*. AIAA. High-Lift System Aerodynamics, AGARDograph No. 515. (1993). NEUILLY SUR SEINE: Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Hința, C. E., Hința (Mora), C., Țiclău, T. C., Gyorgy, J., Vázquez-Burguete, J. L., & Rodriguez, P. G. (2011). *MANAGEMENT ȘI LEADERSHIP ÎN ORGANIZAȚII PUBLICE, SUPORT DE CURS*. Cluj: Facultatea de Științe Politice, Administrative și ale Comunicării, Universitatea Babeș - Bolyai.
- Hirsch, C. (1990). *Numerical computation of internal and external flow, Volume 2: Computational methods for inviscid and viscous flows*. New York: John Wiley and Sons.
- Hirsch, C. (2007). *Numerical Computation of Internal and External Flows Volume 1*. Elsevier, ISBN: 978-0-7506-6594-0.
- Holmes, W. M. (1983). *Survey of Missile Simulation and Flight Mechanics Facilities in NATO, AGARDograph No. 279*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Horst, R., & Tuy, H. (1996). *Global Optimization*. Berlin: Springer Verlag.
- Hui, T., Shan, Z., Jabbar, M., Garcillan, L., Guo, F., Wood, N., & Warsop, C. (2006). Towards the Design of Synthetic-jet Actuators for Full-scale Flight Conditions Part 2: Low-dimensional Performance Prediction Models and Actuator Design Method. *Flow Turbulence Combust* (2007) (pg. 309-329). Springer Science + Business Media B.V. 2007.
- I. Stroescu, A. M. (1961). CERCETARI EXPERIMENTALE ASUPRA SUFLERIEI AERODINAMICE SUBSONICE A INSTITUTULUI DE MECANICA APLICATA „TRAIAN VUIA” AL ACADEMIEI R.P.R. *Studii si cercetari de mecanica aplicata, 4, anul XII*.
- IAI. (1999). *SK9811-05 Balance Second Order Matrix*. Engineering Division, Commercial Aviation Group, Israel Aircraft Industries, Ltd.
- Intel. (2008). *Intel® Fortran Compiler User and Reference Guides, Document number: 304970-005US*. INTEL.
- Intel. (2012). *An Overview of Programming for Intel® Xeon® processors and Intel® Xeon Phi™ coprocessors*.
- Ion, E. (2014). *MODALITĂȚI DE SOLUȚIONARE A CONFLICTELOR DE MUNCĂ ÎN CADRUL PROIECTELOR*. UNIVERSITATEA "ARTIFEX" DIN BUCUREȘTI, FACULTATEA MANAGEMENT-MARKETING.
- Ionescu, A. (2018). *Povești de supraviețuire*. București: Editura Aripa Argintii, ISBN 978-606-93900-7-8.
- Irimieș, L. M. (2012). *MEDIEREA CONFLICTELOR SI MANAGEMENTUL COMUNICARII. Communication, context, interdisciplinarity*. Târgu-Mureș: Universitatea Petru Maior.
- J. Delery, J. M. (1986). *Shock-Wave Boundary Layer Interactions, AGARDograph No. 280*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Jay H. Grinstead, M. C. (2010). *Shock tube and ballistic range facilities at NASA Ames Research Center*. NASA Ames Research Center; Moffett Field, CA, United States.
- Jensen, M., & Meckling, W. (1976). Theory of the Firm: Managerial Behavior, Agency Costs and Ownership Structure. *Journal of Financial Economics, October, V. 3, No. 4*, 305-360.
- Jewel B. Barlow, W. H. (1999). *Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition*. A Wiley-Interscience Publication John Wiley & Sons, Inc.
- Kania, W. (1981). *Tunelowe Badania Granicy Poczatku Buffetingu Skrzydla w Pod. Okolodzwiekowym Zakresie Prekosci Prace Insitutu Lotnictwa 87*.
- Karypis, G. (2011). *METIS A Software Package for Partitioning Unstructured Graphs, Partitioning Meshes, and Computing Fill-Reducing Orderings of Sparse Matrices*. Department of Computer Science & Engineering University of Minnesota Minneapolis, MN 55455.
- Köhler, M. (2011). *Development and Implementation of a Method for Solving the Laminar Boundary Layer Equations in Airfoil Flows*. Technische Universität Darmstadt.
- Kourta, A., Petit, G., Rosenblum, J.-P., & Courty, J.-C. (2005). Prédiction du tremblement en écoulement transsonique. *Académie des sciences*.
- Kuethe, A., & Chow, C.-Y. (1998). *Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design, Fifth Edition*. John Wiley & Sons.
- Kulfan, B., & Bussolletti, J. (2006). "Fundamental" Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes, AIAA-2006-6948. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference: The Modeling and Simulation Frontier for Multidisciplinary Design Optimization*. Portsmouth, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Kulfan, R. (1998). *Historic Background on Flat Plate Turbulent Flow Skin Friction and Boundary Layer Growth, HSR Airframe Technical Review*. Los Angeles, California: Boeing Commercial Airplane Group.

- Kuri-Morales, A., & Gutiérrez-García, J. (2002). Penalty Function Methods for Constrained Optimization with Genetic Algorithms: a Statistical Analysis. În *Lecture Notes in Computer Science, LNCS, volume 2313*. Springer.
- Kutz, D. M. (2014). *AN UPDATED PROCEDURE FOR TARE AND INTERFERENCE WIND TUNNEL TESTING OF STRUT-MOUNTED MODELS*, Master of Science Thesis. Texas A&M University.
- Lamar, J. E. (1976). *A Vortex-Lattice Method for the Mean Camber Shapes of Trimmed Noncoplanar Planforms with Minimum Vortex Drag*, NASA TN D-8090. Langley: Langley Research Center.
- Lăncrănjan, I., Nae, C., Pricop, M. V., Damian, D., & Udrea, M. (2009). **Air Flow And Environmental Wind Visualization Using A Cw Diode Pumped Frequency Doubled Nd:Yag Laser**. *INCAS Buletin, vol. I, Year I, ISSN 2066-8201*.
- Lăncrănjan, Ion; Nae, Cătălin; Pricop, Mihai Victor; Udrea, Mircea;. (2008). **Wind Tunnel Flow Field Analysis using a CW Diode Pumped Frequency Doubled Solid State Laser**. *Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospatiale "Aerospatial 2008", ISBN 978-973-0-05704-1*. Bucharest: INCAS.
- Lee, B. (2001). Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds. *Progress in Aerospace Sciences* 37, 147-196.
- Liptak, C. (2013). MANAGEMENT vs LEADERSHIP. *Rotary District 2241, România și Republica Moldova*.
- LOCKHEED MARTIN. (2002). *High Speed Wind Tunnel and Test Systems Design Handbook*, PUBLICATION NUMBER AER-EIR-13552-E. LOCKHEED MARTIN MISILES AND FIRE CONTROL.
- LOCKHEED MARTIN MISILES AND FIRE CONTROL. (2002). *High Speed Wind Tunnel and Test Systems Design Handbook*, PUBLICATION NUMBER AER-EIR-13552-E. LOCKHEED MARTIN.
- Lundry, J. L. (1968). *A NUMERICAL SOLUTION FOR THE MINIMUM INDUCED DRAG, AND THE CORRESPONDING LOADING, OF NONPLANAR WINGS*, DAC-66900. THE MCDONNELL DOUGLAS CORPORATION.
- Lupea, I. (2012, 2). Considerations On The Helmholtz Resonator Simulation And Experiment. *Proceedings Of The Romanian Academy, Volume 13*, pg. 118–124.
- Mabey, D. (1967). *Measurements of Wing Buffeting on a Scimitar Model*. 1967: Ministry of Aviation, Aeronautical Research Council.
- Mabey, D. G. (1966). *Comparison of Seven Wing Buffet Boundaries Measured in Wind Tunnels and in Flight*. Ministry of Aviation, Aeronautical Research Council.
- Marin, N., Pricop, M. V., & Ghizdavu, V. (2008). **Simularea deformarii prin explozie a unui tub ondulat din aliaj de aluminiu. Comparatie cu rezultatele experimentale**. *Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospatiale "Aerospatial 2008", ISBN 978-973-0-05704-1*. București: INCAS.
- Marinescu, A. (1970). *Metode, aparate si instalatii de masura in aeromecanica*. Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- Marini, M., Di Clemente, M., Guidotti, G., Rufolo, G., Lambert, O., Joiner, N., . . . Denaro, A. (2017). *Aeroshape Trade-Off and Aerodynamic Analysis of the Space Rider Vehicle*. *7th EUCASS, European Conference for Aeronautics and Space Sciences, 2017*.
- Markelov, G. (2014). *AO/1-7999/14/NL/SW Assessment of the Key Aerothermodynamic Elements for the Realization of a RAM-EP Concept*. Nordweijk: European Space Agency.
- Martínez, D., & Fernández-Rodríguez, J. (2015). Artificial Intelligence applied to project success: a literature review. *International Journal of Artificial Intelligence and Interactive Multimedia, Vol. 3, N°5*.
- Masys, A. (2010). *FRATRICIDE IN AIR OPERATIONS OPENING THE BLACK-BOX: REVEALING THE 'SOCIAL'*, Thesis submitted for the degree of Doctor of Philosophy at the University of Leicester. University of Leicester.
- Maydew, R. (1962). *COMPILATION AND CORRELATION OF MODEL STARTING LOADS FROM SEVERAL SUPERSONIC WIND TUNNELS*. Sandia Corporation, Contractor for U.S. Atomic Energy Commission.
- Mayer, J. (1948). *A limit pressure coefficient and an estimation of limit forces on airfoils at supersonic speeds*, NACA RM Nr. L8F23. Langley Field, Va.: Langley Aeronautical Laboratory.
- Middleton, H. W. (1964). *A NUMERICAL METHOD FOR THE DESIGN OF CAMBER SURFACES OF SUPERSONIC WINGS WITH ARBITRARY PLANFORMS*. NASA Langley Research Center.
- Mihai M. Niță, F. V. (1985). *Avioane si Rachete Concepte de Proiectare*. Bucuresti: Editura Militara.
- Mitchell, M. (1995). *Genetic Algorithms: An Overview*. Santa Fe Institute.
- Moran, J. (1984). *An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics*. Minnesota: John Wiley & Sons.
- Munoz, V. (2015). *DISEÑO DE ALGORITMOS DE GUERRA ELECTRONICA Y RADAR PARA SU IMPLEMENTACION EN SISTEMAS DE TIEMPO REAL*, Thesis Doctoral. DEPARTAMENTO DE SISTEMAS, SENALES Y RADIOCOMUNICACIONES, Escuela Tecnica Superior de Ingenieros de Telecomunicacion, Universidad Politecnica de Madrid.
- Munteanu, F. (2010). *Manualul Calității la Sufleria Trisonică*. București: INCAS.
- Munteanu, F., Ivanovici, A., & Demetrescu, T. (2001). *Sudiu privind metodele de îmbunătățire a preciziei încercărilor în sufleria de mare viteză*. București: INCAS.
- Munteanu, F., Ivanovici, A., & Demetrescu, T. (2002). *Analiza incertitudinii determinării coeficienților de forțe și momente cu ajutorul balanțelor tensometrice interne cu șase componente*. București: INCAS.
- Munteanu, Florin; Ivanovici, Anton; Demetrescu, Teodor. (2003). *Elaborarea metodei și programului de calcul pentru determinarea incertitudinilor de experimentare în suflerie*. București: INCAS.
- Mylene, T., & Coustols, E. (2006). Numerical prediction of shock induced oscillations over a 2D airfoil: Influence of turbulence modelling and test section walls. *International Journal of Heat and Fluid Flow* 27, 661-670.
- Nae, C. (1994). Procedură pentru aplicarea corecțiilor de suflerie asupra rezultatelor experimentale obținute în regim subsonic ridicat. *Raport IMFZ, cod:P-1496*.
- Nae, C.; Pricop, M. V.; Munteanu, F.;. (2007). **Buffeting Alleviation using Active Flow Control**. *2nd EUCASS, European Conference for Aeronautics and Space Sciences*.

- Nae, C.; Pricop, M. V.; Stancu, I. (2005). Exemple de utilizare avansata a sistemelor CAD cu aplicatie in proiectul AeroTaxi. *Conferinta Aerospacial 2005*, ISBN 973-0-03993-3. București: INCAS.
- Nae, Cătălin; Bașa, Mihai; Pricop, Mihai Victor. (2003). Mobile Computing Using Grid Technology. *Proceedings, CSCS-14, 14th INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL SYSTEMS AND COMPUTER SCIENCE*, ISBN 973-8449-17-0.
- Nae, Cătălin; Munteanu, Florin; Pricop, Victor; Stoica, Cornel;. (2008). Studies on the unsteady shock wave – boundary layer interaction. *Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospaciale “Aerospacial 2008”*, ISBN 978-973-0-05704-1. Bucharest: INCAS.
- Nae, Cătălin; Pricop, Mihai Victor;. (2010). Evaluation of a High Lift System with Oscillatory Blowing in 2.5D Configuration. *INCAS BULLETIN, VOLUME 2, Number 2, April-June 2010*, ISSN 2066-8201.
- Nae, Cătălin; Pricop, Mihai Victor; Cojocaru, Marius Gabriel. (2012). High Speed Flow Control Using Synthetic Jet Actuators. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2012) J. Eberhardsteiner et.al. (eds.) Vienna, Austria, September 10-14, 2012*.
- Nae, Cătălin; Pricop, Mihai Victor; Stancu, Iulian; Floriean, Mihai. (2005). Conceptual Design for AeroTAXI Cost Effective Small Aircraft. *Conferinta Aerospacial*, ISBN 973-0-03993-3. București: INCAS.
- Neculai, A. (2009). *CRITICA RAȚIUNII ALGORITMILOR DE OPTIMIZARE FĂRĂ RESTRICȚII*. București: Editura Academiei Române.
- Niculescu, M. L., Cojocaru, M. G., Fadgyas, M. C., Pepelea, D., & Stoican, M. G. (2016). A new computational method for reacting hypersonic flows. *ICNAAM 2016, Rhodes*, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4992158>. Rhodes, Greece.
- Niculescu, M. L.; Cojocaru, M. G.; Pricop, M. V. (2012). Analysis of Aerodynamic Field and Noise of a Small Wind Turbine. *Proceedings of 9th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences (ICNPAA 2012)*. Vienna.
- Niculescu, M. L.; Cojocaru, M. G.; Pricop, M. V.; Pepelea, D.;. (2015). Computations of the Shock Waves at Hypersonic Velocities Taken into Account the Chemical Reactions that Appear in the Air at High Temperatures. *3rd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS 2015*, ISSN 2066 – 8201. Bucharest: 129–133.
- Niculescu, M., Cojocaru, M., Pricop, M., Fadgyas, M., Stoican, M., & Pepelea, D. (2017). Hypersonic Gas Dynamics of a Marco Polo Reentry Capsule. *ICNAAM. Thessaloniki*.
- Niessner, H. (1981). Comparison of Different Numerical Methods for Calculating One-dimensional Unsteady Flows. *Vierteljahrsschrift der Naturforschenden Gesellschaft in Zürich* 126/2, 99-127.
- Niță, M. (2013). *Contributions to Aircraft Preliminary Design and Optimization*, PhD Thesis ISBN 978-3-8439-1163-4. Hamburg: University of Applied Sciences.
- Niță, M. M. (1973). *Teoria Zborului Spatial*. Bucuresti: Editura Academiei Republicii Socialiste Romania.
- NRCNA. (2005). *Measuring Performance and Benchmarking Project Management at the Department of Energy*. Washington: THE NATIONAL ACADEMIES PRESS, NATIONAL RESEARCH COUNCIL OF THE NATIONAL ACADEMIES.
- Onel, A., Afilipoe, T., Neculăescu, A., & Pricop, M. (2017). Mathematical model for fast drag coefficient estimations with application to small launcher optimisation. *INCAS Bulletin*.
- P. B. Earnshaw, A. R. (1992). *A STUDY OF THE USE OF HALF-MODELS IN HIGH-LIFT WIND-TUNNEL TESTING*. Farnborough : Defence Research Agency.
- Panel, F. D. (1997). Advanced Aerodynamic Measurement Technology, AGARDograph No. 601. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Pena, R. (2009). *Project management: a simulation-based optimization method for dynamic time-cost tradeoff decisions*, Master Thesis. New York: Rochester Institute of Technology.
- Petrișor, E. (2011). *Simulare Monte Carlo*. București: Editura Politehnica.
- Pintilescu, R. (2012). *Manual de Bune Practici Leadership în dezvoltare regională*. Agenția pentru Dezvoltare Regională Nord-Est.
- Pîrvu, C., Boșcoianu, C., Pricop, M., & Deleanu, L. (2016). BIRD STRIKE DAMAGE ASSESSMENT FOR AN AIRCRAFT TAIL PLANE. *MECHANICAL TESTING AND DIAGNOSIS SCIENTIFIC JOURNAL, Issue 4*.
- Pope, A. (1961). *Wind Tunnel Calibration Techniques*, AGARDograph No. 54. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- Pope, A., & Goin, K. (1965). *High-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons, Inc. Library of Congress Card Number: 65-21435.
- Pope, A.; Harper, J. J. (1966). *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons, Inc.
- Prason N. Desai, R. A. (1999). Entry Trajectory Issues for the Stardust Sample Return Capsule. *International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems*. Arcachon.
- Pricop M. V.; Cojocaru, M. G.; Niculescu, M. L.; Boșcoianu, M.;. (2015). Earth Reentry Tool for Preliminary Mission Analysis. *INCAS Bulletin, Volume 7 Issue 2/2015*, ISSN 2247-4528, ISSN 2066-8201, 123–127.
- Pricop, M. V. (2005). A Simple Method to Adapt Unstructured Tetrahedral Meshes to Boundary Layers. *5-th Meeting On Applied Scientific Computing and Tools – Grid Generation, Approximation and Visualisation, MASCOT*, ISSN 1098-870X. Lecce.
- Pricop, M. V. (2010). Towards electric propulsion. *INCAS BULLETIN, Volume II, Number 1, January-March 2010*, ISN 2066-8201.
- Pricop, M. V. (2012). Solid Topology Optimization Using Truss Lattices. *INCAS BULLETIN VOLUME 4, ISSUE 3, ISSN 2066-8201*.

- Pricop, M. V., Boşcoianu, M., Nae, C., & Cojocaru, M. G. (2017). Microfighter As An Alternative To Fourth Generation Fighter Planes. *AFASES 2017*, DOI: 10.19062/2247-3173.2017.19.1.19. Braşov.
- Pricop, M. V., Cojocaru, M. G., Stoica, C. I., Neculăescu, A. M., Perşinaru, A. G., & Boşcoianu, M. (2016). Glide Back Booster Wind Tunnel Model Testing. *ICNAAM 2016*, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4992593>. Rhodes.
- Pricop, M. V., Fadgyas, M. C., Niculescu, M. L., & Cojocaru, M. G. (2017). Comparison of different methods for fast computation of aerodynamic pressure coefficients and heat fluxes in hypersonic regime, 5th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences. *NMAS 2017*, ISSN 2066–8201, ISSN–L 2066–8201. Bucharest.
- Pricop, M. V., Nae, C., Stoica, C. I., & Munteanu, F. (2015). Wind Tunnel Investigation of a High Lift System with Pneumatic Flow Control. *DLR-Symposium "High-Lift System Research - celebrating 10 years of DLR-F15"*, DLR-Braunschweig, 07-09.12.2015. Braunschweig.
- Pricop, M. V., Niculescu, M. L., Cojocaru, M. G., & Bârsan, D. (2012). Design, analysis and testing of small, affordable HAWT rotors. *Proceedings of the 10th International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics 2012 (ICNAAM 2012)*, DOI: 1063/1.475683. Kos: American Institute of Physics.
- Pricop, M. V., Stoica, C. I., Munteanu, F., Cojocaru, M. G., & Rosenblum, J. P. (2015). Incremental Wind Tunnel Testing of High Lift Systems. *DLR-Symposium "High-Lift System Research - celebrating 10 years of DLR-F15"*, DLR-Braunschweig, 07-09.12.2015. Braunschweig.
- Pricop, M. V., Stoica, C., Munteanu, F., & Rosenblum, J. P. (2012). Wind Tunnel Testing of Passive High-Lift Systems. *INCAS BULLETIN, VOLUM 4, Issue 1, January – March 2012*.
- Pricop, M. V.; Andrei, I. C.; Boşcoianu, M. (2013). APPLICATION OF MODIFIED NEWTON FLOW MODEL TO EARTH REENTRY CAPSULES. *Caius Iacob 2013 Conference*, ISSN 2247–0131, ISSN-L 2067-4414. Bucharest.
- Pricop, M. V.; Bobonea, A. (2013). Design of Horizontal-Axis Wind Turbine Using Blade Element Momentum Method. *11th International Conference on Numerical Analysis and Applied Mathematics, Rhodes, Greece*. Rhodes: American Institute of Physics, pg.1241-1244-<http://scitation.aip.org/proceedings/volum>.
- Pricop, M. V.; Boşcoianu, M.; Crunţeanu, D. E.; (2015). Incremental Wind Tunnel Testing of High Lift Systems. *ICNAAM 2015, September 2015, Rhodes, Greece, AIP Conf. Proc. 1738, 410005 (2016)*; Rhodes: American Institute of Physics.
- Pricop, M. V.; Boşcoianu, M.; Crunţeanu, D. E.; (2015). Wind Tunnel Investigation of a High Lift System with Pneumatic Flow Control. *ICNAAM 2015, September 2015, AIP Conf. Proc. 1738, 410006 (2016)*; Rhodes: American Institute of Physics. Preluat de pe <http://dx.doi.org/10.1063/1.4952207>
- Pricop, M. V.; Breabăn, M. C.; Felcher, A. (2014). Numerical Tools for the Preliminary Design of an Affordable Airborne Carrier Dedicated to Small Space Launchers. *2nd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS, 2014, ISSN 2360-1809*. Bucharest.
- Pricop, M. V.; Bunea, M.; (2014). SOLID TOPOLOGY OPTIMIZATION USING TRUSS LATTICES FOR LOW VOLUME FRACTION. *MTA REVIEW Vol. XXIV, No. 3, Sep. 2014, ISSN 1843-3391*.
- Pricop, M. V.; Bunea, M.; Nedelcu, R. (2016). Truss Systems and Shape Optimization. *ICNAAM 2016*, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4992593>. Rhodes.
- Pricop, M. V.; Cojocaru, M. G.; Fadgyas, M. C.; Boşcoianu, M.; (129-136). Signal processing and analysis in a buffet onset wind tunnel campaign. *INCAS Bulletin, Volume 7 Issue 2/2015, ISSN 2247-4528, ISSN 2066-8201*, 2015.
- Pricop, M. V.; Constantinescu, S. G.; Bălan, G. (2013). Unmanned Aerial Vehicles, A New Tool Dedicated To Environmental Researchers. *ISBN 978-606-613-067-7, Environmental Engineering and Sustainable Development, Alba Iulia, Romania, May 23-25th, 2013*. Alba-Iulia.
- Pricop, M. V.; Fuiorea, I.; Ghizdavu, V.; (2007). A metod to assess mechanical properties of composite materials. *THE 32ND INTERNATIONAL SCIENTIFIC CONFERENCE "MODERN TECHNOLOGIES IN THE XXI CENTURY"*, ISBN 978-973-640-127-5. Bucharest.
- Pricop, M. V.; Işper, M.; Crunţeanu, D.; (2010). Analysis for a wing nacelle configuration. *INCAS BULLETIN, Volume 2, Number 2, April – June 2010, ISSN2066-8201*.
- Pricop, M. V.; Marin, N.; Ghizdavu, V. (2009). Unele aspecte privind simularea deformării prin explozie a pieselor cilindrice folosind metoda elementului finit. *Proceedings of the International Conference on Manufacturing Systems – ICMaS 2009, ISSN 1842-3183*. Bucharest: University POLITEHNICA of Bucharest, Machine and Manufacturing Systems Department.
- Pricop, M. V.; Nae, C. (2005). Tehnici CFD dezvoltate la INCAS – Agglomeration Multigrid si paralelizare MPI. *Conferinta Aerospacial 2005, ISBN 973-0-03993-3*. Bucureşti: INCAS.
- Pricop, M. V.; Nae, C.; Stănică, C.; (2007). Automatic initial geometric modeling for two classes of airplanes. *THE 32ND INTERNATIONAL SCIENTIFIC CONFERENCE "MODERN TECHNOLOGIES IN THE XXI CENTURY"*, ISBN 978-973-640-127-5. Bucharest: Military Technical Academy.
- Pricop, M. V.; Niculescu, M. L.; Cojocaru, M. G.; Bârsan, D.; (2012). Design, Analysis and Testing of Small and Efficient Horizontal-Axis Wind Turbine Rotors. *Proceedings of High Performance Engineering Solutions*. Sinaia.
- Pricop, M. V.; Zaharoviţ, A. (2014). Solid Topology Optimization Using Truss Lattices. *2nd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS, 2014, ISSN 2360-1809*. Bucharest.
- Pricop, M. V.; Stoica, C.; Munteanu, F.; Niculescu, M. L.; Cojocaru, M. G.; Panait, A. M.; (2014). High Speed Testing For Reentry Vehicles. *International Conference of Aerospace Sciences, Aerospacial 2014, Bucharest, 18-19 September 2014, ISSN 2067-8622, ISSN-L 2067-8614*. Bucharest.
- Pricop, M., Floriean, M., & Craioveanu, G. (2009). Georges Craioveanu, Scaled Radio Controlled Platform. *INCAS Buletin, vol. I, Year I, ISSN 2066-8201*.

- Pricop, Mihai Victor; Fuiorea, Ion; Marin, Nicolae. (2008). **O problema de elasticitate liniara plana pentru materiale anizotropice, rezolvata cu un program paralelizat. Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospatiale "Aerospacial 2008", ISBN 978-973-0-05704-1. București: INCAS.**
- Pricop, Mihai Victor; Marin, Nicolae. (2010). **Aerodynamic parametric study for a small UAV. Aerospacial 2010, ISSN-2066-8201. Bucharest: INCAS.**
- Pricop, Mihai Victor; Niță, Cornelia. (2010). **A two-dimensional linear elasticity problem for anisotropic materials, solved with a parallelized code. INCAS BULLETIN, VOLUME 2, Number 3, July-September 2010, ISSN-2066-8201.**
- Prieve, D. C. (2000). *A Course in Fluid Mechanics with Vector Field Theory*. Department of Chemical Engineering, Carnegie Mellon University.
- Pywell, M. (2013). *DEVELOPMENT AND MANAGEMENT OF HIGH-FIDELITY TEST TECHNOLOGY FOR COMPREHENSIVE PERFORMANCE EVALUATION OF ELECTRONIC WARFARE SYSTEMS IN MULTI-THREAT ENVIRONMENTS, A thesis submitted in partial fulfilment for the requirements for the degree of Doctor of Phi*. University of Central Lancashire.
- R.A. Micheltree, C. F. (fără an). *Subsonic Dynamics of Stardust Sample Return Capsule*. NASA Technical Memorandum 110329.
- R.A. Mitcheltree, J. M. (1997). *Aerodynamics of the Mars Microprobe Entry Vehicles*, AIAA 97-3658. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- R.A. Mitcheltree, R. W. (1997). *Aerodynamics of Stardust Sample Return Capsule*, AIAA 97-2304. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- Radu, M. (2015). *TEZĂ DE DOCTORAT, NECESITATEA ȘI VALOAREA MANAGEMENTULUI DE PROIECT ÎN ORGANIZAȚII*. Cluj: Universitatea Babeș-Bolyai, Facultatea de Științe Economice și Gestiunea Afacerilor.
- Radu, Marius. (2015). *PROJECT-DRIVEN SOFTWARE BUSINESS IN TRANSILVANIA – A CASE STUDY. The Annals of the University of Oradea. Economic Sciences, Tom XXIV -2015 - 1st issue / July, 1322-1331.*
- Rangi, R., & Dixon, R. (1963). *STARTING AND STOPPING LOADS EXPERIENCED IN THE N.A.E. 5 FT. X 5 FT. BLOWDOWN WIND TUNNEL. 19th Semi-Annual Supersonic Tunnel Association Meeting at the National Aeronautical Establishment, National Research Council, Ottawa, Canada, May 16 and 17, 1963.*
- Ravi, B., & Mittal, R. (2006). *Numerical Study of Large Aspect-Ratio Synthetic Jets*, Air Force Office of Scientific Research grant FA 9550-05-1-0169. AIAA.
- Rebaine, A., Khalid, M., Broughton, C., & Ellis, F. (2002). *NUMERICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE FLOWFIELD IN A BLOWDOWN WIND TUNNEL. ICAS Congress.*
- Richard Morisson, M. J. (1962). *Design Data for Aeronautics and Astronautics, A Compilation of Existing Data*. John Wiley & Sons, Inc., Publishers.
- Richardson, D. (1985). *AN ILLUSTRATED GUIDE TO THE TECHNIQUES AND EQUIPMENT OF ELECTRONIC WARFARE, A revealing insight into one of the most closely guarded area of military activity: the clandestine world where threat and countermeasure battle constantly for supremacy*. London: Salamander Books Limited.
- Rienstra, S., & Hirschberg, A. (2014). *An Introduction to Acoustics Eindhoven University of Technology*. S.W. Rienstra & A. Hirschberg 2004.
- Robert A. Micheltree, C. M. (1999). *Subsonic Static and Dynamic Aerodynamics of Blunt Entry Vehicles. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, AIAA 99-1020.*
- ROMAN, L. (2016). *CERCETĂRI PRIVIND OPTIMIZAREA SUSPENSILOR AUTOTURISMELOR EXPLOATATE ÎN ROMÂNIA*. Sibiu: UNIVERSITATEA "LUCIAN BLAGA" DIN SIBIU FACULTATEA DE INGINERIE DEPARTAMENTUL DE INGINERIE INDUSTRIALA SI MANAGEMENT.
- Rosenblum, J. P. (2010). *Requirements for INCAS 2.5D test of passive concepts, Presentation in JTI SFWA WP 1.1.4.*
- Rugescu, D. R., Predoiu, C., Nae, C., Băcăran, R. F., & Pricop, M. V. (2008). Isochoric low speed processes within calorimeters show unexpected chemical freezing. Proceedings, Conferinta Internationala de Stiinte Aerospatiale "Aerospacial 2008", ISBN 978-973-0-05704-1. Bucharest: INCAS.**
- Rujoiu, M. (2011). *Tips & Tricks în management și leadership*. București: Extreme Training.
- Sartor, F. (2014). *THÈSE, Unsteadiness in transonic shock-wave/boundary-layer interactions: experimental investigation and global stability analysis*. Marseille: AIX-MARSEILLE UNIVERSITÉ.
- Saynisch, M. (2010). *Beyond Frontiers of Traditional Project Management: An Approach to Evolutionary, Self-Organizational Theory and the Complexity Theory*. Munich: SPM-CONSULT - Systems and Service in Project Management.
- Scanivalve. (2016). *DSA3217/3218 Series Pressure Scanner Digital Sensor Array Operation and Service Manual*. Liberty Lake: Scanivalve Corp.
- Șerban, I. I. (2012). *CERCETĂRI PRIVIND OPTIMIZAREA CONSTRUCTIVĂ SI FUNCȚIONALĂ A UNOR COMPONENTE DIN SISTEMELE MOTORULUI SI AUTOMOBILULUI*. Brașov: UNIVERSITATEA „TRANSILVANIA“ DIN BRASOV FACULTATEA DE INGINERIE MECANICĂ DEPARTAMENTUL D02 „PRODUSE HIGH-TECH PENTRU AUTOVEHICULE”.
- Shindo, S. (fără an). *Simplified Tunnel Correction Method*. J. AIRCRAFT, VOL. 32, NO. 1: ENGINEERING NOTES.
- Sigmund, O. (2001). Sigmund, O.: *A 99 Line Topology Optimization Code Written in MATLAB. Structural and Multidisciplinary Optimization. Structural and Multidisciplinary Optimization, 120-127.*
- Simionescu, I., Dranga, M., & Moise, V. (1995). *Metode Numerice in Tehnica, aplicatii in FORTRAN*. Bucuresti: Editura Tehnica.
- Sippola, J. (2014). *IMBUING AIRBORNE ELECTRONIC WARFARE SELF-PROTECTION – POSSIBILITIES TO DISGUISE, Master thesis*. National Defence University of Finland.
- Slooff, J., & Schmidt, W. (1994). *Computational Aerodynamics Based on the Euler Equations, AGARDograph No. 325*. Advisory Group for Aerospace Research & Development.

- Slușanschi, E., Zaharoviț, A., Stegaru, S., Carabaș, M., & Pricop, M. V. (2015). Shared memory parallelization of the Conjugate Gradient linear system solver of a FEM topology optimization code. *RoEduNet Conference NER'15, September 24-26, 2015, ISSN: 2068-1038, Print ISBN: 978-1-4673-8179-6*. Bucharest.
- Souvik, S. (2013). Optimization of Geometry of Microfabricated Piezoelectric Actuator. *International Journal of Engineering Trends and Technology (IJETT) - Volume4 Issue4 April*.
- Stanciu, L. (2004). *ABORDĂRI TEORETICE ALE CONFLICTULUI ORGANIZAȚIONAL*. Sibiu: Academia Forțelor Terestre "Nicolae Bălcescu".
- Ștefancu, T.-V., & Ionescu, A. (2018). *AVIONUL Mig-21 LanceR 20 DE ANI DE SERVICIU OPERATIV*. București: Editura Aripă Argintii.
- Ștefănescu, D. M. (2011). *Handbook of Force Transducers, Principles and Components*, 978-3-642-18295-2. Springer, Berlin, Heidelberg.
- Storn, R., & Price, K. (1997). Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces. *Journal of Global Optimization* 11, 341–359.
- Stroescu, I., & Marinescu, A. (1961). CERCETĂRI EXPERIMENTALE ASUPRA SUFLERIEI AERODINAMICE SUBSONICE A INSTITUTULUI DE MECANICA APLICATA „TRAIAN VUIA” AL ACADEMIEI R.P.R. *Studii și cercetări de mecanică aplicată*, 4, anul XII.
- TASK CORPORATION. (1975). *PRELIMINARY CALIBRATION OF THE 2.0 MK XXVI A INTERNAL BALANCE*. Anaheim: JOY AEROPRODUCTS.
- Taylor, T. (1974). *Numerical Methods for Predicting Subsonic, Transonic and Supersonic Flow*, AGARDograph No. 187. Advisory Group for Aerospace Research & Development.
- TEM. (1980). *USE OF SIX COMPONENT STRAIN GAUGE BALANCE*. Crawley: TEM Engineering Limited.
- Teodorescu, D. (1982). *Modele stohastice optimizate*. București: Editura Academiei Republicii Socialiste România.
- Ternoy, F., Dandois, J., David, F., & Pruvost, M. (2013). Overview of Onera Actuators for Active Flow Control. *Aerospace Lab, ONERA, Issue 6*.
- Trandafir, R. (2004). *Modele și algoritmi de optimizare*. București: Editura AGIR.
- Trifu, Octavian. (2001). *Procedura pentru aplicarea corecțiilor de pereți solizi asupra rezultatelor obținute la încercările de forțe și momente efectuate în sufleria trisonică în regim subsonic subcritic*. București: INCAS.
- Trifu, Octavian. (2002). *Elaborarea algoritmului și a programelor pentru calculul și aplicarea corecțiilor de pereți*. București: INCAS.
- Vaida, G. (2016). *Avionul IAR-93 Oameni și Fapte*. Global Media Sibiu.
- Voian, Ș. (1992). *STUDIU DE SINTEZA privind MODERNIZAREA AVIOANELOR DE LUPTA DIN GENERAȚIA ANILOR 1965-'75 (generația a III-a) LA NIVELUL CERINTELOR ACTUALE*. București.
- Vuković, D. (1996). GENERALIZATION OF DATA REDUCTION ROUTINES FOR MODEL ATTITUDE, FORCE AND MOMENT MEASUREMENTS IN THE WIND TUNNELS OF THE AERONAUTICAL INSTITUTE ZARKOVO. *ICAS-96*. Zarkovo.
- Vuković, Đ., & Damjanović, D. (2015). On the Use of Load-Transformation Matrices When Working with Internal Wind Tunnel Balances. *FME Transactions*, Vol. 43, No 1, 21-29.
- Vuković, D., Ćurčić, D., Marinkovski, D., Damjanović, D., Samardžić, M., & Vitić, A. (2014). LIVING WITH SUPERSONIC STARTING LOADS IN THE T-38 TRISONIC WIND TUNNEL OF VTI. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Sankt Petersburg.
- Vukovic, S. S., & Damjanovic, D. B. (2016). THERMAL EFFECTS INFLUENCING MEASUREMENTS IN A SUPERSONIC BLOWDOWN WIND TUNNEL. *THERMAL SCIENCE*, Vol. 20, No. 6, 2101-2112.
- W. Jessen, W. S. (2010). Experimental Investigation of Unsteady Shock Wave-Boundary Layer Interaction. *ESWIRP Workshop ETW GmbH Cologne*. Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University.
- Whitty, S. (2009). *A New Philosophy of Project Management An investigation into the prevalence of modern project management by means of an evolutionary framework, Ph.D. Thesis*. Queensland: The University of Queensland, School of Information Technology and Electrical Engineering.
- Wild, J. (2012). Experimental investigation of Mach- and Reynolds-number dependencies of the stall behaviour of 2-element and 3-element high-lift wing sections. *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-0108*. Tennessee: AIAA.
- Wild, J. W. (2009). *Large scale separation flow control experiments within the German Flow Control Network*. AIAA Paper 2009-0530.
- Winter, K., & Brown, C. (1957). *Loads on a Model during Starting and Stopping of an Intermittent Supersonic Wind Tunnel*. London: MINISTRY OF SUPPLY, AERONAUTICAL RESEARCH COUNCIL CURRENT PAPERS.
- Wood, W. A. (1997). *Hypersonic Pitching-Moment Shift for Stardust Reentry Capsule Forebody*, NASA/TM-97-206266. Langley: Langley Research Center, Hampton, Virginia.
- Wright, J. K. (1961). *Shock Tubes (Methuen's Monographs on Physical Subjects)*. Methuen / Wiley.
- Wygant, I., & Kupnik, M. (2008). Analytically Calculating Membrane Displacement and the Equivalent Circuit Model of a circular CMUT Cell. *IEEE International Ultrasonics Symposium Proceedings, DARPA SPAWAR Grant N66001-06-1-2032*.
- Wygant, Ira O.; Kupnik, Mario; Khuri-Yakub, Butrus T. (2008). Analytically Calculating Membrane Displacement and the Equivalent Circuit Model of a Circular CMUT Cell. *IEEE International Ultrasonics Symposium Proceedings*. ©2008 IEEE.
- Xiao, Q., Tsai, H., & Liu, F. (2006). Numerical Study of Transonic Buffet on a Supercritical Airfoil. *AIAA JOURNAL* Vol. 44, No. 3.
- Yeniay, Ö. (2005). PENALTY FUNCTION METHODS FOR CONSTRAINED OPTIMIZATION WITH GENETIC ALGORITHMS. *Mathematical and Computational Applications*, Vol. 10, No. 1, 45-56.

Zijie, Z., Xudong , R., Chao , G., Juntao , X., Feng , L., & Shijun, L. (2013). Experimental Study of Shock Wave Oscillation on SC(2)-0714 Airfoil, AIAA 2013-0537. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region): American Institute of Aeronautics and Astronautics.

8 SCURT REZUMAT AL TEZEI DE DOCTORAT

Teza de doctorat intitulată “Contribuții la managementul proceselor de aerodinamică experimentală cu aplicații în aeronautică și spațiu” cuprinde contribuțiile autorului în dezvoltarea domeniului aerodinamicii experimentale pentru aplicații aerospațiale industriale și în dezvoltarea domeniului de management la nivel de departament de cercetare-dezvoltare. Studiile de aerodinamică experimentală în zona de aviație contribuie la dezvoltarea tehnologiei de curgere laminară ca factor disruptiv de eficientizare a transportului aerian. Aceste cercetări sunt legate de optimizarea experimentală a sistemelor de hipersustentație (utilizând controlul pasiv și activ al curgerii) și de identificarea/controlul activ al fenomenului de buffet (pentru o aripă laminară relevantă pentru un avion de transport), toate contribuțiile fiind premiere la nivel național. Sunt prezentate instrumentele software dezvoltate pentru fiecare caz în parte, ca fiind elementele centrale ale cercetării. Pentru domeniul spațial teza include o serie de patru cercetări relevante pentru vehiculele de reîntregire, ca tehnologii cheie în recuperarea și reutilizarea unor trepte din componența lansatoarelor spațiale, ca procedeu revoluționar. Contribuțiile din managementul domeniului cercetare-dezvoltare la nivel de departament includ elemente de managementul proiectelor cu realizarea unor instrumente software pentru optimizarea procesului (Monte-Carlo pe structura de defalcare și aplicarea programării lineare pentru optimizarea portofoliului de activități de aerodinamică experimentală). Pentru a identifica tipurile de proiecte accesibile s-au trecut în revistă potențialul, oportunitățile și rolul posibil în proiectele naționale, europene și ale ESA, cu exemple concrete din proiectele realizate. S-au elaborat și realizat strategii de modernizare și instrumente software pentru optimizarea capacităților CD în laboratoare (optimizator evolutiv profile aerodinamice în regim incompresibil, optimizator scară model și regimuri în tunelul supersonic). Teza include și două inițiative strategice, denumite Microfighter și Strike Lancer, inițiative în măsură să contribuie pe termen lung la dezvoltarea capacităților aerospațiale la nivel național.

The PhD thesis titled "Contributions to experimental aerodynamic processes management with applications in aeronautics and space" includes the contributions of the author in the development of the experimental aerodynamics field for industrial aerospace applications and in the development of the field of management at the level of the research and development department. Experimental aerodynamics studies in the aviation area contribute to the development of laminar flow technology as a disruptive factor for the efficiency of air transport. These investigations are related to the experimental optimization of the high-lift systems (using passive and active flow control) and the identification/active flow control of the buffet phenomenon (for a laminar wing relevant to a transport aircraft), all being pioneering work at a national level. The software tools developed for each case are presented as the central elements of the research. For the space domain, the thesis includes a series of four researches relevant to reentry vehicles as key technologies in the recovery and reuse of some launcher stages as a revolutionary process. Contributions from department-level R&D management include project management elements with the development of software tools to optimize the process (Monte-Carlo on the project breakdown structure and the application of linear programming to optimize the portfolio of aerodynamic experimental activities). To identify the types of accessible projects, potential, opportunities and possible role in national, European and ESA projects have been reviewed, introducing elements from completed projects. Modernization strategies and software tools for optimizing R&D capabilities in laboratories have been developed and implemented (evolutionary airfoil optimizer, model-scale & regimes optimizer for the supersonic wind tunnel). The thesis also includes two strategic initiatives, called Microfighter and Strike Lancer, initiatives that can contribute long-term to the development of aerospace capabilities at national level.

9 ANEXA CURRICULUM VITAE

Prenume / Nume		Mihai Victor Pricop	
Telefon		email	pricop.victor@incas.ro
Data nasterii			
Experienta			
Compania, Perioada	Functia	Activitatea	
Aerostar SA, Bacau 2000-2002	Engineer	<ul style="list-style-type: none"> - Reparatia capitală a motoarelor cu turbine pentru avioane militare, service R-13-300 (Mig-21) - Dezvoltarea partial a tehnologiei de reparatie capital a motorului AŞ-62 (AN-2) - Documentatie tehnologică, atribuții administrative 	
INCAS 2002-2018	Cercetator Stiintific CS III	<ul style="list-style-type: none"> - dezvoltare de unelte Computational Fluid Dynamics (CFD) serial și paralel - studii CFD Aerodinamica vitezelor mici - Emiterea de cerințe pentru modelele de tunel aerodinamic subsonic, proiectarea, instrumentarea, integrarea, experimentarea și postprocesarea rezultatelor - Proiectarea turbinelor eoliene cu ax orizontal - Experimentarea sistemelor de hipersustentație cu controlul pasiv și activ al curgerii - Geometria aeronavelor prin scripting (CATIA) – Aerotaxi, CESAR, JTI - Optimizare profile aerodinamice Mecanica structurală - Cod element finit pentru optimizare topologică cu elemente de bara articulate și încastrate – OPTRUSS – primul asemenea cod scris în Romania - Analiza multidisciplinară nestationară FEM cu Ansys LS-Dyna 	
	Sef department Fizica Curgerii Manager proiecte ESA	<ul style="list-style-type: none"> Aerodinamica vitezelor mari - Proiectarea actuatorilor cu jet sintetic - Analiza experimentală a fenomenului de buffet - Experimentarea configurațiilor canonice și industriale pentru aplicații spațiale: corpuri boante autoportante (lifting bodies), rampa undă de șoc oblică, glide back booster pentru un microlansator - Management proiecte realizare machete de tunel de foarte mari dimensiuni (LOSPA) - Proiectarea preliminară a unui avion de luptă foarte ușor, de supercroazieră - Optimizarea campaniilor experimentale Proiecte spațiale - Management și ofertare - Dinamica reintrării balistice cu 3 grade de libertate - Metode semianalitice în analiza aero-termodinamică - Proiectarea preliminară a unui microlansator modular, bazat pe glide back booster Managementul proiectelor - Conducerea formală și informală a proiectelor, în paralel cu contribuții tehnice - Aerodinamica experimentală pentru spațiu - Realizarea modelelor pentru calificarea mecanică și a unor componente de spațiu 	
Educatie si competente			
Perioada	1994-1999	2000-2001	2006-2015, 2013-prezent
Diploma obtinuta	Ing. Dipl.	Studii avansate (Master)	Student la doctorat
	Facultatea de Inginerie Aerospațială, Sisteme de propulsie		Inginerie aerospațială și management, Optimizare structurală

	Univ. "Politehnica" Bucharest, Faculty of Aerospace Engineering				Academia Tehnica Militara, Bucuresti plus Universitatea Transilvania din Braşov				
	MSc								
Aptitudini si competente personale	Dezvoltarea codurilor de Computational Fluid Dynamics în serial și paralel, managementul proiectelor, analize și studii CFD, analize multidisciplinare nestaționare cu Ansys LS-Dyna, analiza structurală cu Ansys, geometria aeronavelor prin scripting (CATIA), aerodinamică experimentală cu toate activitățile, în cadrul tunelelor subsonic și trisonic, optimizarea structurilor din bare cu codul propriu Optruss.								
Alte limbi									
Autoapreciere	Înțeles				Vorbit		Scris		
<i>Nivelul</i>	Ascultat		Citit		Vorbit interactiv		Scris		
Limba	ENG	Foarte bine	ENG	Foarte bine	ENG	Foarte bine	ENG	Foarte bine ENG	
Limba	DEU	Incepator	DEU	Incepator	GEU	Incepator	DEU	Incepator DEU	
Aptitudini sociale si altele	Interacțiune bună cu colegii								
Aptitudini de organizare	-Șef de proiecte spațiu -Șef compartiment simulare numerică (până în 2016), șef departament Fizica Curgerilor (2016-prezent) -Responsabil de activități numerice și de aerodinamică experimentală								
Aptitudini tehnice	Proiectarea CAD a unor componente de machete de tunel aerodinamic, instrumentarea pentru măsurarea presiunii, manufacturarea unor elemente compozite, din lemn, etc.								
Aptitudini computationale	Programarea orientată obiect și structurată în Fortran 90-2008 pentru CFD, Visual Basic și Visual Basic Scripting în CATIA și Excel, calcul general în Mathcad și Matlab, Linux								
Alte aptitudini	Aeromodelism după Federation Aeronautique International - FAI - Un titlu de campion național la acrobația în sală (F3P), de două ori vicecampion, practicant F3A – acrobație aeriană Rachetomodelism după Federation Aeronautique International – FAI - clasa S8E/P rachetoplan radiocomandat de duranță și precizie la aterizare - șase titluri de campion național, două titluri de vicecampion național Participare la 3 camp. mondiale, 2 camp. europene și 14 etape cupă mondială								
Implicarea in proiectele de cercetare	Participant la peste 100 ședințe de proiect și de negociere proiecte internaționale în perioada 2007-2018.								

First name / Surname		Mihai Victor Pricop		
Telephone(s)			email	pricop.victor@incas.ro
Date of birth				
Work experience				
Company, Time	Position	Activity		
Aerostar SA, Bacau 2000-2002	Engineer	<ul style="list-style-type: none"> - Military jet engine maintenance, overhaul, service R-13-300 (Mig-21) - Repair technology development for AŞ-62 engine (AN-2) - Workshop paperwork, administrative duties - Aeromodelling club activities 		
INCAS 2002-2018	Research engineer, CS III Head of Flow Physics Department Head of ESA Space Activities	<ul style="list-style-type: none"> - Computational Fluid Dynamics (CFD) code development serial and parallel - CFD studies Low speed Aerodynamics - Subsonic Wind Tunnel model requirements, design, instrumentation, integration, experiments, data post-processing - Horizontal axis wind turbine design tool - Experimental flap gap oscillatory blowing - Airplane Geometry design via scripting (CATIA) – Aerotaxi aircraft High speed Aerodynamics - Synthetic Jet Actuator design - Buffet investigation, Wing design - Experimentation of canonic and industrial configurations: blunt/lifting bodies, oblique shock wave ramp, glide back launcher booster - Very Large Scale wind tunnel model project manager and technical contributor - Preliminary design of a Very Light Supercruise Fighter Structural Mechanics - Optimal topology FEM code – OPTRUSS – for large number of truss and beam members – the first code of its kind scratch written in Romania - Unsteady FEM in Computational Structure Dynamics using LS-Dyna or Ansys Multi-physics Space Projects - Price calculation, Management - 3DOF ballistic reentry flight dynamics - Fast methods in aero-thermal analysis - Preliminary design of a small modular launcher (Lox, kerosene, pressure fed), with glide back boosters Project management - Formal and informal project leader (always with technical contributions) - Space, Experimental Aerodynamics - Qualification Model manufacturing & Flying Hardware 		
Education and training				
	Dates	1994-1999	2000-2001	2006-2015, 2013-present
	Title of qualification awarded	Dipl. Eng.	Advanced Studies (Master)	PhD Student
	Principal subjects/occupational skills covered	Aerospace Engineering, Propulsion Systems		Aerospace Engineering, Structural optimization
	Name and type of organisation providing education and training	Univ. "Politehnica" Bucharest, Faculty of Aerospace Engineering		Military Technical Academy, Bucharest
	Level in national or international classification	MSc		

Personal skills and competences	Computational Fluid Dynamics code development serial and parallel, Project management, CFD studies, Unsteady FEM in Computational Structure Dynamics – LS-Dyna, Ansys, Airplane Geometry design via scripting (CATIA), Subsonic Wind Tunnel model requirements, design, instrumentation, integration, experiments, data post-processing, optimal topology of truss systems, optimal camber wings for subsonic									
Mother tongue(s)	Romanian									
Other language(s)										
Self-assessment	Understanding				Speaking				Writing	
<i>European level (*)</i>	Listening		Reading		Spoken interaction		Spoken production			
Language	ENG	Proficient	ENG	Proficient	ENG	Proficient	ENG	Proficient	Proficient	
Language	DEU	Beginner	DEU	Beginner	GEU	Beginner	DEU	Beginner	Beginner	
	(*) Common European Framework of Reference for Languages									
Social skills and competences	Good interaction with colleagues									
Organisational skills and competences	<ul style="list-style-type: none"> -Team leader of Space Projects -Team leader of the Numerical laboratory (past) and Flow Physics INCAS (current) -Project manager for numeric, experimental (Wind Tunnel) work-packages 									
Technical skills and competences	CAD design of WT components, pressure measurement instrumentation of Wind Tunnel models, manufacturing of composite parts: vacuum bagging in moulds, hand layup, wood working, flow visualisation, other fluid dynamics specific instruments									
Computer skills and competences	OOP and structured Fortran programming –Computational Fluid Dynamics, Visual Basic and Visual Basic Scripting in CATIA and Excel, general calculus in Mathcad and Matlab									
Other skills and competences	FAI Aeromodelling <ul style="list-style-type: none"> - one national title in F3P – indoor precision aerobatics, two times vice-champion - competitor in F3A – outdoor precision aerobatics - competitor in F3J - thermal duration gliders FAI Space Modelling – class S8E/P rocket boost gliders duration and precision landing <ul style="list-style-type: none"> - six times national champion, two times vice-champion Competitor in 3 World Championships and 2 European Championships and more than 10 World Cup Events									