



UNIVERSITATEA „POLITEHNICA” din BUCUREȘTI
ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE AEROSPAȚIALĂ

REZUMATUL TEZEI DE DOCTORAT

Soluții optimale pentru lansatoare de mici dimensiuni

Autor: Ing. Alexandru-Iulian ONEL

Conducător de doctorat: Prof. dr. ing. Teodor-Viorel CHELARU

COMISIA DE DOCTORAT

Președinte	C.S.I dr. ing. Teodor Lucian GRIGORIE	de la	Universitatea POLITEHNICA din București
Conducător de doctorat	Prof. dr. ing. Teodor-Viorel CHELARU	de la	Universitatea POLITEHNICA din București
Referent	C.S.I dr. ing. Mircea CERNAT	de la	Agenția Spațială Română
Referent	Conf. dr. ing. Ciprian-Marius LARCO	de la	Academia Tehnică Militară “Ferdinand I”
Referent	Conf. dr. ing. Laurențiu Eugen MORARU	de la	Universitatea POLITEHNICA din București

BUCUREȘTI
2021

Cuprins

1	Introducere	4
1.1	Conținutul tezei.....	4
1.2	Context.....	4
1.3	Obiective.....	5
1.4	Stadiul cercetărilor în domeniu.....	5
2	Privire de ansamblu asupra algoritmului de optimizare multidisciplinară.....	6
3	Studiu privind dimensionarea lansatorului.....	7
3.1	Privire de ansamblu	7
3.2	Modelare matematică	7
3.2.1	Dimensionarea structurii superioare.....	7
3.2.2	Dimensionarea structurii inferioare.....	8
3.3	Validarea modelului	9
4	Studiu privind determinarea performanțelor propulsive	10
4.1	Privire de ansamblu	10
4.2	Modelare matematică	10
4.3	Validarea modelului	11
5	Studiu privind determinarea caracteristicilor aerodinamice.....	12
5.1	Privire de ansamblu	12
5.2	Scheme de descompunere.....	12
5.3	Modelare matematică	12
5.4	Validarea modelului	14
6	Studiu privind dinamica mișcării lansatorului și optimizarea traiectoriei.....	15
6.1	Privire de ansamblu	15
6.2	Sisteme de referință	15
6.3	Transformări de coordonate.....	15
6.4	Model gravitațional.....	15
6.5	Modele dinamice	15
6.5.1	Model cu 6 grade de libertate – 6DOF.....	15
6.5.2	Model cu 3 grade de libertate – 3DOF	16
6.6	Parametri orbitali	17
6.7	Faze de evoluție a lansatorului	17
6.8	Date auxiliare.....	17
6.9	Validarea modelului	18

7	Detalii suplimentare privind algoritmul de optimizare multidisciplinară	19
7.1	Algoritmul de selecție și avansare a soluției	19
7.2	Variabile de optimizare	19
7.3	Cerințe și date de intrare	20
7.4	Funcția obiectiv	20
8	Optimizarea soluției constructive a lansatorului nominal	22
8.1	Cerințe de proiectare preliminară	22
8.2	Convergența algoritmului dezvoltat	22
8.3	Soluție constructivă	23
8.4	Traietorie de bază.....	24
8.5	Validarea misiunii.....	25
9	Analiză parametrică privind lansatoarele de mici dimensiuni	26
9.1	Impactul altitudinii orbitei țintă	26
9.2	Impactul masei utile.....	27
9.3	Impactul misiunilor uzuale	28
9.4	Impactul combustibilului utilizat.....	30
10	Concluzii	31
10.1	Contribuțiile tezei.....	31
10.2	Rezultate obținute	32
10.3	Perspectivă de dezvoltare ulterioară	33
10.4	Lista publicațiilor	34
	Bibliografie (selectivă).....	35

1 Introducere

Teza sintetizează o serie de studii privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a lansatoarelor spațiale de mici dimensiuni. Pe baza studiilor efectuate au fost sintetizați algoritmi pentru dimensionarea lansatorului, determinarea caracteristicilor sale propulsive și aerodinamice, simularea dinamicii mișcării și optimizarea traiectoriei. Au fost dezvoltate patru coduri de calcul individuale de analiză disciplinară, modelele matematice existente în literatură fiind extinse sau completate cu formulări proprii. Totodată, a fost sintetizat și un algoritm de optimizare multidisciplinară (OMD) capabil să genereze soluții constructive preliminare specifice lansatoarelor de mici dimensiuni. Algoritmul OMD dezvoltat înglobează codurile individuale de analiză disciplinară, lansatoarele generate fiind capabile să îndeplinească misiunea impusă (de a insera unul sau mai mulți sateliți pe o orbită predefinită), optimizarea soluției constructive făcându-se prin minimizarea masei la start.

Cuvinte cheie: *optimizare multidisciplinară, lansator spațial, performanțe propulsive, caracteristici aerodinamice, optimizarea traiectoriei, parametri orbitali, analiză parametrică*

1.1 Conținutul tezei

Primul capitol are un caracter introductiv, prezentând contextul actual al lansatoarelor de mici dimensiuni, obiectivul tezei și stadiul curent al cercetărilor în domeniu. În cel de-al doilea capitol este realizată o privire de ansamblu asupra algoritmului OMD, fiind prezentată schema de lucru și enumerate modulele principale (de analiză disciplinară) alături de cele secundare.

Următoarele patru capitole prezintă studiile dedicate celor patru discipline principale de analizat, fiind detaliate modelele matematice necesare dimensionării lansatoarelor de mici dimensiuni, estimării caracteristicilor propulsive și aerodinamice, dar și dezvoltării a două simulatoare de mișcare. Capitolul șapte detaliază modulele secundare utilizate în cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară, fiind prezentat algoritmul de selecție și avansare a soluției, componentele vectorului variabilelor de optimizare, formularea utilizată pentru definirea funcției obiectiv, cerințele de proiectare și datele de intrare.

În cadrul celui de-al optulea capitol, algoritmul OMD dezvoltat în cadrul tezei este utilizat pentru optimizarea soluției constructive a lansatorului de mici dimensiuni nominal, corespunzător unei misiuni de bază. Sunt detaliate atât lansatorul, cât și traiectoria de referință de urmat pentru maximizarea performanțelor sale de inserție orbitală. Capitolul nouă prezintă o analiză parametrică, structurată în patru studii independente, privind influența principalelor cerințe de proiectare asupra lansatorului de masă minimă. Este cuantificată influența altitudinii orbitei țintă, a masei satelitului, a misiunilor uzuale și a tipului de combustibil folosit asupra caracteristicilor lansatorului.

În cel de-al zecelea capitol sunt evidențiate contribuțiile proprii, sunt detaliate concluziile tezei, sunt prezentate perspectivele de dezvoltare ulterioară și sunt enumerate lucrările științifice realizate pe parcursul elaborării tezei.

1.2 Context

În cadrul acestei secțiuni este prezentat contextul actual, favorabil dezvoltării lansatoarelor de mici dimensiuni, principalele observații formulate fiind:

- Tot mai multe resurse sunt alocate programelor spațiale (dezvoltarea sateliților și a lansatoarelor spațiale);
- Lansatoarele pentru sateliții de mase și dimensiuni reduse reprezintă o nișă în flota de lansatoare spațiale existente la momentul actual pe piață;

- Misiunile tipice ale sateliților de mici dimensiuni sunt cele de observare terestră în diferite spectre (orbitele țintă sunt cele de altitudine mică și înclinare mare);
- Datorită miniaturizării componentelor și sistemelor, există o piață în continuă creștere pentru sateliții compacți din intervalul de mase 100 kg – 250 kg, ceea ce atrage o cerere crescută a lansatoarelor de mici dimensiuni dedicate acestora;
- Este preferată utilizarea motoarelor rachetă cu combustibil lichid (MRCL) datorită performanțelor ridicate și a timpului îndelungat de funcționare;
- Se preferă utilizarea lansatoarelor având un număr redus de trepte (arhitectură în două trepte) datorită complexității reduse și a fiabilității crescute.

1.3 Obiective

Teza prezintă în detaliu principalele aspecte necesare dezvoltării unei soluții constructive preliminare a lansatorului spațial de mici dimensiuni. Obiectivul principal al tezei este de a dezvolta un algoritm de calcul (de optimizare multidisciplinară) capabil de a genera soluțiile optime ale lansatoarelor spațiale de mici dimensiuni conform cerințelor de proiectare, inclusiv a unor performanțe orbitale impuse. Pentru realizarea acestui algoritm, modelele matematice existente în literatură au fost extinse sau completate cu formulări proprii.

1.4 Stadiul cercetărilor în domeniu

La momentul actual, în literatura tehnică din țară, nu există lucrări care să abordeze subiectul optimizării lansatoarelor spațiale de mici dimensiuni. Pe plan extern, studiile publicate în domeniu sunt în număr restrâns, folosindu-se de multe ori o abordare simplificată, ce constă în utilizarea componentelor deja existente pe piață sau în stadiu avansat de cercetare, optimizându-se doar arhitectura lansatorului [1]. În cadrul tezei se urmărește o abordare detaliată, constând în generarea arhitecturii și optimizarea tuturor subsistemelor lansatorului.

Obținerea soluției optime pentru un lansator reprezintă un proces de o dificultate ridicată, datorită numeroaselor discipline ce trebuie luate în considerare. Astfel, optimizarea unui lansator, chiar și de mici dimensiuni, este de fapt un proces de optimizare multidisciplinară, aceasta fiind realizată atât la nivel de ansamblu/subansamblu, cât și la nivel global, de lansator.

Sintetizând studiul dedicat stadiului actual al cercetărilor (*State of the art*), posibilele metode de implementare în cadrul codului de optimizare multidisciplinară sunt cele de tip:

- AAO (All At Once), folosită în [2] pentru proiectarea preliminară a unei trepte reutilizabile și în [3] pentru optimizarea traiectoriei unui vehicul spațial;
- IDF (Individual Discipline Feasible), folosită în [4] pentru minimizarea funcțiilor matematice complexe și în [5] pentru proiectarea preliminară a unui avion supersonic;
- MDF (Multi Discipline Feasible), utilizată în [6] pentru optimizarea unei traiectorii de reintrare în atmosferă, în [7] pentru definirea unei manevre de inserție orbitală, în [8] pentru optimizarea unui MRCL și în [9] pentru optimizarea unei traiectorii ascensionale.

Teoretic, la convergență, toate cele 3 metode permit obținerea unor soluții constructive (lansatoare) ce sunt realizabile din punct de vedere tehnic. La convergența metodei AAO, funcția internă de reziduuri se apropie de zero, însă este posibil să nu aibă valoare nulă. La convergența metodei IDF, arhitectura obținută poate cuprinde funcții interne de cuplaj ce nu sunt în totalitate respectate. Astfel, lansatorul obținut poate fi din punct de vedere tehnic unul incorect definit la nivel de ansamblu sau subansamblu. Deoarece fiecărei iterații din procesul iterativ de optimizare multidisciplinară, metodei MDF îi corespunde o configurație fezabilă tehnic [10], această metodă este cea mai flexibilă, fiind și cea implementată în codul dezvoltat.

2 Privire de ansamblu asupra algoritmului de optimizare multidisciplinară

Pentru obținerea soluției optimale a lansatorului de mici dimensiuni este necesară utilizarea unui proces complex de optimizare multidisciplinară (OMD). Suplimentar proiectării preliminare a lansatorului, se optimizează și profilul misiunii, impunând o traiectorie de referință de urmat. Schema algoritmului OMD dezvoltat este prezentată în Fig. 2.1.

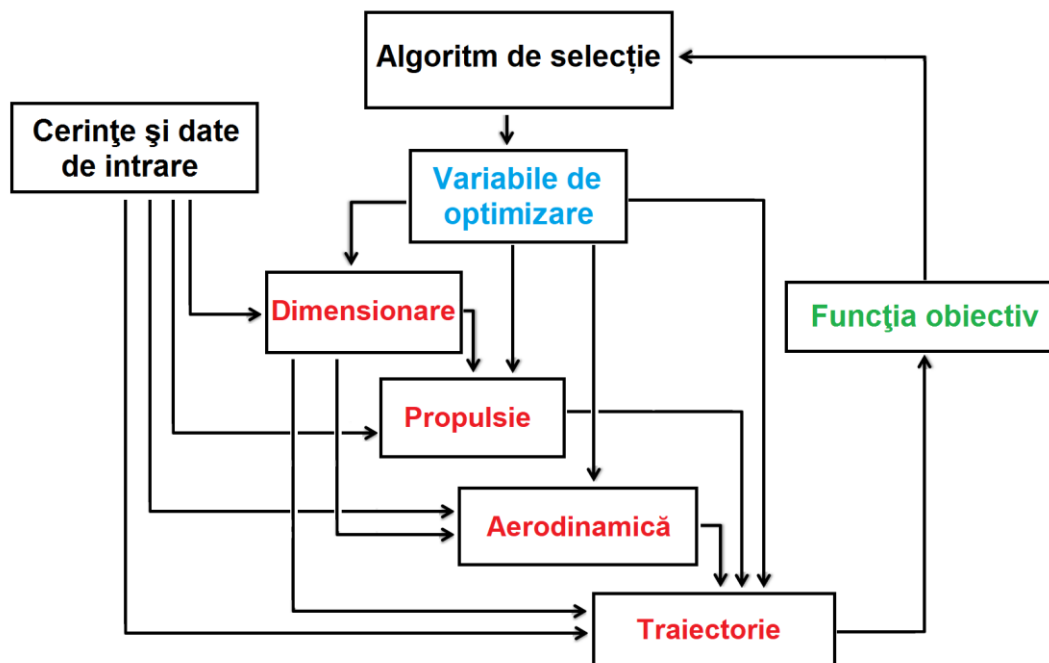


Fig. 2.1 Schema algoritmului OMD dezvoltat

Optimizarea lansatorului de mici dimensiuni se face prin obținerea unui vector al variabilelor de optimizare, în urma utilizării algoritmului de selecție/avansare a soluției pe baza evaluării funcției obiectiv. Soluția este considerată optimă la convergența algoritmului OMD, în momentul în care funcția obiectiv nu s-a îmbunătățit după un număr specificat de iterații.

Alegerea variabilelor de optimizare se face în funcție de cerințele lansatorului, dar și de arhitectura acestuia. Lansatorul este apoi complet definit prin intermediul acestora și al datelor de intrare globale cu ajutorul modelelor matematice integrate în interiorul modulelor de calcul. Analiza disciplinară se face într-o succesiune de tip cascadă, nucleul programului fiind alcătuit din următoarele 4 module principale: *Dimensionare*, *Propulsie*, *Aerodinamică* și *Traiectorie*.

În cadrul modulului de *Dimensionare*, lansatorul este dimensionat atât la nivel global, cât și la nivel de ansamble și subansamble majore. Totodată, se realizează și devizul acestuia de mase. În cadrul modulului de *Propulsie* se determină performanțele propulsive ale motoarelor bazate pe combustibil lichid. În cadrul modulului de *Aerodinamică* sunt determinate caracteristicile aerodinamice de interes ale lansatorului de tip axial simetric. În cadrul modulului de *Traiectorie*, mișcarea lansatorului este analizată. Simulatorul de mișcare este bazat pe un model dinamic simplificat (3DOF), codul de calcul dezvoltat fiind capabil suplimentar și de realizarea optimizării traiectoriei ascensionale a lansatorului.

Modelele matematice dezvoltate pentru fiecare modul principal sunt independente de celelalte, astfel fiind dezvoltate 4 coduri individuale de calcul, care, după validare, sunt înglobate în codul de optimizare multidisciplinară. Alături de cele 4 module principale enumerate anterior, din cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară dezvoltat, se mai regăsesc următoarele module secundare: *Cerințe și date de intrare*; *Variabile de optimizare*; *Funcția obiectiv*; *Algoritm de selecție*.

3 Studiu privind dimensionarea lansatorului

3.1 Privire de ansamblu

Primul studiu este dedicat dimensionării lansatorului, fiind sintetizați algoritmi de calcul pentru estimarea dimensiunilor exterioare, a devizului de mase, dar și a organizării interioare preliminare, fiind necesari primului modul principal al algoritmului OMD (conform Fig. 2.1). În cadrul acestui modul se implementează o strategie de tip verticală ascendentă (bottom-up approach), dimensiunile și masele componentelor majore ale lansatorului fiind individual calculate, pentru ca, în final, prin însumarea subansamblurilor, să se poată determina dimensiunile și masa fiecărei trepte, a structurii superioare, iar în final a întregului lansator. Schema de descompunere a unui lansator cu n trepte este prezentată în Fig. 3.1, fiind valabilă atât pentru dimensiuni, cât și pentru masele acestuia.

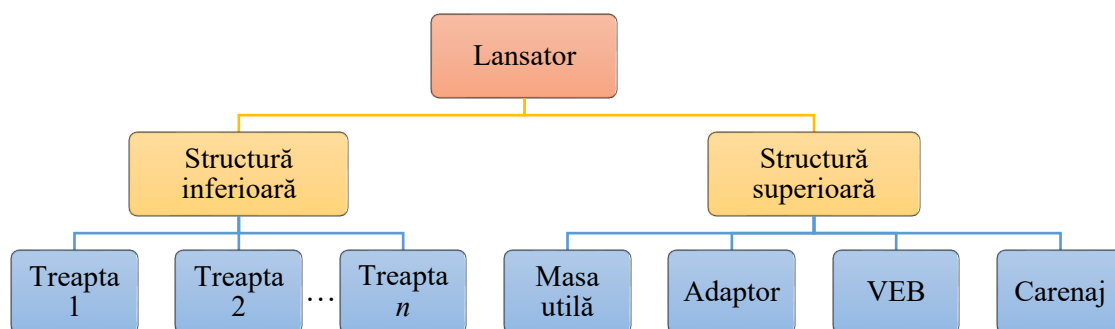


Fig. 3.1 Schemă dimensionare și deviz de mase lansator

3.2 Modelare matematică

Pentru a fi implementat într-un algoritm OMD, modelul matematic folosit pentru dimensionarea lansatorului trebuie să fie: robust, astfel încât să poată fi utilizat indiferent de variabilele de optimizare selectate de către algoritmul de avansare a soluției; rapid, astfel încât să nu necesite un timp ridicat de calcul; precis, astfel încât datele rezultate să corespundă unei estimări corecte a arhitecturii, dimensiunii și masei soluției constructive a lansatorului. Din această cauză, sunt preferate modelele analitice și semi-empirice.

3.2.1 Dimensionarea structurii superioare

Structura superioară, în cazul unui lansator spațial, este alcătuită din: Masa utilă sub forma unui sau a mai multora sateliți; Adaptorul satelitului; Zona de echipamente (VEB) ce cuprinde avionica și sistemele electrice adiționale necesare misiunii; Carenajul protector al satelitului (fairing). Masa și dimensiunile fiecăreia dintre aceste componente trebuie estimate, pentru ca, în final, să fie integrate în arhitectura lansatorului.

Modelarea matematică a componentelor se face astfel:

- Masa utilă – dată de intrare;
- Adaptor – model semi-empiric [11];
- VEB – model semi-empiric [12];
- Carenaj superior – model semi-empiric dezvoltat pe baza rezultatelor proprii și a celor din [11], în care masa carenajului (măsurată în kg) este:

$$M_{\text{carenaj}} = 7.12 \cdot S_{\text{laterală}} \quad (3.1)$$

unde $S_{\text{laterală}}$ este suprafața laterală a carenajului protector al satelitului (măsurată în m^2).

O reprezentare 2D a componentelor structurii superioare este prezentată în Fig. 3.2.

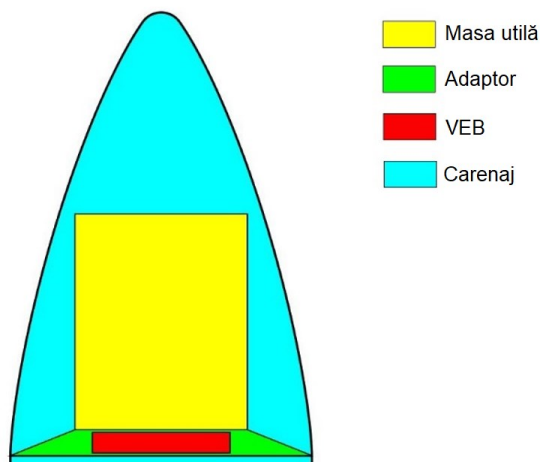


Fig. 3.2 Componente structură superioară

3.2.2 Dimensionarea structurii inferioare

În cazul structurii inferioare, masele și dimensiunile fiecărei trepte sunt calculate individual, contribuțiile lor fiind însumate la final. Pentru treptele ce înglobează un motor cu combustibil lichid (MRCL), schema de descompunere este prezentată în Fig. 3.3, iar reprezentarea grafică a componentelor principale în Fig. 3.4.

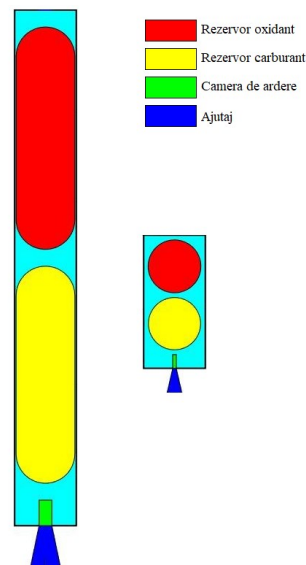
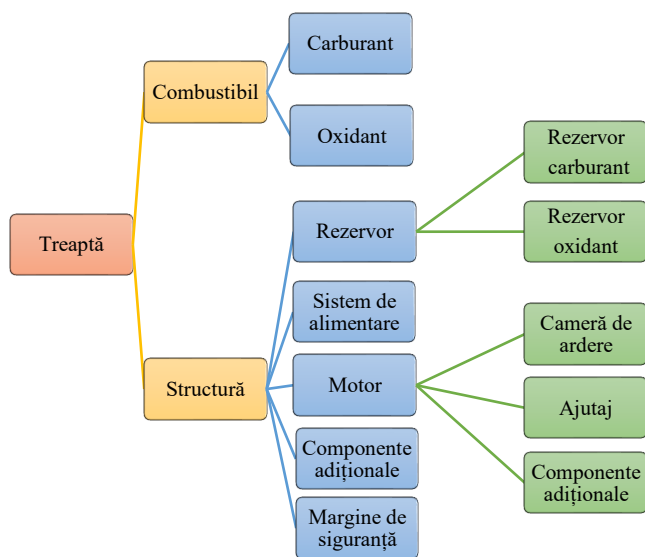


Fig. 3.3 Schema de descompunere a unei trepte cu MRCL

Fig. 3.4 Componente majore treaptă

Modelarea matematică a componentelor se face astfel:

- Combustibil – variabilă de optimizare;
- Oxidant și carburant – pe baza raportului de amestec (detalii în capitolul 4);
- Rezervoare – modele analitice [12], [13], [14];
- Sistem de alimentare: turbopompe mecanice – model semi-empiric [13], [14];
- Camera de ardere – model semi-empiric [13], [14];
- Ajutaj – model analitic [13];
- Motor – model semi-empiric [13], [14];
- Componente adiționale – model semi-empiric [13];
- Marjă de siguranță: lungime - 10% ; masă structurală - 5%.

Se recomandă utilizarea suplimentară a unei mase de siguranță de 5% și a unei lungimi de siguranță de 10% pentru a crește încrederea în soluția preliminară generată (în fazele avansate de proiectare pot fi reduse la 0).

3.3 Validarea modelului

Pentru validarea modelului matematic implementat în cadrul modului de *Dimensionare*, au fost utilizate în total 8 trepte provenind de la lansatoare existente având în componență MRCL, datele de interes fiind masa structurală și lungimea treptei. Pentru a demonstra flexibilitatea modelului dezvoltat s-au analizat atât trepte de mici dimensiuni, cât și de medii și mari dimensiuni. Erorile apărute pentru aceste 8 trepte se regăsesc în Tabelul 3.1, eroarea medie apărută în urma comparațiilor fiind de aproximativ 5.8%. Pentru o mai bună vizualizare a diferențelor dintre valorile de referință și cele obținute cu modelul dezvoltat, masa structurală a treptelor este prezentată în Fig. 3.5.

Tabelul 3.1 Erori model matematic dezvoltat

Lansator	Treaptă	Eroare masă structurală [%]	Eroare lungime [%]	Eroare medie [%]
Atlas V	Atlas CCB	2.61	0.83	1.72
Atlas V	Centaur	11.01	4.81	7.91
Ariane 5, G	EPC H158	6.31	7.67	6.99
Ariane 5, ES	EPC E/H173	5.99	1.18	3.58
Ariane 4	H10-3	8.24	0.81	4.52
Delta III	DCSS	2.82	13.18	8.00
Delta IV	DCSS, 4m	0.70	8.61	4.65
Delta IV	DCSS, 5m	11.46	6.35	8.91
Toate configurațiile		6.14	5.43	5.79

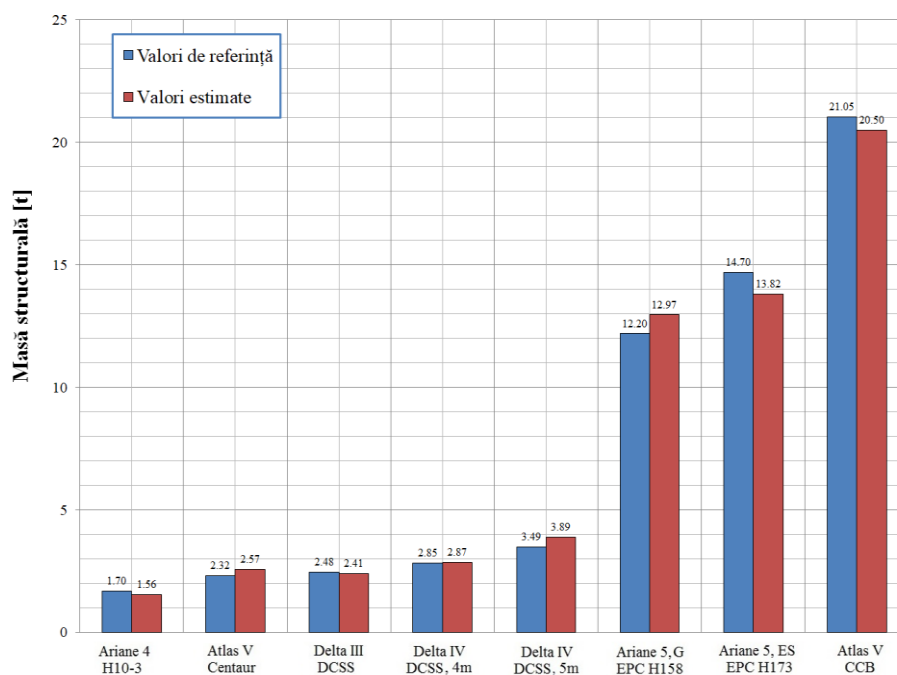


Fig. 3.5 Comparație date referință / model dezvoltat - masa structurală a treptei

4 Studiu privind determinarea performanțelor propulsive

4.1 Privire de ansamblu

Cel de-al doilea studiu este dedicat determinării performanțelor propulsive ale motoarelor rachetă cu combustibil lichid, algoritmi de calcul sintetizați fiind necesari modulului de *Propulsie* din cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară (conform Fig. 2.1). Este necesară determinarea curbelor de tracțiune în funcție de timpul de ardere pentru fiecare treaptă constituantă a lansatorului. Sunt studiate cele mai uzuale 4 perechi de combustibili lichizi: Oxigen/Kerosen; Oxigen/Metan; Oxigen/Hidrogen; Oxigen/Etanol.

4.2 Modelare matematică

Modelarea tracțiunii (T) este una clasică, analitică, de tipul:

$$T = q \cdot g_0 \cdot I_{sp} \quad (4.1)$$

unde q este debitul de combustibil, g_0 este accelerația gravitațională standard, iar I_{sp} este impulsul specific.

Pentru determinarea tracțiunii este necesară estimarea impulsului specific, fiind necesară cunoașterea și a raportului de expansiune, a vitezei caracteristice a gazelor de evacuare și a constantei acestora. Sintetizând modelele matematice detaliate în teză, pentru a obține caracteristicile propulsive ale MRCL, este necesară estimarea a 4 parametri propulsivi: raportul optim de amestec oxidant/carburant (R_a), temperatura de combustie (T_c), masa moleculară relativă a gazelor de evacuare (M_m) și coeficientul izentropic al gazelor de evacuare (γ).

Abordarea tipică pentru a obține principalii patru parametri propulsivi este apelarea directă a curbelor de combustie clasice și interpolarea datelor [15], această metodă nefiind însă practică din punct de vedere al timpului necesar în contextul algoritmului OMD (apelări multiple). Apare astfel nevoia unui model mai simplu ce nu necesită interpolarea multidimensională a datelor, în teză fiind utilizate funcții neliniare cu două variabile de tip putere:

$$f(x, y) = a + b \cdot x^c + d \cdot y^e \quad (4.2)$$

unde $f = (R_a, T_c, M_m, \gamma)$, $x = P_c$ (presiunea în camera de ardere), $y = P_e$ (presiunea la evacuare), iar (a, b, c, d, e) sunt coeficienții modelului.

Sunt generate astfel 4 suprafețe de combustie (per pereche de combustibili), specifice fiecărui parametru propulsiv de interes. Valorile coeficienților relației (4.2) au fost determinate în urma unei analize de regresie neliniară, utilizând algoritmi TR (Trust-Region) [16] și LM (Levenberg-Marquardt) [17]. Modelul dezvoltat este valid pentru valori P_c cuprinse în intervalul 10-250 atm și valori P_e cuprinse în intervalul 0.1-1 atm. În Tabelul 4.1 este oferit un exemplu pentru coeficienții corespunzători perechii oxigen/kerosen.

Tabelul 4.1 Coeficienții funcțiilor de aproximare dezvoltate, pereche oxigen/kerosen

Funcție	Variabilă		Coeficient				
	x	y	a	b	c	d	e
R_a [-]	P_c [atm]	P_e [atm]	0.40488	1.80306	0.04244	-0.27005	0.07216
T_c [K]	P_c [atm]	R_a [-]	-96657.5664	100008.738	0.00111	-20471.89	-5.10454
M_m [-]	P_c [atm]	R_a [-]	-61.87059	35.50626	0.00568	39.03287	0.22586
γ [-]	P_c [atm]	R_a [-]	2.83175	-1.6644	0.00204	0.16136	-1.06601

4.3 Validarea modelului

Au fost analizate în total 11 motoare rachetă cu combustibil lichid, tracțiunea variind de la 30kN la 7.7MN. Toate cele patru perechi de combustibili lichizi menționate anterior au fost studiate pentru a valida modelul matematic, datele de interes fiind impulsul specific și tracțiunea. Rezultatele obținute cu modelul matematic dezvoltat sunt indicate în Tabelul 4.2. Erorile de estimare sunt prezentate în Fig. 4.1.

Tabelul 4.2 Comparăție date referință / model dezvoltat

Motor	Valori de referință				Valori obținute			
	I_{sp} [s]	I_{sp} [s]	T [kN]	T [kN]	I_{sp} [s]	I_{sp} [s]	T [kN]	T [kN]
	sol	vid	sol	vid	sol	vid	sol	vid
Rocketdyne F-1	263	304	6770	7770	263.66	305.40	6665.14	7720.35
Merlin 1C-F9	263	302	409.24	469.29	265.56	303.63	420.59	480.88
Merlin 1D	282	320	654.33	742.41	273.49	311.87	634.57	723.62
Rocketdyne J-2	-	424	-	1023.09	-	420.74	-	993.23
Rocketdyne RS-25	366	452.3	1705.83	2090.66	362.25	439.25	1679.94	2037.04
JAXA 30 kN class	234	335	-	30	225.59	332.73	-	29.79
JAXA 100kN class	-	356	-	98	-	353.34	-	97.78
DLR SE-12	322.5	348.3	3844	4152	315.85	342.11	3764.72	4077.76
DLR L75	-	315	-	75	-	313.75	-	74.64
Glushko RD-101	214	240	363	402	221.04	246.02	374.79	417.14
Glushko RD-103	220	251	432	500	224.95	251.49	433.27	484.37

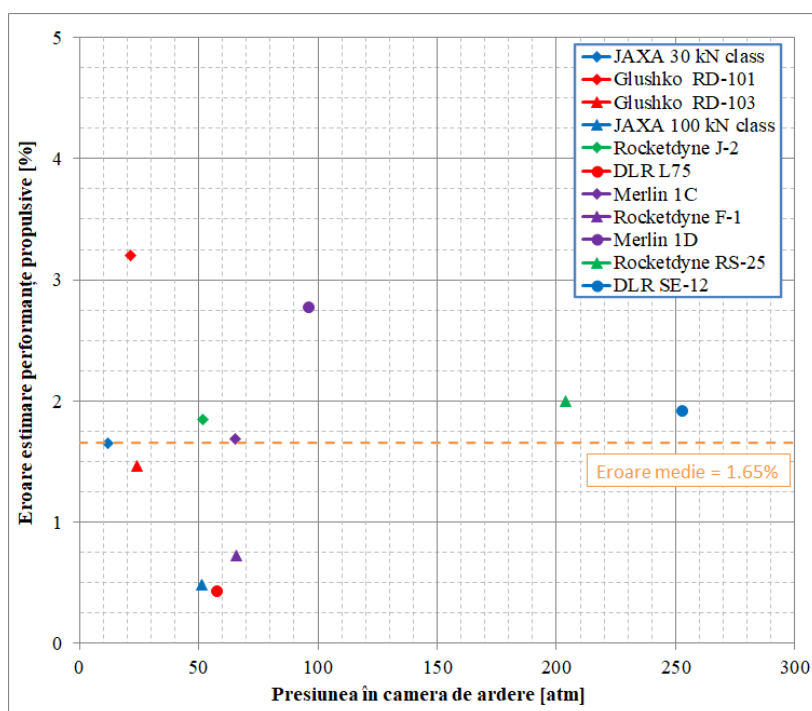


Fig. 4.1 Erori estimare performanțe propulsive vs. presiunea în camera de ardere

Modelul matematic are un grad mare de acuratețe, eroarea medie globală fiind de aproximativ 1.65%. Totodată, utilizând relații de tipul (4.2), timpul de calcul este redus semnificativ comparativ cu interpolarea multidimensională a curbelor de combustie.

5 Studiu privind determinarea caracteristicilor aerodinamice

5.1 Privire de ansamblu

În urma studiului dedicat determinării caracteristicilor aerodinamice, au fost sintetizați algoritmi de calcul pentru coeficienții forței axiale (C_A), forței normale (C_N), forței de rezistență la înaintare (C_D) și a celei de portanță (C_L) pentru configurații de tip lansator spațial axial simetric. Metodele analitice și cele semi-empirice prezintă o flexibilitate ridicată, dar și o posibilitate de a fi implementate în cadrul algoritmului OMD datorită timpului redus de calcul. Având în vedere relațiile de transformare dintre sistemul de axe legat de corp și cel legat de viteză, precum și simetria axială a configurației, pentru modelul dinamic 3DOF implementat (detalii în capitolul 6) este necesară generarea numerică doar a bazelor de date aerodinamice:

$$C_D = f(\alpha, M); C_N = f(\alpha, M) \quad (5.1)$$

unde α este unghiul de incidență totală, iar M este numărul Mach.

5.2 Scheme de descompunere

O geometrie exterioară standard pentru lansatoare nu există, ele având diferite dimensiuni și forme. De aceea, este practică o descompunere a lansatorului în componente simple din punct de vedere geometric. Un lansator de mici dimensiuni poate fi văzut ca un ansamblu format din următoarele componente: vârf (multiple geometrii), trepte cilindrice, tranziții pozitive și tranziții negative. Un lansator simplu poate fi alcătuit din două componente și anume un vârf și o treaptă cilindrică. Lansatoarele complexe pot cuprinde numeroase trepte cilindrice, dar și tranziții între acestea. Cazul unui lansator generic complex, având 3 trepte ce conține în componența sa ambele tipuri de tranziții, este prezentat în Fig. 5.1, fiind vizibile reprezentările 2D și 3D. Pentru un astfel de lansator, sunt în total 7 componente individuale.

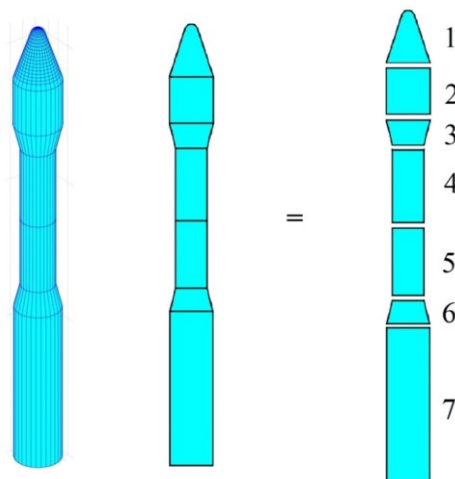


Fig. 5.1 Descompunerea lansatorului în componente simple geometrice

Majoritatea lansatoarelor moderne nu au în componență ampenaje stabilizatoare (aripioare) datorită eficienței scăzute la viteze mici, stabilizarea realizându-se prin sistemele performante de control implementate (TVC + RCS), iar în cazul lansatoarelor de mici dimensiuni boosterele auxiliare nu sunt necesare.

5.3 Modelare matematică

Pentru calculul coeficientului de rezistență la înaintare a lansatorului, se utilizează:

$$C_D(\alpha, M) = C_{d_0}(M) + C_{d_i}(\alpha) \quad (5.2)$$

unde C_{d_0} este coeficientul de rezistență la înaintare la incidență nulă, iar C_{d_i} este coeficientul de rezistență la înaintare indusă.

În literatură [18] există diferite moduri de descompunere a forței de rezistență la înaintare (la incidență nulă), în teză fiind folosită o descompunere a rezistenței în: rezistență de formă, rezistență de frecare și rezistență de bază.

Se calculează $C_{d_{0i}}$ pentru fiecare componentă a lansatorului ca fiind:

$$C_{d_{0i}} = C_{d_{0forma}} + C_{d_{0frecare}} + C_{d_{0baza}} \quad (5.3)$$

Sintetizând studiul prezentat în teză, modelarea matematică se face astfel:

- Coeficientul rezistenței de formă $C_{d_{0forma}}$ – modele analitice [19], [20] și semi-empirice [21] pentru componentele de tip tranziții (pozitive și negative), vârf (carenaj superior) profilat standard (con circular, ogivă, serii Haack). Pentru vârful rotunjit (cu un grad de rotunjire G_r) este dezvoltat un model ce implică utilizarea unui factor de corecție $F_{c,r}$ aplicat termenului $C_{d_{0forma}}$, de forma:

$$F_{c,r} = 1 - 0.16 \cdot G_r + 4.6 \cdot G_r^2 \quad (5.4)$$

- Coeficientul rezistenței de bază $C_{d_{0baza}}$ – model analitic [21] și semi-empiric [22];
- Coeficientul rezistenței de frecare $C_{d_{0frecare}}$ – modele analitice și semi-empirice dependente de regimul de curgere (laminar, tranzițional, turbulent) [23];
- Coeficientul rezistenței induse C_{d_i} – model semi-empiric [24], [25].

Pentru coeficientul forței normale se utilizează o descompunere simplă, de tipul:

$$C_N = \sum_i^N (C_{N_i}) \quad (5.5)$$

unde N este numărul componentelor simple geometrice individuale, iar pentru calculul contribuțiilor individuale C_{N_i} ale tuturor componentelor se utilizează formularea liniară:

$$C_{N_i} = C_{N_{i\alpha}} \alpha \quad (5.6)$$

în care $C_{N_{i\alpha}}$ se calculează utilizând:

$$C_{N_{i\alpha}}(\alpha, M) = C_{N_{incomp_{i\alpha}}}(\alpha) \cdot F_{comp}(\alpha, M) \quad (5.7)$$

unde $C_{N_{incomp_{i\alpha}}}$ este derivata coeficientului forței normale în regim incompresibil, iar F_{comp} este un factor de compresibilitate.

Termenul $C_{N_{incomp_{i\alpha}}}$ este estimat pe baza modelului Barrowman [23], împreună cu extensia Galejs [26]. Pentru calculul F_{comp} sunt dezvoltate, pe baza rezultatelor proprii, a rezultatelor CFD din literatură [27] și a datelor experimentale din literatură [28], [29], pentru componente de tip trepte cilindrice, dar și vârfuri non-conice, aproximații de tipul:

$$F_{comp} = p_1 + p_2 M_c + p_3 \alpha + p_4 M_c^2 + p_5 M_c \alpha + p_6 \alpha^2 \quad (5.8)$$

unde α este incidența lansatorului, măsurată în grade, $M_c = M \sin \alpha$ este numărul Mach transversal (crosswind Mach), iar coeficienții funcției de aproximare $P = (p_1, \dots, p_6)$ sunt următorii:

$$P = \begin{cases} (1, & 0.6973, & 0.0155, & 24.9025, & -0.3652, & -0.0056) & , \text{dacă } M \leq 0.8 \\ (1, & -0.0596, & 0.0821, & -1.0376, & 0.2040, & -0.0143) & , \text{dacă } M > 0.8 \end{cases} \quad (5.9)$$

Pentru celelalte componente simple geometrice, sunt dezvoltate în teză modele hibride bazate pe relația (5.8) și alte formulări similare acesteia.

5.4 Validarea modelului

Pentru validarea modelului matematic dezvoltat s-a recurs la demararea unei campanii de investigații CFD pentru o configurație de test (similară celei din Fig. 5.1), pentru obținerea unei baze de date aerodinamice de înaltă fidelitate. Campania CFD demarată a totalizat un număr de 72 cazuri de calcul, fiind împărțită în două seturi. În primul set a fost folosită o abordare clasică, în care disocierea aerului nu apare. Acest prim set este alcătuit din: 18 cazuri de calcul pentru $\alpha = 0^\circ$, 18 cazuri de calcul pentru $\alpha = 4^\circ$, 18 cazuri de calcul pentru $\alpha = 8^\circ$, cuprinzând valori ale numărului Mach de la 0.01 la 10. Adicional, în cel de-al doilea set, au fost realizate 18 cazuri de calcul în care transportul de specii a fost activat pentru viteze foarte mari ale lansatorului. Modelul Park pentru disocierea aerului a fost utilizat împreună cu modelul de reacție aferent [30]. A fost ales un model de interacțiune turbulență-chimie de tipul FR/ED (finite rate/eddy dissipation). Toate cazurile CFD au fost efectuate folosind un model de turbulență k- ω SST. Fluxul convectiv a fost calculat cu schema Roe-FDS.

Sintetizând cele mai importante rezultate prezentate în teză, se poate observa:

- Coeficientul forței de rezistență la înaintare C_D la incidență nulă în Fig. 5.2;
- Coeficientul forței axiale C_A pentru o incidență de 4° în Fig. 5.3;
- Coeficientul forței normale C_N pentru o incidență de 4° în Fig. 5.4;
- Coeficientul forței portante C_L pentru o incidență de 8° în Fig. 5.5.

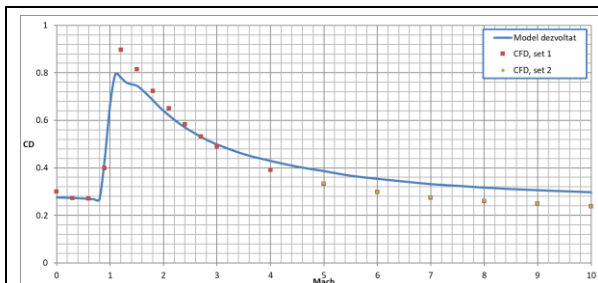


Fig. 5.2 Comparație date, coeficientul de rezistență la înaintare, incidență 0°

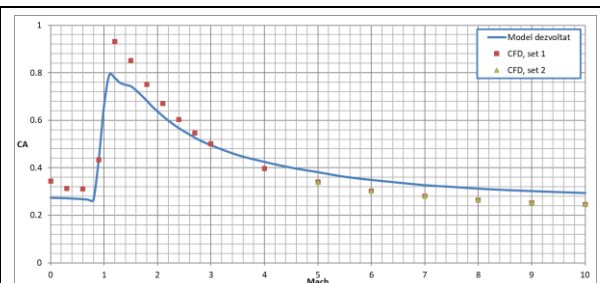


Fig. 5.3 Comparație date, coeficientul forței axiale, incidență 4°

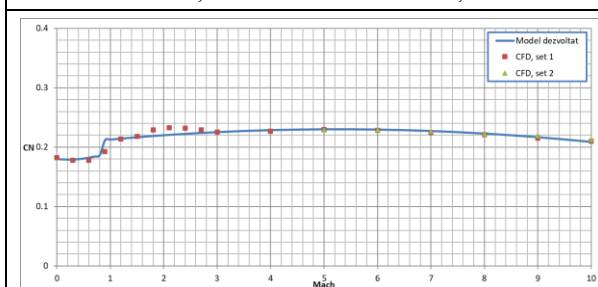


Fig. 5.4 Comparație date, coeficientul forței normale, incidență 4°

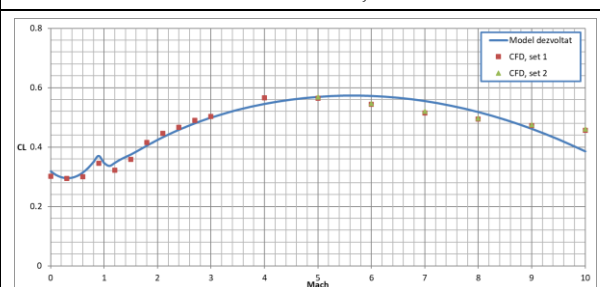


Fig. 5.5 Comparație date, coeficientul forței portante, incidență 8°

Rezultatele obținute cu modelul matematic prezentat în acest capitol au fost comparate cu cele obținute în urma campaniei CFD, observându-se o foarte bună corelare a datelor, în ciuda timpului redus de calcul (0.1s/caz – model dezvoltat vs. 24h/caz – model CFD).

6 Studiu privind dinamica mișcării lansatorului și optimizarea traiectoriei

6.1 Privire de ansamblu

Obținerea performanțelor orbitale ale lansatorului pornind de la un număr limitat de date de intrare și variabile de optimizare este realizată în ultimul modul principal al algoritmului OMD (conform Fig. 2.1). În timpul rulării algoritmului, durata fazelor cheie de evoluție se modifică iterativ, împreună cu unii parametri strâns legați de schemele de control.

6.2 Sisteme de referință

Urmărind conținutul lucrărilor [31], [32] au fost definite sistemele de referință specifice mișcării lansatorului, fiind grupate în:

- Sistemele independente de rotația Pământului, din care fac parte: Triedrul Pământ ($OX_P Y_P Z_P$), Triedrul inițial local ($OX_L Y_L Z_L$) și Triedrul inițial de start ($OX_0 Y_0 Z_0$);
- Sistemele în care triedrul este supus unei mișcări de rotație odată cu Pământul sau cu lansatorul, din care fac parte: Sistemul de coordonate geocentric sferic ($O_P \lambda \varphi r$), Triedrul geografic mobil ($Ox_g y_g z_g$), Triedrul legat de corp (Ox, y, z), Triedrul viteză sau triedrul aerodinamic ($Ox_a y_a z_a$) și Triedrul semiviteză sau triedrul traiectorie ($Ox_a^* y_a^* z_a^*$).

6.3 Transformări de coordonate

După definirea sistemelor de referință, în această secțiune sunt prezentate matricele de rotație a mărimilor dintr-un sistem în altul, matrice care pot fi folosite pentru scrierea ecuațiilor de mișcare în orice sistem dorit.

6.4 Model gravitațional

Un termen important care influențează mișcarea lansatorului este accelerația gravitațională. În acest subcapitol este prezentat modelul J2, în care componentele accelerației gravitaționale (radială și polară) se calculează în funcție de raza curentă r și latitudinea geocentrică φ .

6.5 Modele dinamice

Deoarece codul dezvoltat aferent modulului de *Traietorie* (de dinamica mișcării și optimizarea traiectoriei) trebuie să înglobeze un model matematic rapid, s-a recurs la utilizarea modelului dinamic 3DOF urmărind rezultatele din [31], triedrul folosit în teză fiind cel semiviteză legat. Pentru o validare suplimentară a unei traiectorii de bază, se folosește un model dinamic complex, de tip 6DOF, fiind dezvoltat un al doilea cod de calcul (simulator de mișcare). Datorită timpului foarte mare de calcul, utilizarea unui model dinamic complex nu este fezabilă într-o problemă de optimizare multidisciplinară.

6.5.1 Model cu 6 grade de libertate – 6DOF

Pentru scrierea ecuațiilor de mișcare specifice lansatorului, acesta fiind un corp de masă variabilă, se aplică teoremele impulsului și ale momentului cinetic. Modelul este detaliat în [31], în teză fiind extrase principalele idei. Sistemul dinamic de tip 6DOF, pentru cazul lansatorului spațial dirijat însumează 21 de ecuații diferențiale:

- 3 ecuații dinamice de translație în triedrul semiviteză legat;
- 3 ecuații cinematice de translație în coordonate sferice;

- 3 ecuații dinamice de rotație în jurul centrului de masă în triedrul legat de corp;
- 3 ecuații auxiliare pentru determinarea unghiurilor aerodinamice;
- 6 ecuații cinematice de rotație (3 în triedrul de start și 3 în triedrul geografic mobil);
- 3 ecuații pentru dinamica sistemului de acționare (bracaj TVC).

6.5.2 Model cu 3 grade de libertate – 3DOF

În activitățile de proiectare preliminară, atunci când informațiile tehnice ale lansatorului nu sunt în totalitate bine conturate, dar și în cadrul aplicațiilor de optimizare a configurației sau a traiectoriei, ce necesită un număr mare de evaluări succesive, este recomandată utilizarea unui model de calcul simplificat, cu trei grade de libertate (3DOF). Acest model dinamic descrie doar mișcarea de translație a lansatorului. Pentru a elabora acest model simplificat se păstrează doar ecuațiile dinamice și cinematice de translație ce descriu viteza și poziția lansatorului din modelul complex 6DOF. În literatura de specialitate există diferite implementări ale modelului 3DOF [31], în cadrul tezei fiind folosit modelul cu unghi de rulu-viteză nul.

Ecuațiile diferențiale necesare a fi integrate pentru cazul modelului 3DOF sunt următoarele:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \frac{N_x}{m} - g_r \sin \gamma - g_\omega (\cos \varphi \cos \chi \cos \gamma + \sin \varphi \sin \gamma) \\
\dot{\gamma} &= \frac{N_y}{mV} - \frac{g_r}{V} \cos \gamma - \frac{g_\omega}{V} (-\cos \varphi \cos \chi \sin \gamma + \sin \varphi \cos \gamma) + \frac{V}{r} \cos \gamma - 2\Omega_p \cos \varphi \sin \chi \\
\dot{\chi} &= -\frac{N_z}{mV \cos \gamma} + \frac{g_\omega \cos \varphi \sin \chi}{V \cos \gamma} + \frac{V}{r} \tan \varphi \sin \chi \cos \gamma + 2\Omega_p (\cos \varphi \cos \chi \tan \gamma - \sin \varphi) \\
\dot{\varphi} &= \frac{V}{r} \cos \chi \cos \gamma \\
\dot{\lambda} &= -\frac{V \sin \chi \cos \gamma}{r \cos \varphi} \\
\dot{r} &= V \sin \gamma
\end{aligned} \tag{6.1}$$

unde: V este viteza lansatorului (relativă la atmosferă), γ este unghiul de înclinare a traiectoriei, χ este unghiul de drum, φ este unghiul de latitudine, λ este unghiul de longitudine (relativă), N_x, N_y, N_z sunt componentele forței aplicate, m este masa instantanee a lansatorului, g_r, g_ω sunt componentele accelerației gravitaționale, iar Ω_p este viteza unghiulară a Pământului.

Orientarea tracțiunii față de vectorul viteză este descrisă de unghiurile aerodinamice α și β^* , ce pot fi privite ca parametri de comandă ai sistemului cu care se pot controla unghiul de înclinare a traiectoriei γ , respectiv unghiul de drum χ prin relații de forma:

$$\alpha = -k_1(\gamma - \gamma_d) ; \beta^* = -k_1(\chi - \chi_d) \tag{6.2}$$

în care mărimile de referință sunt γ_d și χ_d , iar k_1 este un parametru de reglaj.

Realizarea controlului lansatorului poate fi efectuată exclusiv prin relații de tipul (6.2), atât pentru faza de ghidare activă primară, cât și pentru inserția orbitală. O soluție mai performantă este aceea de a utiliza o metodă bazată pe comenzi optimale în faza de injecție orbitală, conform celei dezvoltate în [31]:

$$\alpha = -k_2(\gamma - \delta_1) ; \beta^* = -k_3(i - i_d) \tag{6.3}$$

unde i_d reprezintă înclinarea orbitei țintă, k_2 și k_3 sunt parametri de reglaj, iar δ_1 este bracajul în sistemul de referință legat de orbită obținut prin optimizarea manevrei de injecție orbitală (scădere a excentricității orbitei în timp minim).

6.6 Parametri orbitali

Pentru a putea efectua o analiză corectă a performanțelor orbitale specifice traiectoriei obținute în urma integrării sistemului diferențial de 6 ecuații corespunzător modelului 3DOF utilizat, este necesară conversia vectorului de poziție \vec{r} și a vectorului viteză \vec{v} în parametrii clasici orbitali $a, e, i, \Omega, \omega, f$ (semiaxa mare, excentricitatea, înclinarea, longitudinea nodului ascendent, argumentul perigeului și anomalia adevărată). Primii doi parametri, împreună cu cel de-al cincilea, definesc traiectoria corpului într-un plan, următorii doi definesc orientarea planului în spațiu, iar ultimul definește poziția corpului pe orbită. În cadrul acestui subcapitol sunt detaliați cei 6 parametri orbitali, fiind prezentate și relațiile de calcul aferente.

6.7 Faze de evoluție a lansatorului

Modul în care traiectoria este optimizată este strâns legat de altitudinea orbitei, dar și de masa satelitului, fazele de evoluție fiind diferite în funcție de metoda de inserție. Pentru lansatoarele de mici dimensiuni, predominant, este preferabilă utilizarea unei traiectorii directe (DATO - Direct Ascent To Orbit), deoarece nu presupune opriri și porniri succesive ale motorului treptei superioare. Totodată, timpul necesar misiunii lansatorului este redus.

Evenimentele cheie și fazele de evoluție specifice unei misiuni tipice a lansatorului de mici dimensiuni (cu o arhitectură în două trepte) utilizând o traiectorie DATO sunt: Evoluție verticală, Ghidarea activă (unghiuri aerodinamice nenule) primară, Ghidarea gravitațională (unghiuri aerodinamice nule) primară, Desprinderea primei trepte, Separarea carenajului, Pornirea motorului celei de-a doua trepte, Ghidarea gravitațională secundară, Ghidarea activă finală (inserția orbitală), finalizând cu separarea satelitului din cadrul structurii superioare. Acestea sunt prezentate în Fig. 6.1.

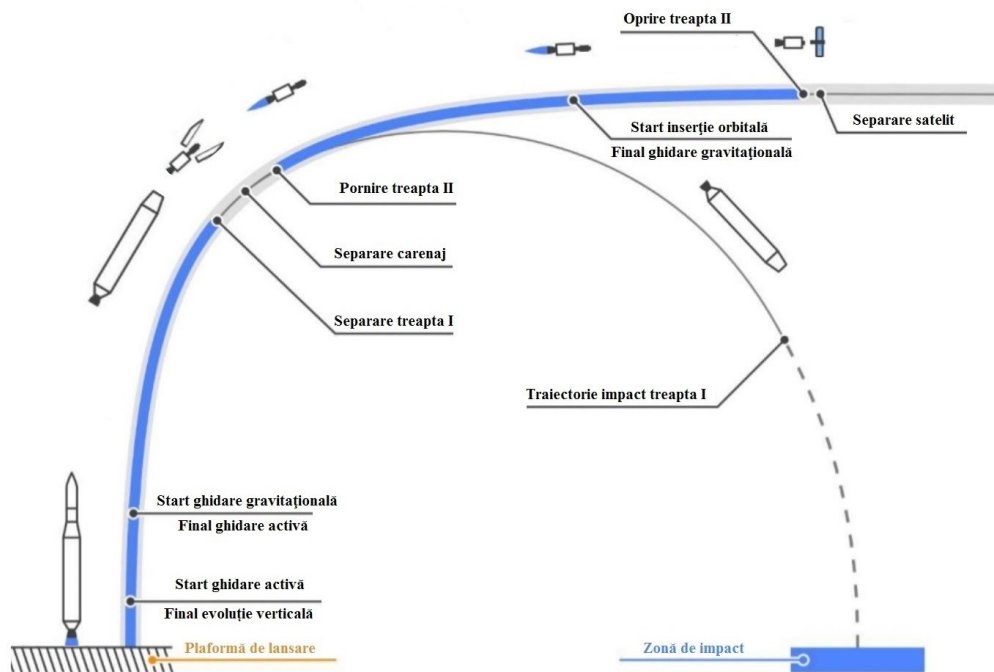


Fig. 6.1 Evenimente cheie și faze de evoluție, lansator cu două trepte, traiectorie DATO

6.8 Date auxiliare

Pentru a putea analiza în totalitate performanțele lansatorului este necesară definirea unui set de date suplimentare. Aceste date sunt cunoscute drept date auxiliare, cele mai importante fiind factorii de sarcină (axial și normal) și fluxul termic în punctul de stagnare.

6.9 Validarea modelului

Pentru validarea simulatorului dezvoltat aferent modulului de *Traietorie*, dar și a codului de optimizare a traiectoriei (din algoritmul OMD se dezactivează modulele de *Dimensionare* și *Propulsie*) s-au folosit lansatoare de mici dimensiuni Falcon 1 și Falcon 1e. Datele de referință și performanțele orbitale corespunzătoare orbitelor circulare de 9.1° înclinare, traiectorii de tip DATO s-au obținut din [33]. S-a urmărit minimizarea funcției obiectiv detaliată în relația (7.7), ceea ce este echivalent cu maximizarea masei utile ce poate fi inserată într-o orbită predefinită. Pentru integrarea ecuațiilor de mișcare s-a utilizat o metodă adaptivă de tip Runge-Kutta 5(4).

Un exemplu reprezentativ al calității orbitelor obținute (Falcon 1e) este prezentat în Fig. 6.2. Se poate observa variația altitudinii cu timpul, fiind prezentată cu linie continuă traiectoria lansatorului, iar cu linie discontinuă traiectoria satelitelui. Menținerea altitudinii constantă după desprinderea satelitelui de structura superioară confirmă circularitatea orbitei realizate.

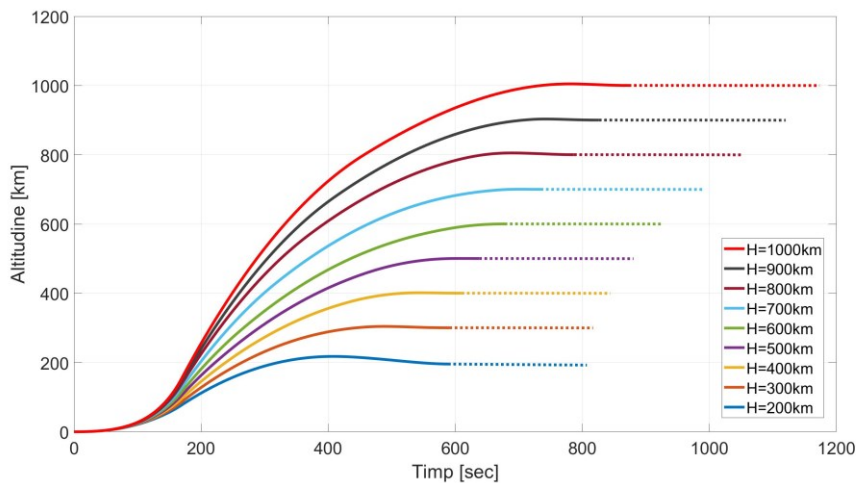


Fig. 6.2 Falcon 1e, diferite misiuni, altitudine vs. timp

Comparând performanțele orbitale de referință ale lansatoarelor cu cele obținute cu metoda dezvoltată, s-a observat o eroare medie de 5.46% pentru Falcon 1 (5 misiuni) și o eroare medie de 7.71% pentru Falcon 1e (9 misiuni), astfel eroarea medie globală este de 6.91%. Pentru 12 din cele 14 cazuri de calcul a fost obținută o masă utilă superioară în urma optimizării traiectoriilor de referință. Rezultatele obținute sunt prezentate în Fig. 6.3.

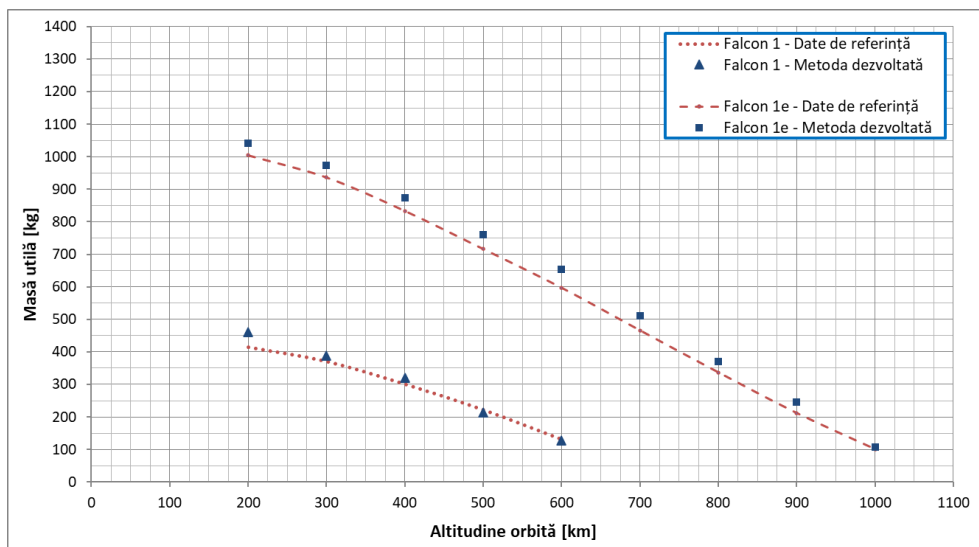


Fig. 6.3 Comparatie date, performante Falcon 1 și Falcon 1e, $e = 0$, $i = 9.1^\circ$

7 Detalii suplimentare privind algoritmul de optimizare multidisciplinară

7.1 Algoritmul de selecție și avansare a soluției

Pentru a decide asupra algoritmului de selecție și avansare a soluției din cadrul procesului iterativ OMD s-a efectuat o analiză pe 21 probleme clasice de optimizare (cu multiple minime locale, ex. funcția Rastrigin), fiind studiat un algoritm de tip gradient (punct interior), unul de căutare euristică (genetic) și unul hibrid (combinație a celor două). Conform analizei detaliate în teză, cel mai potrivit algoritm s-a dovedit a fi cel hibrid, acesta reușind să profite de avantajul algoritmului genetic, acela de a obține o îngustare semnificativă a domeniului de căutare, iar apoi de avantajul algoritmului de tip gradient, acela de a converge către o soluție caracterizată printr-o funcție obiectiv mai mică (având acum o soluție inițială foarte bună).

7.2 Variabile de optimizare

Prin procesul de optimizare globală a lansatorului se înțelege optimizarea unor parametri cheie (variabile de optimizare), lansatorul fiind apoi complet definit prin intermediul acestora și al datelor de intrare globale. Variabilele de optimizare sunt direct necesare modelelor matematice de analiză disciplinară dezvoltate în cadrul capitolelor 3 - 6. S-a avut în vedere, unde a fost convenabilă implementarea, o adimensionalizare a acestor parametri de lucru pentru a reduce pe cât posibil spațiul de căutare al soluției optime.

Astfel, pentru cazul optimizării unui lansator cu combustibil lichid, arhitectură cu 2 trepte, se folosesc următoarele variabile de optimizare:

a) Pentru definirea primei trepte (5 variabile în total):

- Masa de combustibil (oxidant + carburant) a primei trepte, M_{c1} ;
- Diametrul exterior al primei trepte, D_{e1} ;
- Presiunea în camera de ardere a primei trepte, P_{c1} ;
- Presiunea la evacuarea ajutorului primei trepte, P_{e1} ;
- Raportul Tracțiune/Greutate la pornirea motorului primei trepte, $\left(\frac{T}{G}\right)_1$.

b) Pentru definirea celei de-a doua trepte (5 variabile în total):

- Masa de combustibil (oxidant + carburant) a celei de-a doua trepte, M_{c2} ;
- Diametrul exterior al celei de-a doua trepte, D_{e2} ;
- Presiunea în camera de ardere a celei de-a doua trepte, P_{c2} ;
- Presiunea la evacuarea ajutorului celei de-a doua trepte, P_{e2} ;
- Raportul Tracțiune/Greutate la pornirea motorului celei de-a doua trepte, $\left(\frac{T}{G}\right)_2$.

c) Pentru definirea traiectoriei (6 variabile în total):

- Durata de ascensiune verticală după secvența de lansare, $t_{vertical}$;
- Durata evoluției balistice între separarea primei trepte și pornirea treptei secunde, t_{coast} ;
- Unghiul de înclinare a traiectoriei impus pentru controlul primei trepte, γ_{d1} ;
- Unghiul de drum impus pentru controlul primei trepte, χ_{d1} ;
- Raportul dintre durata ghidării active și cea totală (activă + gravitațională) a primei trepte, Δt_1 ;
- Raportul dintre durata ghidării active și cea totală (activă + gravitațională) a celei de-a doua trepte, Δt_2 .

Un total de 16 variabile de optimizare este necesar pentru o dimensionare preliminară a unei soluții constructive optimale de lansator cu arhitectură în 2 trepte, pentru cerințele orbitale impuse. Conform structurii vectorului variabilelor de optimizare detaliat în teză, pentru un lansator cu n trepte ($n \geq 2$), sunt necesare $9n - 2$ variabile de optimizare. Dacă se are în vedere doar maximizarea masei utile inserate cu ajutorul unui lansator impus (doar optimizarea traiectoriei, a se vedea capitolul 6), atunci complexitatea problemei scade semnificativ (sunt necesare doar $4n - 1$ variabile de optimizare), nefiind necesară utilizarea modulelor de *Dimensionare și Propulsie*. Geometria lansatorului, necesară modulului de *Aerodinamică*, este definită în totalitate anterior optimizării traiectoriei, dar suplimentar, există necesitatea introducerii masei utile m_{utila} drept variabilă de optimizare.

7.3 Cerințe și date de intrare

Diferitele date de intrare necesare algoritmului OMD sunt definite apriori execuției acestuia, cele mai importante fiind cerințele orbitei țintă, constrângerile de aplicat, limitele domeniului de analiză al problemei, locația de lansare, condiția de separare a carenajului aerodinamic superior și materialele utilizate, alături de caracteristicile lor mecanice și termice.

7.4 Funcția obiectiv

Funcția obiectiv definește criteriul după care se face avansarea soluției (vectorului variabilelor de optimizare). Exemple de posibile formulări ale funcțiilor obiectiv adecvate lansatoarelor spațiale de mici dimensiuni sunt cele de minimizare a masei la start, minimizare a costului pentru vehicul, maximizare a indicelui masic de performanță (raportul dintre masa utilă și masa la start) sau de maximizare a încărcăturii utile (dacă vehiculul este deja preliminar definit). Tendința actuală este de miniaturizare, astfel se implementează o funcție obiectiv în care criteriul dominant este cel de masă minimă la start.

Funcția obiectiv utilizată în teză este următoarea:

$$f_{obiectiv} = (M_{start} + I_{orbita}) \cdot I_{constrangeri} \quad (7.1)$$

unde M_{start} este masa la start a lansatorului, I_{orbita} este indicele de performanță al orbitei țintă impuse, iar $I_{constrangeri}$ este indicele de performanță al constrângerilor impuse.

Indicele de performanță al orbitei țintă este utilizat pentru a cuantifica calitatea orbitei obținute comparativ cu cea impusă înainte de lansare. Astfel, este de interes introducerea în formula de calcul a parametrilor orbitali prezentați în subcapitolul 6.6. Formula de calcul utilizată pentru I_{orbita} , pentru o orbită circulară de înclinare i_{tinta} și altitudine H_{tinta} este:

$$I_{orbita} = \sqrt{p_a(a - a_{tinta})^2 + p_v(V_i - V_{tinta})^2 + p_\gamma(\gamma - \gamma_{tinta})^2 + p_i(i - i_{tinta})^2} \quad (7.2)$$

Parametrul a_{tinta} este calculat utilizând:

$$a_{tinta} = R_p + H_{tinta} \quad (7.3)$$

unde R_p este raza de referință a Pământului.

Parametrul V_{tinta} , pentru o orbită circulară este calculat utilizând:

$$V_{tinta} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{tinta}}} = \sqrt{\frac{\mu}{a_{tinta}}} \quad (7.4)$$

unde μ este parametrul standard gravitațional.

În final, parametrul $\gamma_{tinta} = 0$ pentru o orbită circulară. S-a recurs la înlocuirea parametrului orbital excentricitate $e_{tinta} = 0$ cu V_{tinta} și $\gamma_{tinta} = 0$ pentru o mai rapidă convergență a soluției. Parametrii a, V_i, γ, i se obțin în urma integrării modelului dinamic, fiind folosite datele din momentul desprinderii satelitului, corespunzătoare finalizării combustiei celei de-a doua trepte (viteza relativă V din triedrul neinertial este transpusă în viteza absolută V_i din triedrul inertial legat Pământ - ECI).

Pentru ponderile termenilor din relația (7.2) s-au folosit următoarele valori:

$$p_a = p_V = 1; p_\gamma = p_i = 10 \quad (7.5)$$

Pentru o inserție corectă pe orbita țintă, indicele I_{orbita} tinde către valoarea 0 (valoarea 0 este atribuită unei inserții ideale).

Indicele de performanță al constrângerilor impuse este utilizat pentru a cuantifica validitatea traiectoriei obținute raportată la cerințele impuse. Formula de calcul utilizată pentru $I_{constrangeri}$, cu un număr de $N_{constrangeri}$ este următoarea:

$$I_{constrangeri} = \prod_{i=1}^{N_{constrangeri}} I_{constrangere_i} \quad (7.6)$$

unde $I_{constrangere_i}$ este indicele de performanță corespunzător fiecărei constrângeri impuse.

Constrângerile impuse depind foarte mult de natura problemei studiate, pentru optimizarea lansatorului și implicit a traiectoriei conform fazelor de evoluție menționate anterior putându-se folosi:

- Constrângeri pentru factorii de sarcină la care lansatorul este supus în timpul misiunii;
- Constrângeri pentru excluderea tranzițiilor negative din arhitectura lansatorului;
- Constrângeri pentru respectarea variației permise de diametru între trepte consecutive;
- Constrângeri pentru alungirea maximă a treptei permise;
- Constrângeri pentru raportul de expansiune al ajutorului;
- Constrângeri pentru atingerea parametrilor de comandă γ_d și χ_d pe durata ghidării active a lansatorului;
- Constrângeri pentru alinierea vectorului tracțiune cu cel al vitezei la finalul ghidării active.

În cazul în care constrângerile nu au fost respectate, termenii $I_{constrangere_i}$ asociați acestor constrângeri ar lua valori supraunitare, ceea ce ar duce la majorarea funcției obiectiv. Dacă constrângerea este respectată, atunci termenul $I_{constrangere_i}$ ar lua valoarea 1. Suplimentar, se implementează o constrângere principală, având o valoare mult superioară celorlalte menționate anterior, fiind utilizată $I_{constrangere_i} = 10^5$. Aceasta este utilizată doar dacă traiectoria nu este calculată până la finalul misiunii (de ex. traiectoria a fost una sub-orbitală, lansatorul revenind pe Pământ, $H < 0$) pentru a elimina din rândul populației vectorii de optimizare respectivi.

Dacă se are în vedere doar maximizarea masei utile inserate cu ajutorul unui lansator impus (doar optimizarea traiectoriei, a se vedea capitolul 6), atunci funcția obiectiv implementată este următoarea:

$$f_{obiectiv} = \left(\frac{m_{referinta}}{m_{utila}} + I_{orbita} \right) \cdot I_{constrangeri} \quad (7.7)$$

unde $m_{referinta}$ este masa utilă de referință (obținută din manualul lansatorului), iar m_{utila} este masa utilă obținută (variabilă de optimizare).

8 Optimizarea soluției constructive a lansatorului nominal

8.1 Cerințe de proiectare preliminară

Pentru început, algoritmul de optimizare multidisciplinară dezvoltat în cadrul tezei a fost folosit pentru a obține o soluție constructivă optimală (din punct de vedere masic) pentru o misiune de bază. S-a utilizat misiunea definită prin specificațiile din Tabelul 8.1, cele mai importante date de intrare fiind prezentate în Tabelul 8.2.

Tabelul 8.1 Cerințe orbită țintă, lansator de mici dimensiuni nominal

Cerință	Specificație
Tip orbită	Circulară
Altitudine orbită țintă	400 km
Înclinare orbită țintă	Polară (90°)
Masă utilă (satelit)	130 kg

Tabelul 8.2 Date de intrare, lansator de mici dimensiuni nominal

Data de intrare	Specificație
Număr trepte	2
Arhitectură lansator	Diametru constant
Tip oxidant	Oxigen lichid (O_2)
Tip carburant	Metan lichid (CH_4)

Locația de lansare utilizată a fost platforma din Andøya Space Center (Norvegia), aceasta fiind cea preferată pentru obținerea orbitelor polare datorită latitudinii ridicate. Datele adiționale de intrare, constrângeri și scheme de control sunt prezentate în detaliu în cadrul tezei. Limitele de căutare pentru cele 16 variabile de optimizare au fost foarte extinse, dorindu-se un spațiu inițial vast pentru a nu exclude soluția optimă. De exemplu: pentru masa de combustibil a primei trepte, intervalul analizat a fost $M_{c1} \in [5t, 25t]$; pentru raportul dintre tracțiune și greutatea la start, intervalul analizat a fost $\left(\frac{T}{G}\right)_1 \in [1, 5]$; pentru durata de ascensiune verticală, intervalul analizat a fost $t_{vertical} \in [2s, 100s]$.

8.2 Convergența algoritmului dezvoltat

Pentru convergența cazului nominal s-a efectuat un număr de 1625 generații cu algoritmul genetic. Soluția nu a fost suplimentar îmbunătățită cu algoritmul bazat pe gradienti. A fost utilizată o populație inițială de 100 indivizi, astfel numărul total de iterații necesar optimizării lansatorului nominal fiind de 162500 de iterații. Durata unei iterații a fost de aproximativ 0.5 s, astfel timpul total necesar optimizării fiind de aproximativ 22 ore.

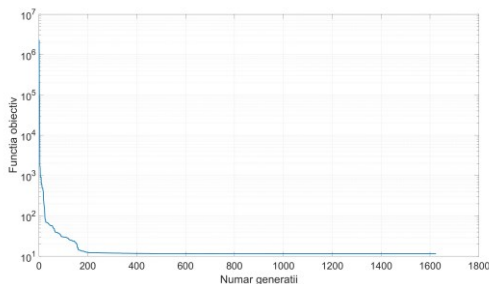


Fig. 8.1 Convergtența funcției obiectiv, caz nominal

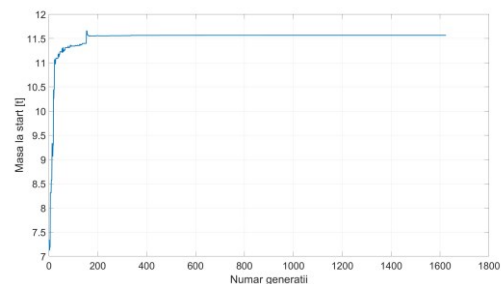


Fig. 8.2 Convergtența masei la start a lansatorului, caz nominal

Convergtența funcției obiectiv este prezentată în Fig. 8.1. Este afișată doar cea mai bună soluție din generația curentă, putându-se observa o scădere în timp către valoarea minimă pe parcursul întregului proces iterativ. La finalul procesului de optimizare multidisciplinară s-a obținut valoarea minimă $f_{obiectiv} = 11.5687$. Se observă o bruscă diminuare a valorii funcției

obiectiv în primele sute de generații, ca apoi să înceapă un proces lent de rafinare a soluției către valoarea optimală.

În Fig. 8.2 se poate observa convergența masei la start a lansatorului (împreună cu masa utilă). Datorită modului în care a fost implementată strategia de lucru (funcție obiectiv, indice orbită, indice constrângeri), se observă o creștere a masei lansatorului către valoarea minimă. Acest lucru este benefic rezultatului final obținut, existând un risc mai mic ca soluția obținută să fie un minim local și nu cel global. La finalul procesului de optimizare multidisciplinară s-a obținut valoarea minimă $M_{start} = 11.5642$ [t]. În momentul convergenței s-a obținut o valoare a indicelui de performanță al orbitei $I_{orbita} = 0.0045$, corespunzător unei inserții foarte bune. Toate constrângerile impuse au fost respectate, astfel $I_{constrangeri} = 1$. Valorile numerice obținute în urma procesului OMD pentru variabilele de optimizare sunt prezentate în detaliu în cadrul tezei.

8.3 Soluție constructivă

Cu ajutorul datelor din vectorul variabilelor de optimizare obținute în urma convergenței procesului iterativ OMD, întreaga soluție constructivă a lansatorului de mici dimensiuni poate fi generată, conform modelului implementat în modulul de *Dimensionare*. Detaliile generale privind specificațiile soluției constructive obținute se pot observa în Tabelul 8.3, componentele constructive principale ale lansatorului fiind prezentate în Fig. 8.3.

Tabelul 8.3 Detalii generale lansator nominal

Specificație	Valoare
Masă la start [t]	11.56
Indice masic de performanță [%]	1.12
Lungime totală [m]	17.64
Diametru [m]	1.35
Masă utilă [kg]	130
Masă structură superioară [kg]	219.71
Lungime structură superioară [m]	2.02
Combustibil	$O_2 + CH_4$
Masă treapta 1 [t]	9.93
Lungime treapta 1 [m]	12.17
Timp ardere treapta 1 [s]	112.68
Traucțiune medie treapta 1 [kN]	236.82
Masă treapta 2 [t]	1.41
Lungime treapta 2 [m]	3.45
Timp ardere treapta 2 [s]	386.57
Traucțiune medie treapta 2 [kN]	10.97

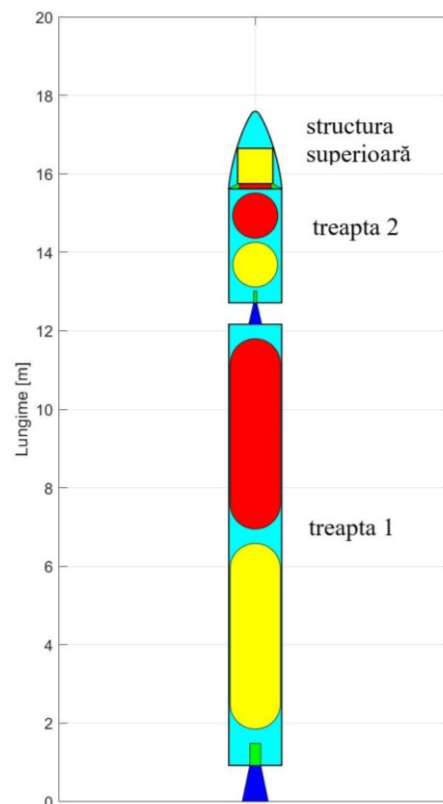


Fig. 8.3 Componente principale, lansator nominal

Codul de culori aferent componentelor interioare ale lansatorului este următorul:

- Pentru trepte: rezervor oxidant (roșu), rezervor carburant (galben), camera de ardere (verde), ajutoraj (albastru);
- Pentru structura superioară: carenaj (cian), masa utilă (galben), adaptor (verde), VEB (roșu).

8.4 Traietorie de bază

În urma rulării algoritmului de optimizare multidisciplinară dezvoltat în teză, pe lângă optimizarea unei soluții constructive, se realizează simultan definirea traiectoriei de referință de urmat pentru îndeplinirea misiunii de bază. Duratale fazelor de evoluție aferente misiunii de bază sunt prezentate în Tabelul 8.4, observându-se un timp total de aproximativ 8.5 minute. Abaterea de la parametrii țintă impuși este prezentată în Tabelul 8.5. Se poate observa o acuratețe sporită în atingerea orbitei impuse, acest aspect fiind observat și din valoarea indicelui de performanță al orbitei ($I_{orbita} = 0.0045$).

Tabelul 8.4 Profil traiectorie de bază

Fază evoluție	Durăță [s]
Zbor vertical	10.81
Ghidare activă primară	33.22
Ghidare gravitațională 1	68.64
Defazaj pornire treapta 2	12.92
Ghidare gravitațională 2	259.28
Insertie orbitală	127.29
TOTAL misiune	512.18

Tabelul 8.5 Erori de insertie, traiectorie de bază

Parametru țintă	Eroare insertie
Semiaxa mare a_{tinta} [km]	$-4.18 \cdot 10^{-6}$
Excentricitate e_{tinta} [-]	$5.43 \cdot 10^{-7}$
Înclinarea orbitei i_{tinta} [°]	$4.45 \cdot 10^{-4}$
Viteza inerțială V_{tinta} [m/s]	$-2.46 \cdot 10^{-5}$
Unghiul de înclinare a traiectoriei γ_{tinta} [°]	$3.11 \cdot 10^{-5}$

În Fig. 8.4 - Fig. 8.6 sunt prezentate variațiile anumitor parametri utilizați în funcția obiectiv a algoritmului OMD. Deoarece orbita dorită este una de tip circulară, excentricitatea obținută este nulă. Pentru unghiul de înclinare a traiectoriei se poate observa ghidarea activă primară, culminată cu o perioadă în care unghiul γ este cvasi-constant. Pentru înclinarea orbitei, se poate observa o corecție mică în cadrul manevrei de insertie orbitală pentru obținerea unei înclinări de 90° în momentul desprinderii satelitului. Evoluția masei în timp este prezentată în Fig. 8.7.

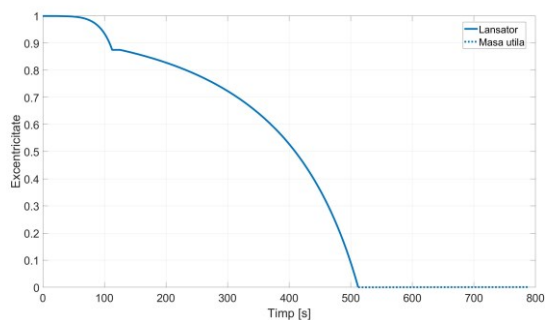


Fig. 8.4 Lansator nominal, traiectorie de bază, excentricitate vs. timp

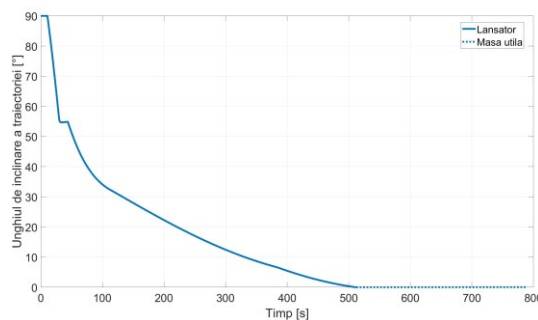


Fig. 8.5 Lansator nominal, traiectorie de bază, unghi de înclinare a traiectoriei vs. timp

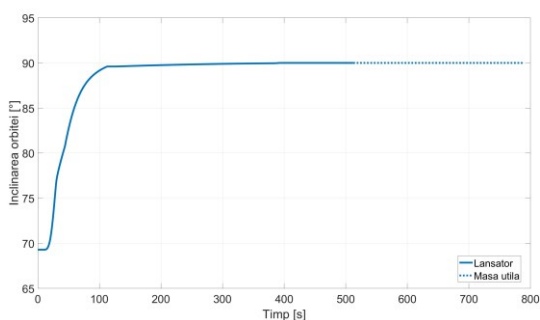


Fig. 8.6 Lansator nominal, traiectorie de bază, înclinare vs. timp

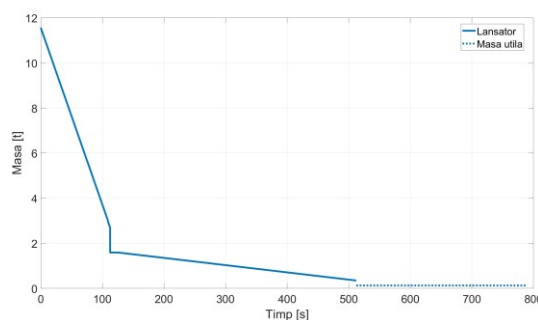


Fig. 8.7 Lansator nominal, traiectorie de bază, masa vs. timp

8.5 Validarea misiunii

În cadrul algoritmului OMD, modelul dinamic utilizat este unul simplificat de tip 3DOF (cu unghi de rulu-viteză nul), totalizând 6 ecuații diferențiale. Pentru validarea traiectoriei de bază s-a recurs la utilizarea unui model dinamic complex, de tip 6DOF, alcătuit din 21 ecuații diferențiale. Folosind simulatorul de mișcare 6DOF dezvoltat, s-a obținut o traiectorie mult mai realistă, fiind analizată și mișcarea în jurul centrului de masă.

Viteza unghiulară de tangaj este prezentată în Fig. 8.8, comanda de tangaj necesară (TVC) putând fi observată în Fig. 8.9. Se remarcă cele două zone de ghidare activă, viteza unghiulară maximă fiind de aproximativ $16^\circ/s$ în dreptul înclinării primare a lansatorului.

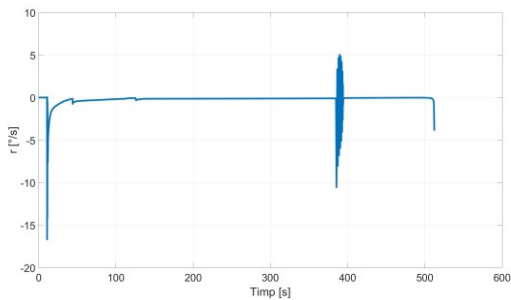


Fig. 8.8 Mișcarea în jurul centrului de masă, viteza unghiulară r

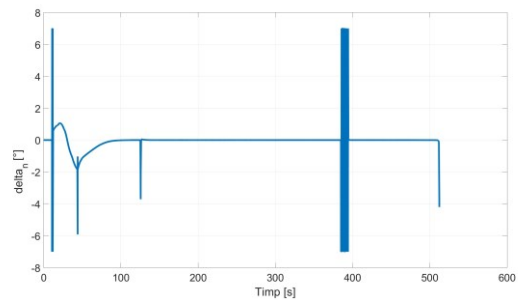


Fig. 8.9 Mișcarea în jurul centrului de masă, comanda de tangaj (bracaj TVC)

Pentru controlul lateral al lansatorului, numărul comenzilor este mult mai mic, fiind necesare doar corecții minore pentru atingerea înclinării țintă. Totodată, intensitatea acestora este scăzută comparativ cu controlul pe tangaj. Viteza unghiulară de rotație este prezentată în Fig. 8.10, comanda de rotație necesară putând fi observată în Fig. 8.11.

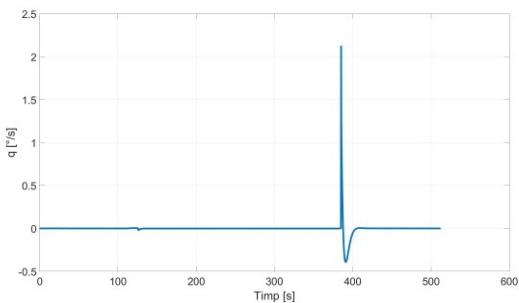


Fig. 8.10 Mișcarea în jurul centrului de masă, viteza unghiulară q

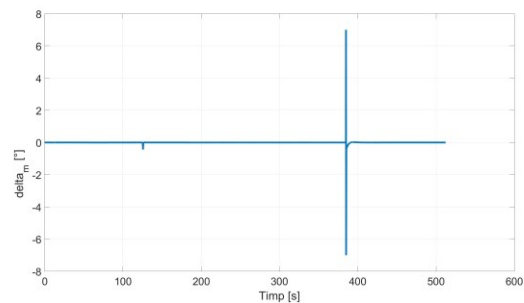


Fig. 8.11 Mișcarea în jurul centrului de masă, comanda de rotație (bracaj TVC)

În urma utilizării simulatorului de mișcare 6DOF se confirmă faptul că traiectoria generată cu ajutorul modelului simplificat 3DOF este una fezabilă, două comparații de interes (variația altitudinii și înclinării cu timpul scurs de la lansare) fiind prezentate în Fig. 8.12 și Fig. 8.13.

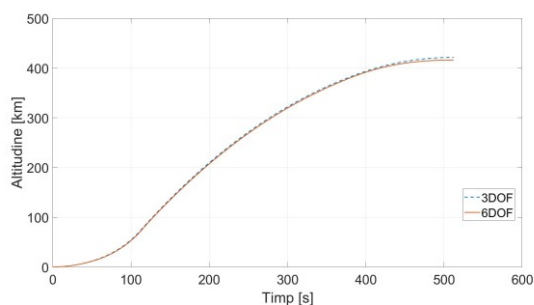


Fig. 8.12 Validare traiectorie de bază, altitudine vs. timp

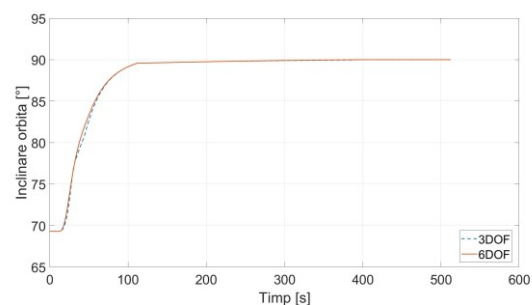


Fig. 8.13 Validare traiectorie de bază, înclinare vs. timp

9 Analiză parametrică privind lansatoarele de mici dimensiuni

9.1 Impactul altitudinii orbitei țintă

În acest subcapitol a fost studiat impactul altitudinii orbitei țintă asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizate 5 misiuni, cu altitudini ale orbitei circulare, polare, țintă cuprinse între 200 și 600 km, cu increment de 100 km. Masa utilă a fost de 130 kg. O parte din detaliile generale privind specificațiile soluțiilor constructive obținute se observă în Tabelul 9.1, componentele principale fiind reprezentate grafic în Fig. 9.1.

Tabelul 9.1 Detalii generale lansatoare, misiuni 200-600 km

Specificație	Valoare				
	H=200km	H=300km	H=400km	H=500km	H=600km
Masă la start [t]	9.92	10.80	11.56	12.89	13.96
Indice masic de performanță [%]	1.31	1.20	1.12	1.01	0.93
Lungime totală [m]	16.78	17.54	17.64	18.31	19.07
Diametru [m]	1.27	1.29	1.35	1.4	1.41
Masă utilă [kg]	130	130	130	130	130
Combustibil	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$
Timp ardere treapta 1 [s]	117.64	129.17	112.68	102.09	96.96
Tracțiune medie treapta 1 [kN]	189.51	198.86	236.82	293.74	332.89
Timp ardere treapta 2 [s]	328.69	401.62	386.57	439.57	490.8
Tracțiune medie treapta 2 [kN]	12.2	7.75	10.97	10.14	11.2

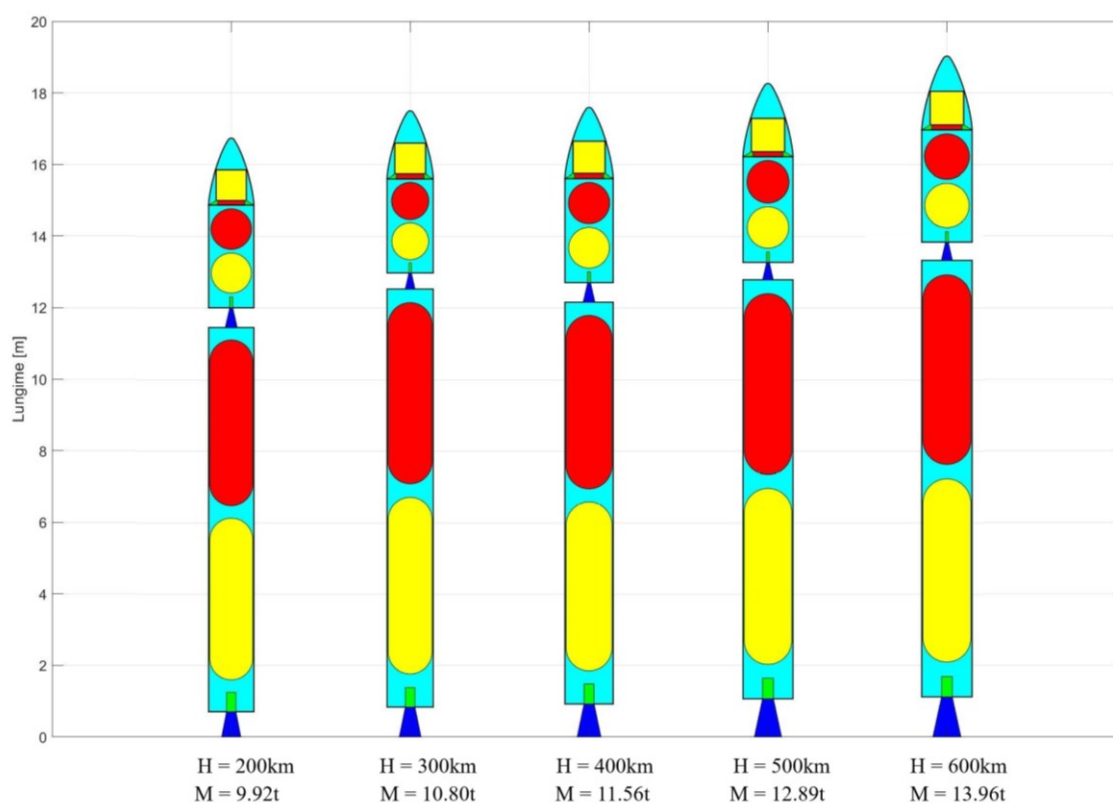


Fig. 9.1 Componente principale lansator, misiuni 200-600 km

9.2 Impactul masei utile

În această secțiune a fost studiat impactul masei utile asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizate 9 misiuni, cu mase utile cuprinse între 10 și 250 kg, cu increment de 30 kg. Altitudinea orbitei circulare, polare, țintă a fost de 400km. O parte din detaliile generale privind specificațiile soluțiilor constructive obținute se observă în Tabelul 9.2, componentele principale fiind reprezentate grafic în Fig. 9.2.

Tabelul 9.2 Detalii generale lansatoare, misiuni 10-250 kg

Specificație	Valoare								
	m=10kg	m=40kg	m=70kg	m=100kg	m=130kg	m=160kg	m=190kg	m=220kg	m=250kg
Masă la start [t]	4.97	7.30	8.43	10.18	11.56	13.79	15.79	17.38	18.93
Indice masic de performanță [%]	0.20	0.55	0.83	0.98	1.12	1.16	1.20	1.27	1.32
Lungime totală [m]	10.59	12.90	14.35	16.54	17.64	19.16	20.34	21.19	21.72
Diametru [m]	1.35	1.37	1.37	1.33	1.35	1.39	1.43	1.47	1.51
Masă utilă [kg]	10	40	70	100	130	160	190	220	250
Combustibil	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$
Timp ardere treapta 1 [s]	102.64	102.72	97.50	94.50	112.68	108.15	119.64	102.90	103.14
Tracțiune medie treapta 1 [kN]	109.71	161.16	196.71	239.46	236.82	290.65	303.46	376.04	414.45
Timp ardere treapta 2 [s]	382.67	379.83	392.69	379.25	386.57	471.71	404.76	388.36	382.61
Tracțiune medie treapta 2 [kN]	4.28	7.02	8.07	11.90	10.97	11.40	14.53	20.15	20.84

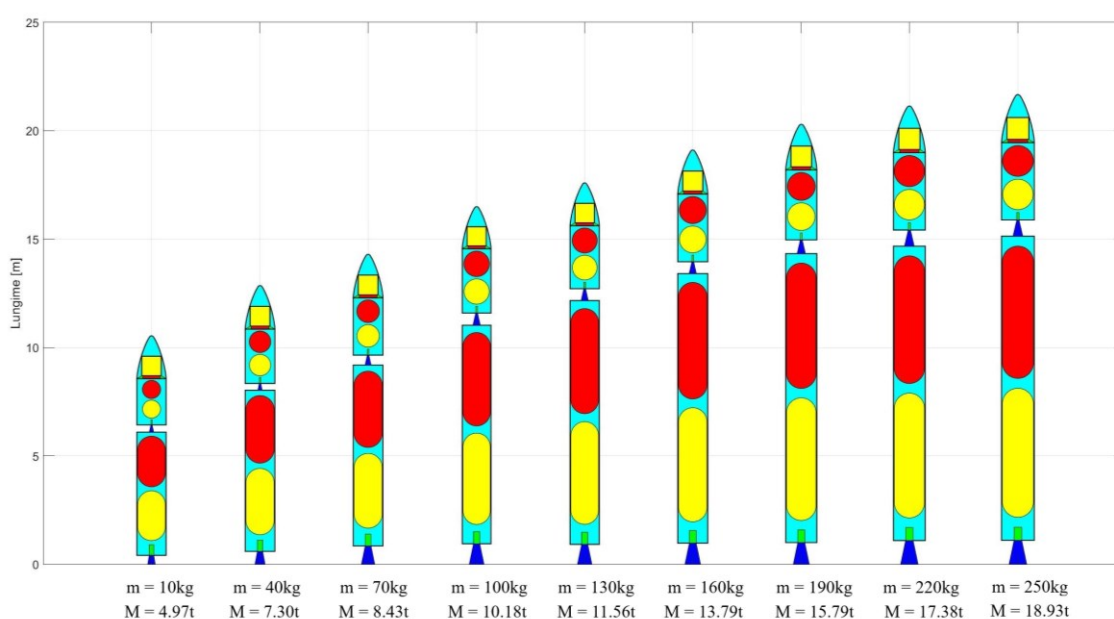


Fig. 9.2 Componente principale lansator, misiuni 10-250 kg

9.3 Impactul misiunilor uzuale

În acest subcapitol a fost studiat impactul misiunilor uzuale asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizate 5 misiuni, cu diferite locații de lansare și înclinări ale orbitei țintă, specifice orbitelor aproximativ ecuatoriale, orbitei Stației Internaționale Spațiale (ISS), orbitei polare, dar și a orbitei heliosincrone (SSO). Pentru toate misiunile studiate a fost considerată o altitudine de 400 km. Masa utilă a fost de 130 kg. O parte din detaliile generale privind specificațiile soluțiilor constructive obținute sunt indicate în Tabelul 9.3, componentele principale fiind reprezentate grafic în Fig. 9.3.

Tabelul 9.3 Detalii generale lansatoare, misiuni uzuale

Specificație	Valoare				
	Kourou $i = 5.3^\circ$	Omelek $i = 9.1^\circ$	Baikonur $i = 51.6^\circ$	Andøya $i = 90^\circ$	Andøya $i = 97.03^\circ$
Masă la start [t]	8.36	8.52	9.73	11.56	12.06
Indice masic de performanță [%]	1.56	1.53	1.34	1.12	1.08
Lungime totală [m]	16.06	16.17	16.33	17.64	18.13
Diametru [m]	1.18	1.19	1.29	1.35	1.35
Masă utilă [kg]	130	130	130	130	130
Combustibil	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$	$O_2 + CH_4$
Timp ardere treapta 1 [s]	104.67	103.68	115.31	112.68	118.34
Tracțiune medie treapta 1 [kN]	185.5	192.35	199.86	236.82	242.69
Timp ardere treapta 2 [s]	405.18	401.96	401.18	386.57	392.47
Tracțiune medie treapta 2 [kN]	6.54	6.32	6.89	10.97	8.80

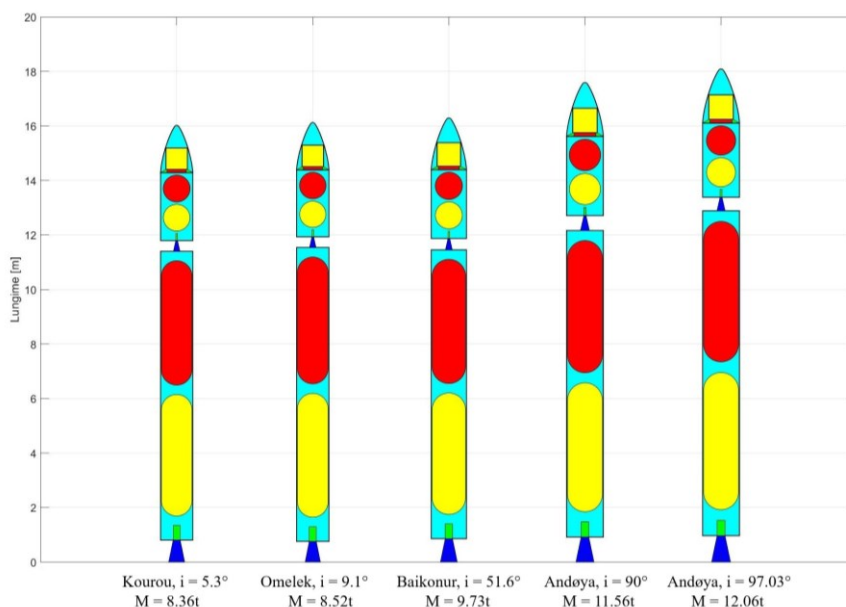
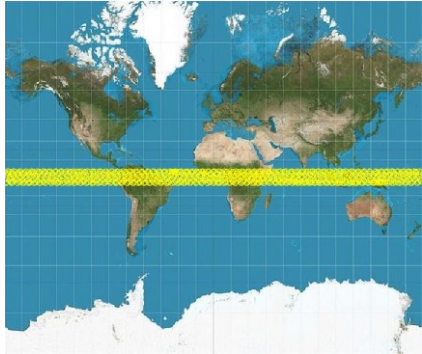
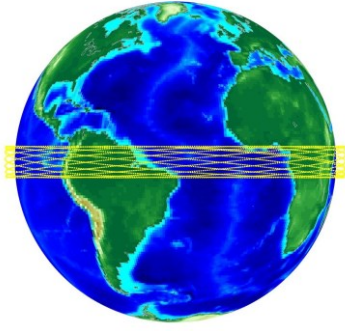

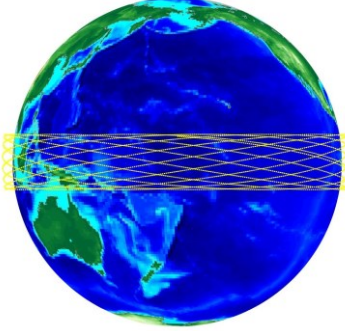

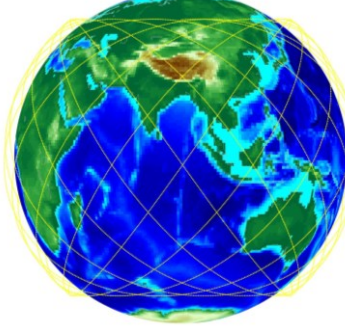
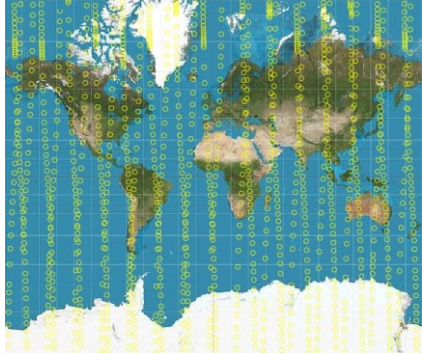
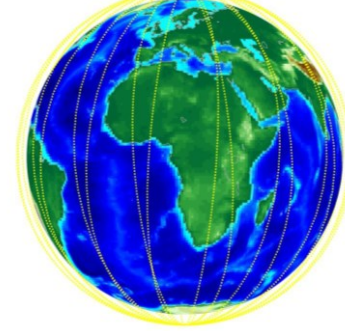
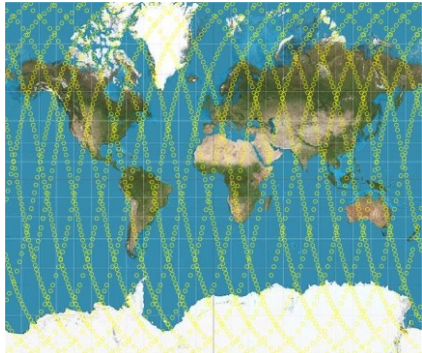



Fig. 9.3 Componente principale lansator, misiuni uzuale

Diferitele înclinări ale orbitei țintă permit satelitului inserat în aceasta să vizualizeze zone ale Pământului mai mult sau mai puțin extinse. Acest aspect este puternic vizibil dacă se recurge la o reprezentare grafică a traiectoriei orbitale a satelitului într-o proiecție Mercator (2D) și una pe glob (3D), conform celor prezentate în Tabelul 9.4.

Tabelul 9.4 Traiectoriile sateliți 24h după inserție, misiuni uzuale (reprezentare 2D și 3D)

		<p>Misiune 1, lansare Kourou, $i = 5.3^\circ$</p>
		<p>Misiune 2, lansare Omelek, $i = 9.1^\circ$</p>
		<p>Misiune 3, lansare Baikonur, $i = 51.6^\circ$</p>
		<p>Misiune 4, lansare Andøya, $i = 90^\circ$</p>
		<p>Misiune 5, lansare Andøya, $i = 97.03^\circ$</p>

9.4 Impactul combustibilului utilizat

În această secțiune a fost studiat impactul combustibilului utilizat asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizat un total de 4 perechi de combustibili lichizi, având drept oxidant oxigenul lichid și carburant hidrogenul (lansator H-H), metanul (lansator M-M), kerosenul (lansator K-K) și etanolul (lansator E-E) lichid. Orbita țintă a fost considerată cea de bază, circulară, polară de 400 km altitudine, masa utilă fiind de 130 kg. O parte din detaliile generale privind specificațiile soluțiilor constructive obținute se observă în Tabelul 9.5, componentele principale fiind reprezentate grafic în Fig. 9.4.

Tabelul 9.5 Detalii generale lansatoare, diferiți combustibili

Specificație	Valoare			
	Lansator H-H	Lansator M-M	Lansator K-K	Lansator E-E
Masă la start [t]	6.51	11.56	15.07	26.96
Indice masic de performanță [%]	2.00	1.12	0.86	0.48
Lungime totală [m]	15.99	17.64	18.61	23.26
Diametru [m]	1.58	1.35	1.30	1.64
Masă utilă [kg]	130	130	130	130
Combustibil	$O_2 + hidrogen$	$O_2 + metan$	$O_2 + kerosen$	$O_2 + etanol$
Timp ardere treapta 1 [s]	123.18	112.68	111.55	104.04
Traucțiune medie treapta 1 [kN]	138.31	236.82	293.20	552.19
Timp ardere treapta 2 [s]	379.26	386.57	372.33	377.22
Traucțiune medie treapta 2 [kN]	9.74	10.97	15.72	19.05

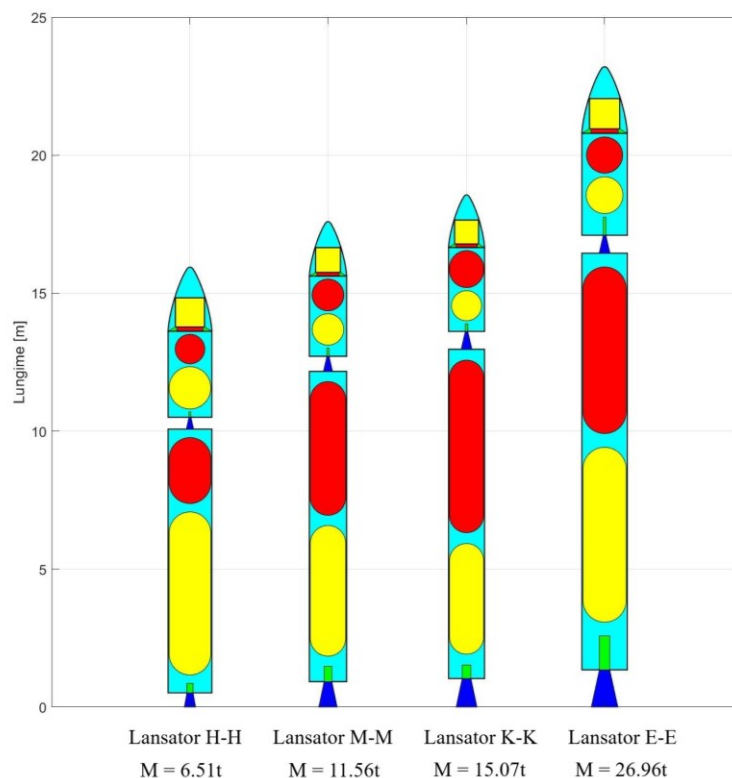


Fig. 9.4 Componente principale lansator, diferiți combustibili

10 Concluzii

10.1 Contribuțiile tezei

În cadrul tezei au fost aduse următoarele contribuții:

1. Dezvoltarea unui algoritm de calcul pentru dimensionarea lansatoarelor de mici dimensiuni și realizarea devizului de mase, bazată pe o strategie de tip bottom-up, plecând de la un număr limitat de date de intrare. Pentru estimarea masei carenajului superior este dezvoltată relația (3.1).
2. Dezvoltarea unui algoritm de calcul pentru determinarea performanțelor propulsive ale lansatoarelor de mici dimensiuni cu combustibil lichid. S-au dezvoltat funcțiile neliniare cu două variabile tip putere, de forma (4.2) pentru estimarea raportului optim de amestec dintre oxidant și carburant, temperatura de combustie, masa moleculară relativă și coeficientul izentropic al gazelor de evacuare.
3. Dezvoltarea unui algoritm de calcul pentru determinarea caracteristicilor aerodinamice de interes ale lansatoarelor de mici dimensiuni axial simetrice. Pentru calculul rezistenței de formă a componentei de tip vârf rotunjit este dezvoltată relația (5.4). Pentru estimarea forței normale în regim compresibil este dezvoltat modelul (5.7). Pentru calculul factorului de compresibilitate este indicată utilizarea unei funcții de aproximare polinomiale de gradul 2 cu două variabile (5.8), coeficienții acesteia fiind prezentați în (5.9). Totodată, a fost realizată o campanie extinsă CFD, cuprinzând 72 cazuri de calcul, folosind o configurație de lansator generic pentru validarea modelului matematic simplificat.
4. Realizarea a două simulatoare de mișcare pentru definirea traiectoriei lansatorului de mici dimensiuni. Primul utilizează un model dinamic simplificat, cu 3 grade de libertate, având un total de 6 ecuații diferențiale (detaliat în subcapitolul 6.5.2), fiind capabil suplimentar de optimizarea traiectoriei. Cel de-al doilea simulator este bazat pe un model dinamic complex, cu 6 grade de libertate, totalizând un număr de 21 ecuații diferențiale (detaliat în subcapitolul 6.5.1), fiind utilizat pentru validarea traiectoriei de referință.
5. Dezvoltarea unui algoritm de optimizare multidisciplinară pentru proiectarea preliminară a lansatorului de mici dimensiuni, având masa minimă la start, capabil să insereze cu succes o masă utilă predefinită pe o orbită țintă, bazat pe algoritmi dezvoltați în capitolele 3-6 din teză. Utilizând un algoritm de selecție și avansare a soluției de tip hibrid, ce folosește inițial un algoritm genetic urmat de unul bazat pe gradienti (detaliați în subcapitolul 7.1), alături de formularea sugerată a funcției obiectiv (detaliată în subcapitolul 7.4), codul dezvoltat generează atât soluția constructivă a lansatorului, cât și traiectoria de referință de urmat, respectând toate cerințele și restricțiile de proiectare impuse.
6. Optimizarea soluției constructive a unui lansator de mici dimensiuni nominal, pentru îndeplinirea unei misiuni de interes actual (inserția unui satelit având masa de 130 kg într-o orbită circulară, polară cu altitudinea de 400 km), conform informațiilor prezentate în subcapitolul 8.3. Este definită traiectoria de bază a lansatorului (detaliată în subcapitolul 8.4), finalizând cu validarea acesteia (prezentată în subcapitolul 8.5).
7. Metodologia de realizare a analizelor parametrice privind impactul altitudinii orbitei țintă (detaliată în subcapitolul 9.1), a masei utile (detaliată în subcapitolul 9.2), a misiunilor uzuale (detaliată în subcapitolul 9.3), dar și a combustibilului folosit (detaliată în subcapitolul 9.4) asupra soluțiilor constructive ale lansatoarelor de mici dimensiuni. Generarea în total a 20 de lansatoare spațiale pentru misiunile de interes.

10.2 Rezultate obținute

Teza sintetizează o serie de studii privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive de lansatoare de mici dimensiuni. Pe baza acestor studii au fost dezvoltate coduri de calcul individuale pentru dimensionarea lansatorului, pentru determinarea caracteristicilor propulsive și aerodinamice, dinamica mișcării și optimizarea traiectoriei, ce au fost validate cu ajutorul datelor unor lansatoare existente, extrase din literatura de specialitate. În final, înglobând codurile de calcul anterior validate, a fost elaborat un algoritm de optimizare multidisciplinară (OMD) capabil să genereze soluții constructive specifice lansatoarelor de mici dimensiuni. Soluțiile constructive generate cu algoritmul dezvoltat sunt capabile să îndeplinească misiunea impusă (de a insera unul sau mai mulți sateliți pe o orbită predefinită), optimizarea făcându-se prin minimizarea masei la start a lansatorului.

În cadrul primului capitol este prezentat contextul mondial actual al lansatoarelor de mici dimensiuni și stadiul curent al cercetărilor în domeniu. Cel de-al doilea capitol detaliază schema de lucru implementată în cadrul codului de optimizare multidisciplinară dezvoltat.

Modelul matematic utilizat pentru dimensionarea lansatorului de mici dimensiuni, detaliat în capitolul 3, este validat cu ajutorul a 8 trepte aparținând lansatoarelor existente sau utilizate în trecut. Algoritmul de calcul dezvoltat utilizând acest model estimează masa structurală a treptelor cu combustibil lichid cu o eroare medie de aproximativ 6.1% și lungimea acestora cu o eroare medie de 5.4%. Pentru o predimensionare rapidă a lansatorului, acuratețea rezultatelor este suficientă.

Modelul matematic utilizat pentru determinarea performanțelor propulsive ale lansatoarelor de mici dimensiuni, detaliat în capitolul 4, este validat cu ajutorul a 11 motoare cu combustibil lichid, având diferite perechi oxidant-carburant. Codul de calcul dezvoltat utilizând acest model estimează impulsul specific și tracțiunea generată cu o eroare medie de aproximativ 1.6%, fiind totodată foarte rapid datorită implementării funcțiilor de aproximare a parametrilor propulsivi.

Modelul matematic utilizat pentru determinarea caracteristicilor aerodinamice ale lansatoarelor de mici dimensiuni, detaliat în capitolul 5, este validat cu ajutorul unei campanii CFD extinse, realizate în cadrul tezei. În urma celor 72 cazuri de calcul CFD, realizate cu ajutorul pachetului software Ansys Fluent, a fost obținută o bază de date aerodinamice de înaltă fidelitate. Codul de calcul dezvoltat utilizând modelul simplu, bazat pe relații analitice și semi-empirice, estimează coeficienții de rezistență la înaintare, de portanță, de forță axială și forță normală cu un grad ridicat de acuratețe.

Modelul matematic utilizat pentru dinamica mișcării lansatorului și optimizarea traiectoriei, detaliat în capitolul 6, este unul simplificat de tip 3DOF cu unghi de rulu-viteză nul, fiind selectat datorită simplității acestuia și a gradului ridicat de acuratețe în modelarea mișcării vehiculelor spațiale. În urma comparațiilor dintre datele obținute cu codul de calcul bazat pe modelul dezvoltat în teză și datele de referință ale lansatoarelor SpaceX Falcon 1 și Falcon 1e, s-a observat o eroare medie de aproximativ 6.9% în masa utilă inserată pe orbită. Din cele 14 cazuri de calcul studiate, codul dezvoltat a generat o traiectorie superioară (caracterizată printr-o masă mai mare inserată pe orbită cu același lansator) celei de referință în 12 situații.

Pentru avansarea soluției în cadrul procesului iterativ de optimizare, reprezentată printr-un vector al variabilelor de optimizare, s-a recurs la utilizarea unui algoritm hibrid în urma unei analize de performanță a algoritmilor genetici și de tip gradient, prezentată în capitolul 7.

În cadrul capitolului 8 a fost detaliat cazul nominal de calcul, obținându-se o soluție constructivă optimală (din punct de vedere masic) capabilă să insereze o masă utilă de 130 kg într-o orbită circulară, polară de altitudine 400 km cu lansare din Andøya Space Center, Norvegia. S-a obținut un lansator cu masa la start de 11.56 t, lungimea totală de 17.64 m și

diametrul exterior de 1.35 m, indicele masic de performanță fiind unul ridicat pentru o astfel de misiune, de 1.12%. Tot în cadrul acestui capitol a fost utilizat un cod de calcul adițional (simulator de mișcare) bazat pe modelul dinamic 6DOF pentru validarea traiectoriei de referință generate de către algoritmul OMD. S-a observat o bună corespondență între rezultate, mișcarea în jurul centrului de masă fiind amortizată, neexistând astfel riscul destabilizării lansatorului.

Obiectivul capitolului 9 a fost acela de a prezenta influența principalelor cerințe de proiectare asupra caracteristicilor lansatorului. În subcapitolul 9.1 a fost studiat impactul altitudinii orbitei țintă asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizate 5 misiuni, cu altitudini ale orbitei circulare, polare, țintă cuprinse între 200 și 600 km, cu un increment de 100 km. S-a observat o relație de cvasi-liniaritate între altitudinea orbitei și masa la start a lansatorului, obținându-se o valoare minimă în cazul orbitei de 200 km (Masă lansator = 9.92 t) și o valoare maximă în cazul orbitei de 600 km altitudine (Masă lansator = 13.96 t).

În subcapitolul 9.2 a fost studiat impactul masei utile asupra lansatorului, fiind analizate 9 misiuni, cu mase utile cuprinse între 10 și 250 kg, cu un increment de 30 kg. S-a observat o relație de cvasi-liniaritate între masa utilă și masa la start a lansatorului, astfel existând o puternică scădere a indicelui masic de performanță pentru valori reduse ale masei utile. Valori de peste 1% ale indicelui masic de performanță se observă începând cu mase utile de peste 100 kg.

În subcapitolul 9.3 a fost studiat impactul misiunilor uzuale asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizate 5 misiuni, cu diferite locații de lansare și înclinări ale orbitei țintă, specifice orbitelor aproximativ ecuatoriale, orbitei Stației Internaționale Spațiale (ISS), orbitei polare, dar și a orbitei heliosincrone (SSO). Se observă o masă la start semnificativ mai mică pentru orbitele de înclinare mică, cu lansare dintr-o locație de latitudine asemănătoare orbitei țintă (Kourou și Omelek). Cea mai penalizantă orbită din punct de vedere masic a soluției constructive necesare este cea SSO, având o înclinare specifică altitudinii de 400km de 97.03° , masa la start fiind cu aproximativ 45% mai mare decât în cazul unei orbite de 5.3° înclinare. Totodată, este prezentată o comparație a suprafeței terestre vizibile de către sateliți, acoperirea maximă fiind obținută pentru orbita polară.

În subcapitolul 9.4 a fost studiat impactul combustibilului utilizat asupra lansatorului de mici dimensiuni, fiind analizat un total de 4 perechi de combustibili lichizi, având drept oxidant oxigenul lichid și carburantul hidrogenul (H-H), metanul (M-M), kerosenul (K-K) și etanolul (E-E) lichid. Orbita țintă a fost considerată cea circulară, polară de 400 km altitudine, masa utilă fiind de 130 kg. Se observă o masă la start foarte scăzută în cazul lansatorului de tip H-H, datorată performanțelor propulsive foarte ridicate. Utilizarea etanolului nu este justificată datorită masei la start foarte mari. Simplitatea soluției tehnice necesare utilizării metanului sau kerosenului drept carburant (comparativ cu hidrogenul) justifică folosirea acestora în detrimentul soluției optime a lansatorului H-H.

10.3 Perspective de dezvoltare ulterioară

Pentru o dezvoltare ulterioară se dorește extinderea capabilităților algoritmului de optimizare multidisciplinară prin modelarea și a motoarelor cu combustibil solid, fiind necesare extinderi ale modelelor matematice aferente dimensionării și calculului performanțelor propulsive. De interes este și implementarea treptelor cu opțiune de retropropulsie pentru recuperarea acestora în condiții de siguranță. Pentru simulatorul de mișcare 6DOF dezvoltat în cadrul tezei se are în vedere extinderea capabilităților existente prin includerea modurilor elastice de oscilație, specifice lansatoarelor spațiale și a influenței vântului asupra traiectoriei.

10.4 Lista publicațiilor

Pe durata activităților de doctorat au fost elaborate 7 articole în calitate de autor principal și 6 articole în calitate de coautor, fiind publicate în reviste științifice internaționale.

- În calitate de autor principal:

A. I. Onel, T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, M. V. Pricop, “MDO approach for a two-stage microlauncher,” *INCAS Bulletin*, vol. 10, nr. 3, pp. 127-138, 2018.

A. I. Onel, A. Stăvărescu, M. G. Cojocaru, M. V. Pricop, M. L. Niculescu, A. M. Neculăescu, T. P. Afilipoae, “Computation of the Hypersonic Heat Flux with Application to Small Launchers,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 2046, 2018.

A. I. Onel, T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, M. V. Pricop, “Drag coefficient modelling in the context of small launcher optimisation,” *INCAS Bulletin*, vol. 10, nr. 4, pp. 103-116, 2018.

A. I. Onel, O. I. Popescu, A. M. Neculăescu, T. P. Afilipoae, T. V. Chelaru, “Liquid rocket engine performance assessment in the context of small launcher optimisation,” *INCAS Bulletin*, vol. 11, nr. 3, pp. 135-145, 2019.

A. I. Onel, T. V. Chelaru, “Aerodynamic assessment of axisymmetric launchers in the context of multidisciplinary optimisation,” *INCAS Bulletin*, vol. 12, nr. 1, pp. 135-144, 2020.

A. I. Onel, T. V. Chelaru, “Trajectory assessment and optimisation in the context of small launcher design,” *INCAS Bulletin*, vol. 12, nr. 2, pp. 117-132, 2020.

A. I. Onel, T. V. Chelaru, “Weights and sizing assessment in the context of small launcher design,” *INCAS Bulletin*, vol. 12, nr. 3, pp. 137-150, 2020.

- În calitate de coautor:

T. V. Chelaru, **A. I. Onel**, A. Chelaru, “Microlauncher, mathematical model for orbital Injection,” *International Journal Of Geology*, vol. 10, 2016.

T. V. Chelaru, **A. I. Onel**, T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, “Mathematical Model for Microlauncher performances evaluation,” *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*, vol. 79, nr. 4, pp. 49-66, 2017.

T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, **A. I. Onel**, M. V. Pricop, A. Marin, A. G. Perșinaru, A. M. Cișmilianu, I. C. Oncescu, A. Toader, A. Sirbi, S. Bennani, T. V. Chelaru, “Launch Vehicle - MDO in the development of a Microlauncher,” *Transportation Research Procedia*, vol. 29, pp. 1-11, 2018.

A. M. Neculăescu, T. P. Afilipoae, **A. I. Onel**, M. V. Pricop, I. Stroe, “Trajectory Optimization For Small Launchers Using A Genetic Algorithm Approach,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 2046, 2018.

T. V. Chelaru, V. Pană, **A. I. Onel**, T. P. Afilipoae, A. F. Cojocaru, I. C. Vasile, “Flexible model for Micro-Launcher Dynamics,” *MATEC Web of Conferences*, vol. 304, 2019.

T. V. Chelaru, V. Pană, **A. I. Onel**, T. P. Afilipoae, A. F. Cojocaru, I. C. Vasile, “Wind Influence on Micro-Launcher Dynamics Model,” *MATEC Web of Conferences*, vol. 304, 2019.

Bibliografie (selectivă)

- [1] F. Gamgami, „A trendsetting Micro-Launcher for Europe,” în *3rd European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Versailles, 2009.
- [2] N. Brown, J. Olds, „Evaluation of Multidisciplinary Optimazation (MDO) Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle,” în *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 2005.
- [3] M. Tava, S. Suzuki, „Integrated Multidisciplinary and Multicriteria Optimization of a Space Transportation System and its Trajectory,” în *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, Bremen, Germany, 2003.
- [4] J. Martins, C. Marriage, „An Object-Oriented Framework for Multidisciplinary Design Optimization,” în *3rd AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialist Conference*, Waikiki, Hawaii, USA, 2007.
- [5] I. Kroo, „Distributed multidisciplinary design and collaborative optimization,” în *VKI lecture series on optimization methods and tools for multicriteria/multidisciplinary design*, 2004.
- [6] C. Gang, X. Min, W. Zi-Ming, C. Si-Lu, „Multidisciplinary design optimization of RLV reentry trajectory,” în *13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Capua, Italy, 2005.
- [7] A. Filatyev, A. Golikov, „The complex approach to optimization of STS parameters on the maximum principle basis,” în *59th International Astronautical Congress*, 2008.
- [8] S. Akhtar, H. Linshu, „Simulation-Based Optimization Strategy for Liquid Fueled Multi-stage Space Launch Vehicle,” în *Sixth International Conference on Parallel and Distributed Computing, Applications and Technologies*, Dalian, China, 2005.
- [9] C. Geetha Krishnan, P. Mujumbar, K. Sudhakar, W. Adimurthy, „Genetic algorithm guided gradient search for launch vehicle trajectory optimization,” în *International Conference on Aerospace Science and Technology*, Bangalore, India, 2008.
- [10] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé, A. Chriette, „A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design,” *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 45, pp. 619-642, 2012.
- [11] F. Castellini, „Multidisciplinary design optimization for expendable launch vehicles,” Politecnico Di Milano, 2012.
- [12] M. W. van Kesteren, B. T. C. Zandbergen, „Design and Analysis of an Airbone, Solid Propelled, Nanosatellite Launch Vehicle Using Multidisciplinary Design Optimization,” în *6th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (Eucass)*, Poland, 2015.
- [13] M. Balesdent, „Multidisciplinary Design Optimization of Launch Vehicles,” Ecole Centrale de Nantes, 2011.
- [14] R. Humble, G. Henry, W. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, Mc-Graw Hill, 1995.

- [15] *** Rocket & Space Technology, „Propellant Combustion Charts,” [Interactiv]. Available: <http://www.braeunig.us/space/comb.htm>.
- [16] J. J. Moré, D. C. Sorensen, „Computing a Trust Region Step,” *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*, vol. 3, pp. 553-572, 1983.
- [17] K. Levenberg, „A Method for the Solution of Certain Problems in Least Squares,” *Quarterly of Applied Mathematics*, vol. 2, pp. 164-168, 1944.
- [18] J. N. Nielsen, Missile Aerodynamics, Mountain View, California, 1988.
- [19] *** United States Bureau of Naval Weapons, „Handbook of Supersonic Aerodynamics. Section 8. Bodies of Revolution,” Navweps Report 1488, 1961.
- [20] S. F. Hoerner, Fluid-Dynamic Drag, Published by the author, 1965.
- [21] W. Stoney, „Collection of Zero-Lift Drag Data on Bodies of Revolution from Free-Flight Investigations,” NASA-TR-R-100, 1961.
- [22] C. S. James, R. C. Carros, „Experimental investigation of the zero-lift drag of a fin-stabilized body of fineness ratio 10 at Mach numbers between 0.6 and 10,” NACA RM A53D02, Washington, 1953.
- [23] J. Barrowman, „The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles,” The Catholic University of America, Washington, 1967.
- [24] S. Box, C. M. Bishop, H. Hunt, „Estimating the dynamic and aerodynamic parameters of passively controlled high power rockets for flight simulation,” 2009.
- [25] G. K. Mandell, G. J. Caporaso, W. P. Bengen, „Topics in Advanced Model Rocketry,” MIT Press , 1973.
- [26] R. Galejs, „Wind Instability, What Barrowman Left Out,” 1999.
- [27] F. Shahid, M. Hussain, M. M. Baig, I. Haq, „Variation in Aerodynamic Coefficients with Altitude,” *Results in Physics* , vol. 7, pp. 1261-1273, 2017.
- [28] J. D. Gray, E. E. Lindsay, „Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10,” AEDC-TDR-63-137, 1963.
- [29] J. D. Gray, „Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2,” AEDC-TDR-64-137, 1964.
- [30] G. Pezzella, A. Viviani, Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles, Springer, 2015.
- [31] T. V. Chelaru, C. Mihăilescu, Lansatoare și sisteme de lansare - Note de curs, București: Politehnica Press, 2017.
- [32] A. A. Lebedev, N. F. Gerasiota, Balistika raket, Moskva: Ed. Maşinostroenie, 1970.
- [33] *** SpaceX, „Falcon 1 Launch Vehicle Payload Users's Guide, Rev.7,” 2008.