

UNIVERSITATEA "POLITEHNICA" din BUCUREȘTI ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE AEROSPAȚIALĂ

REZUMATUL TEZEI DE DOCTORAT

Studii privind reintrarea distructivă în atmosferă a vehiculelor aerospațiale A study on the destructive atmospheric reentry of aerospace vehicles

Autor: Ing. Tudorel-Petronel AFILIPOAE

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

			-
Președinte	Prof. dr. ing. Teodor Lucian GRIGORIE	de la	Universitatea POLITEHNICA
			București
Conducător de	Prof. dr. ing. Teodor-Viorel CHELARU	de la	Universitatea POLITEHNICA
doctorat			București
Referent	Prof. dr. ing. Sterian DANAILA	de la	Universitatea POLITEHNICA
			București
Referent	Prof. dr. ing. Edward RAKOSI	de la	Universitatea Tehnică
			"Gheorghe Asachi" - Iași
Referent	CSII. dr. ing. Victor PRICOP	de la	Institutul National de Cercetări
			Aerospațiale "Elie Carafoli"

COMISIA DE DOCTORAT

Cuprins

1	Inti	oducere	5
	1.1	Unelte computaționale pentru evaluarea riscului reintrării în atmosferă	5
	1.2	Objective	7
	1.3	Conținutul lucrării	8
2	Pri	vire de ansamblu asupra problemei reintrării distructive în atmosferă	10
3	Ger	nerarea geometriei și estimarea proprietăților inerțiale	12
	3.1	Generarea geometriei	12
	3.2	Estimarea proprietăților inerțiale	13
	3.3	Proprietăți inerțiale – Rezultate și validare	13
4	Sin	nularea mișcării cu șase grade de libertate	15
	4.1	Sisteme de referință și transformări de coordonate	15
	4.2	Forțe și momente exterioare	16
	4.3	Ecuații de mișcare	17
	4.4	Metode Runge-Kutta cu pas de timp adaptiv	18
	4.5	Rezultate și validare	18
5	Sin	nularea transferului de căldură nestaționar	20
	5.1	Soluționarea numerică a ecuației căldurii	20
	5.1	1 Discretizarea spațială cu metoda volumelor finite	20
	5.1	2 Discretizarea temporală	21
	5.1	.3 Condiții inițiale și la limită	21
	5.2	Aspecte privind soluționarea analitică a ecuației căldurii	22
	5.3	Rezultate și validare	22
6	Ae	odinamică și Aerotermodinamică	24
	6.1	Proprietăți aerodinamice	24
	6.2	Fluxul termic convectiv	25
	6.3	Validarea modelelor de calcul	25
7	Mo	dele de distrugere termică a vehiculelor aerospațiale la reintrarea în atmosferă	27
	7.1	Model de ablație al reziduurilor spațiale la reintrarea în atmosferă	27
	7.2	Validarea modelului de ablație	28
	7.3	Simularea reintrării distructive în atmosferă a unui obiect metalic	29
	7.4	Model de fragmentare a structurilor complexe la reintrarea în atmosferă	30
	7.5	Privire de ansamblu asupra implementării practice a modelelor matematice	31

7.6	Simularea reintrării distructive unei structuri tipice de lansator	31
Influ	iența incertitudinilor	33
8.1	Introducere	33
8.2	Aspecte teoretice privind numărul de iterații și acuratețea unei simulări Monte Car 33	lo
8.3	Analiza Monte Carlo a unei reintrări distructive în atmosferă. Caz exemplificativ.	33
Capi	itol final	35
9.1	Contribuții ale lucrării	35
9.2	Concluzii și posibilități de dezvoltare ulterioară	37
9.3	Listă publicații	39
	7.6 Influ 8.1 8.2 8.3 Capi 9.1 9.2 9.3	 7.6 Simularea reintrării distructive unei structuri tipice de lansator

1 Introducere

Dat fiind interesul din ce în ce mai ridicat pentru explorarea spațiului cosmic, numărul de misiuni spațiale este în continuă creștere, aducând cu sine o creștere semnificativă a numărului reziduurilor (deșeurilor) aflate pe orbita Pământului. Totodată, o mare majoritate a acestor misiuni spațiale sunt proiectate așa încât să cuprindă cel puțin un eveniment de reintrare în atmosferă a unui vehicul sau părți ale unui vehicul (trepte de lansator, capsule de reintrare, etc.). Odată reintrate în atmosferă, reziduurile rezultate în urma misiunilor spațiale reprezintă hazarduri pentru populație, faună, floră și proprietate. Din acest motiv, există un interes din ce în ce mai ridicat în comunitatea științifică de a cuantifica riscul pe care reziduurile spațiale îl prezintă. O măsură în acest sens este aceea de a proiecta unelte computaționale capabile să simuleze reintrarea în atmosferă a reziduurilor spațiale și implicit să cuantifice riscul asociat unei misiuni spațiale.

Lucrarea de față cuprinde o serie de studii cu privire la reintrarea distructivă în atmosferă a unui vehicul sau reziduu spațial. Înțelegerea și simularea reintrării distructive în atmosferă necesită expertiza mai multor ramuri inginerești, motiv pentru care lucrarea înglobează studii privind analiza de traiectorie, analiza structurală, transfer termic, aerodinamică și aerotermodinamică. Obiectivul acestor studii este acela de a identifica o serie de modele matematice ce pot facilita înțelegerea fenomenelor ce guvernează reintrarea în atmosferă, și totodată de a implementa și valida aceste modele în cadrul unei unelte computaționale multidisciplinare capabilă să simuleze o reintrare distructivă.

Cuvinte cheie: reintrare distructivă, reziduu spațial, flux termic convectiv, transfer termic, volume finite, grile nestructurate, simularea traiectoriei, model de fragmentare, model de ablație, caracteristici aerodinamice, coeficient de presiune

1.1 Unelte computaționale pentru evaluarea riscului reintrării în atmosferă

În prezent, există două abordări principale în ceea ce privește elaborarea de medii computaționale capabile să estimeze riscul reintrării reziduurilor spațiale: coduri bazate pe *obiect* și coduri bazate pe *vehicul*.

Mediile computaționale de tip obiect sunt bazate în general pe mai multe ipoteze simplificatoare în comparație cu cele de tip vehicul. Mai exact, codurile bazate pe obiect reduc analiza distrugerii unui vehicul spațial dat la analiza distrugerii părților sale componente. Astfel, componentele vehiculului analizat, de multe ori doar cele critice, sunt modelate ca obiecte cu geometrie de bază cum sunt sfere, cuburi, paralelipipede, cilindre, bare, etc., reducându-se în acest fel semnificativ etapa de preprocesare premergătoare unei simulări. Fiecărui obiect de bază din cele ce constituie structura vehiculului îi este asociat un material care poate fi fie chiar materialul piesei modelate de obiectul respectiv, în cazul obiectelor omogene și izotrope (componente metalice), fie un material echivalent, în cazul obiectelor ce conțin mai multe materiale sau/și sunt fabricate din materiale compozite. Codurile de tip obiect se bazează pe ipoteza că structura vehiculului analizat se va descompune în părțile sale componente (sfere, cuburi, etc.) la o altitudine ce poate varia între 75 km și 85 km. Din momentul fragmentării, obiectele rezultate sunt supuse unor analize termice simple cu scopul de a prezice probabilitatea de supraviețuire a acestora în timpul reintrării și eventualele zone de impact, în cazul în care acestea supraviețuiesc. Punctele de impact ale obiectelor ce supraviețuiesc reintrării pot fi extinse pe zone cu dimensiuni între 200 și 2000 km, în funcție de masele obiectelor și proprietățile materialelor din care acestea sunt fabricate.

Un avantaj al codurilor bazate pe obiect este acela că, în ipoteza în care vehiculul analizat se descompune în părțile sale componente, se creează cel mai nefavorabil scenariu de reintrare, acela în care este maximizată suprafața totală expusă sarcinilor termice din timpul reintrării. Această abordare este una conservativă în sensul în care se consideră că, dacă obiectele analizate supraviețuiesc acestui cel mai nefavorabil scenariu, atunci acestea cu siguranță pot fi considerate critice în ceea ce privește riscul de impact. Un alt avantaj al codurilor de tip obiect este timpul foarte redus de calcul, datorat numărului mare de ipoteze simplificatoare. Timpul de calcul pentru un cod de tip obiect poate varia de la câteva secunde la câteva minute ([1]). Dezavantajul codurilor de tip obiect este acela că nu este posibilă o analiză detaliată a proceselor de natură termică sau mecanică ce au loc în cazul vehiculului real în timpul reintrării, cum este de exemplu încălzirea rapidă a pieselor direct expuse sarcinilor termice și încălzirea mai lentă a pieselor interioare, mai protejate în fața acestor sarcini.

Dintre cele mai importante coduri de tip obiect dezvoltate de comunitatea spațială de-a lungul anilor putem enumera *Debris Assessment Software (DAS,* [2], [3]), *Object Oriented Surveillance Analysis Tool (ORSAT,* [4], [5]), *DEBRISK (* [6], [1]), *Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis (DRAMA,* [1], [7]) și Spacecraft Aerothermal Model (SAM, [1], [8]).

Spre deosebire de codurile de tip obiect, codurile de tip vehicul modelează întreg vehiculul analizat ca o singură entitate. Astfel, piesele componente reprezintă modele computaționale fidele al pieselor reale ce alcătuiesc vehiculul analizat. Acestea sunt materializate în procesul de calcul prin grile computaționale tridimensionale care formează baza unor analize termice și aerodinamice mai complexe decât în cazul codurilor de tip obiect. În baza grilelor computaționale create, metode inginerești locale sunt utilizate în vederea estimării fluxurilor termice convective și radiative și a coeficientului de presiune care vor fi mai departe utilizate în propagarea stării termice a vehiculului și respectiv determinarea forței aerodinamice ce acționează pe acesta. Propagarea traiectoriei vehiculului și a reziduurilor rezultate se realizează integrând setul complet de ecuații de mișcare în 6 grade de libertate. Fragmentarea structurii este prezisă prin monitorizarea temperaturii și tensiunilor mecanice locale. Astfel, fragmentarea are loc prin topire, datorită depășirii temperaturii de topire, și prin rupere datorită depășirii tensiunilor mecanice ultime. De cele mai multe ori, codurilor de tip vehicul le sunt asociate baze de date cu proprietăți de materiale ce pot varia în funcție de temperatură.

Avantajul major al codurilor de tip vehicul este acela că oferă posibilitatea unei analize mai complexe a procesului de reintrare distructivă, în special sub aspectul în care fragmentarea vehiculului este modelată în mod direct prin prisma temperaturilor și tensiunilor mecanice locale, spre deosebire de codurile de tip obiect care impun o altitudine de fragmentare stabilită a priori. Pe de altă parte, codurile de tip vehicul necesită un timp de calcul mult mai mare față

de codurile de tip obiect, variind între câteva ore și câteva zile ([1]), în funcție de complexitatea vehiculului analizat.

Dintre codurile de tip vehicul dezvoltate de către comunitatea spațială putem enumera Spacecraft Atmospheric reentry and Aerothermal Break-up (SCARAB, [9], [10]), Spacecraft Aerothermal Model (SAM) și PAMPERO ([11], [12]).

1.2 Objective

Problema reintrării distructive în atmosferă a unui vehicul aerospațial este una cu un puternic caracter multidisciplinar iar înțelegerea și simularea acesteia necesită interconectarea mai multor ramuri ale inginerei, atât la nivel computațional cât și experimental. Prin urmare, lucrarea de față nu își propune o abordare extensivă a problemei reintrării distructive ci are ca obiectiv *general* identificarea unei colecții de modele de calcul ce pot face posibilă înțelegerea și simularea acesteia. Totodată, modelele de calcul identificate vor fi implementate în cadrul unor unelte computaționale și validate cu rezultate experimentale și numerice, acolo unde acestea sunt disponibile. Noi contribuții către comunitatea științifică în contextul reintrării distructive vor fi aduse atât prin completarea sau îmbunătățirea modelelor matematice existente, cât și prin modalitatea de unificare a acestora într-un mediu computațional multidisciplinar. Așadar, dintre obiectivele *specifice* ale acestei lucrări putem enumera:

- Implementarea și validarea unui simulator de mișcare cu trei și șase grade de libertate cu scopul de a propaga traiectoriile fragmentelor rezultate în urma unei reintrări distructive.
- Implementarea și validarea unui program de calcul ce simulează transferul termic în materiale solide, cu scopul de a monitoriza starea termică a fragmentelor rezultate în urma reintrării.
- Implementarea și validarea unui modul de calcul pentru estimarea proprietăților aerodinamice și a fluxului termic convectiv pentru fragmentele rezultate pe parcursul reintrării, în funcție și de regimul de zbor.
- Propunerea și implementarea unor modele de distrugere, ardere, rupere etc. a structurilor de vehicule aerospațiale tipice sub acțiunea sarcinilor de natură termică și/sau mecanică în timpul reintrării.
- Elaborarea și implementarea unei structuri de date pentru modelarea computațională a structurilor complexe specifice vehiculelor aerospațiale, compatibilă cu structura de date necesară evaluării stării termice, proprietăților aerodinamice, fluxului termic convectiv și a proprietăților inerțiale pentru fragmentele rezultate.
- Propunerea unei metodologii de evaluare a influenței incertitudinilor asociate modelării asupra rezultatelor furnizate de către o suită de programe de calcul destinate simulării reintrării distructive în atmosferă.

1.3 Conținutul lucrării

Această lucrare este împărțită în 10 capitole în funcție și de diferitele discipline inginerești ce intervin în abordarea problemei reintrării distructive în atmosferă. Conținutul fiecărui capitol al acestei lucrări este prezentat succint în cele ce urmează.

Capitolul 1 al acestei lucrări are rol introductiv și prezintă contextul actual în ceea ce privește problema reziduurilor spațiale. De asemenea, aici sunt discutate și diferitele abordări ale comunității științifice în ceea ce privește evaluarea riscului unei misiuni spațiale asupra populației, mediului și proprietății. În acest context, se vor formula obiectivele principale ale lucrării și va fi prezentat pe scurt conținutul fiecărui capitol.

Capitolul 2 prezintă o vedere de ansamblu asupra problemei reintrării distructive în atmosferă a vehiculelor aerospațiale. Aici sunt discutate fenomenele a căror înțelegere reprezintă factori cheie în rezolvarea problemei reintrării distructive și totodată este identificată o structură preliminară a unei unelte computaționale dedicată acestei probleme.

Capitolul 3 își propune să prezinte detalii asupra modelării structurii unui vehicul aerospațial în cadrul unei unelte computaționale ce simulează reintrarea distructivă în atmosferă. Vehiculul va fi materializat la nivel computațional printr-o colecție de grile de calcul asociate unor obiecte de bază ce alcătuiesc structura. Tot în acest capitol vom prezenta modelul matematic pentru calculul proprietăților inerțiale ale vehiculului analizat iar în final vom prezenta un set de rezultate cu scopul de a oferi o măsură preliminară de validare a implementării modelului matematic.

Capitolul 4 își propune prezentarea aspectelor teoretice și numerice în ceea ce privește simularea mișcării cu șase grade de libertate, in atmosferă, a unui vehicul aerospațial. Mai precis, vom discuta despre aspecte precum sisteme de referință și transformările dintre acestea, variabilele de stare alese pentru reprezentarea completă a stării vehiculului, reprezentarea matematică a ecuațiilor cinematice și dinamice de mișcare relativ la diferite sisteme de referință dar și metode utilizate pentru soluționarea numerică a acestora. De asemenea, vom exemplifica soluționarea numerică a ecuațiilor de mișcare în cazul concret al reintrării în atmosferă a unei capsule, având în același timp ca obiectiv și furnizarea unei validări preliminare a metodelor numerice implementate.

Capitolul 5 tratează subiectul soluționării numerice a ecuației căldurii nestaționare. Specific vorbind, atenția se va îndrepta către o metodă cu volume finite centrată pe celula aplicată pe grile nestructurate tridimensionale. Totodată, vom exemplifica soluționarea numerică a ecuației căldurii în cazul concret al unui obiect metalic din aluminiu având în același timp ca obiectiv și furnizarea unei validări preliminare a metodelor numerice implementate.

Capitolul 6 își propune prezentarea metodelor adoptate în vederea determinării caracteristicilor aerodinamice ale vehiculului analizat precum și a fluxului de căldură convectiv la suprafața acestuia în timpul reintrării în atmosferă. Ne îndreptăm atenția în mare măsură către metode inginerești de fidelitate scăzută întrucât o analiză aerodinamică și aerotermodinamică fidelă nu este de interes practic în contextul problemei de față. Așadar, vom distinge între trei regimuri de zbor, și anume regimul *rarefiat*, regimul *tranzitoriu* și regimul *continuu*, pentru care vom adopta metodologii diferite pentru estimarea proprietăților aerodinamice și fluxului termic convectiv. Totodată, vom exemplifica procesul de calcul al proprietăților aerodinamice și fluxului termic convectiv în cazul unei capsule de reintrare și vom valida în același timp modelele implementate cu ajutorul unor rezultate furnizate de modele numerice de înaltă fidelitate prezente în literatura de specialitate.

Capitolul 7 își propune să prezinte detalii cu privire la fuziunea între diferite modele matematice prezentate pe parcursul acestei lucrări cu scopul de simula reintrarea distructivă a vehiculelor și reziduurilor spațiale. În primul rând, vom propune un model de ablație adecvat pentru reintrarea distructivă a obiectelor metalice care înglobează modelele de simulare de mișcare, transfer termic, aerodinamică și aerotermodinamică discutate pe parcursul capitolelor precedente. Modelul de ablație va fi validat cu ajutorul rezultatelor experimentale prezente în literatură și în cele din urmă vom exemplifica modelul implementat în cazul reintrării distructive a unui obiect din aluminiu. În al doilea rând, vom propune un model de fragmentare a structurilor complexe care, spre deosebire de modelul simplu de ablație amintit mai sus, este capabil să monitorizeze și integritatea structurală a vehiculului dar și a obiectelor individuale ce îl alcătuiesc. Algoritmul de fragmentare va fi testat pe o structură tipică de treaptă de lansator. Tot aici, vom furniza și o privire de ansamblu asupra implementării practice a tuturor modelelor de calcul ce fac posibilă o simulare complexă a reintrării distructive în atmosferă.

Capitolul 8 prezintă o posibilă abordare în ceea ce privește cuantificarea incertitudinii rezultatelor furnizate de către o unealtă computațională ce simulează reintrarea distructivă în atmosferă. Ne-am îndreptat atenția către o analiză statistică de tip Monte Carlo ce presupune simularea repetitivă a modelelor în baza unor plaje de incertitudine a metodelor de calcul utilizate și ale parametrilor acestora. Vom discuta de asemenea și posibilități de determinare a numărului minim necesar de simulări în vederea obținerii unei acuratețe dorite a rezultatelor. În final, vom exemplifica o astfel de analiză statistică în cazul reintrării distructive în atmosferă unui obiect metalic.

Capitolul 9 prezintă concluziile finale ale acestei lucrări, evidențiind contribuțiile acesteia, perspectivele de dezvoltare ulterioară și lista de lucrări științifice publicate pe parcursul elaborării lucrării. Lucrarea se încheie cu liste de figuri, tabele și referințe bibliografice.

2 Privire de ansamblu asupra problemei reintrării distructive în atmosferă

Analiza distrugerii în atmosferă a unei vehicul spațial în timpul reintrării este o problemă multidisciplinară ce necesită interconectarea mai multor discipline inginerești cu scopul de a surprinde aspectele fizice esențiale asociate. Așadar, putem identifica o serie de discipline sau module de analiză ce ar trebui avute în vedere în procesul de dezvoltare a unei unelte computaționale pentru simularea reintrării:

- *Generarea geometriei* Un prim pas în simularea reintrării distructive a unui vehicul este reprezentat de aproximarea computațională a structurii acestuia. Ne vom îndrepta aici atenția către o abordare în care vom aproxima structura complexă a vehiculului prin suprapunerea unui număr de obiecte cu geometrie simplă. Pentru fiecare dintre aceste obiecte simple vom genera o grilă computațională ce va fi baza analizelor ulterioare.
- *Preprocesarea grilelor* Acest modul de analiză este responsabil pentru definirea structurii de date specifice unor metode numerice ce necesită grile computaționale cum sunt metodele numerice cu volume finite sau element finit pentru analiză termică și structurală, acolo unde acestea sunt utilizate.
- Proprietăți inerțiale În cazul unei reintrări distructive este natural să presupunem că structura vehiculului analizat se alterează în timpul reintrării în prezența încărcărilor de natură termică și mecanică la care acesta este supus. Din acest motiv, proprietățile inerțiale cum sunt masa, centrul de masă sau tensorul de inerție necesită a fi recalculate pe măsură ce structura este alterată.
- Aerodinamică Acest modul este responsabil pentru evaluarea proprietăților aerodinamice ale vehiculului, pe baza stării curente a structurii acestuia. Proprietățile aerodinamice vor reprezenta baza estimării forțelor și momentelor ce acționează asupra vehiculului ce vor fi furnizate unui propagator de mișcare. Alte informații precum distribuția de presiune pe suprafața vehiculului pot fi potențiale date de intrare pentru modulul de analiză structurală.
- Aerotermodinamică Obiectivul acestui modul este acela de a estima fluxul termic la suprafața vehiculului analizat. Acesta este mai departe furnizat ca dată de intrare unui modul de analiză termică.
- Analiză termică Pe baza fluxului de căldură estimat la frontiera vehiculului, acest modul estimează evoluția stării termice a acestuia. Informațiile determinate în acest modul pot fi date de intrare pentru un modul de fragmentare a structurii sau/și un modul de analiză structurală.
- *Analiză structurală* Acest modul este responsabil pentru estimarea tensiunilor ce apar în structura vehiculului în prezența sarcinilor termice și mecanice. Acestea vor fi mai departe furnizate către un modul ce monitorizează integritatea structurală a vehiculului.
- Simularea mişcării În baza proprietăților inerțiale, a forțelor și momentelor estimate și a stării precedente a vehiculului, acest modul calculează noua stare a acestuia. Noua stare va fi ulterior utilizată la o nouă iterație de estimare a proprietăților aerodinamice și a fluxului termic convectiv, întreg procesul având un caracter iterativ.

• *Fragmentare* – Acest modul monitorizează integritatea structurală a vehiculului în baza informațiilor furnizate de către modulele de analiză termică și structurală.

Figura 1 prezintă o schemă generică ce ilustrează interconectarea dintre diferite module de analiză. Este important să menționăm că gradul de fidelitate a modelelor computaționale specifice unui modul sau disciplină, sau nevoia utilizării unui anumit modul de analiză, poate depinde de diferitele regimuri de mișcare pe care vehiculul le traversează în timpul reintrării, după cum vom vedea mai în detaliu în capitolele următoare. De exemplu, diferite modele aerodinamice cu diferite grade de fidelitate pot fi necesare în funcție de regimul de mișcare sau diferite alte criterii. Pe de altă parte, utilizarea unui modul de analiză structurală poate fi nepractică de exemplu pentru un fragment ce se desprinde de structura de bază a vehiculului. Figura 2 prezintă un sumar al diferitelor tipuri de analize ce pot fi utilizate, în funcție de diferite regimuri de mișcare.



Figura 1 Schemă generică de intercomunicare între diferite module/discipline

Rarefiat → Tranzitoriu	Continuu		
Fragme	ntare (~75 km) Mach	~7-10	Impact
 Aerodinamică 6DoF Mişcare 6DoF Aerotermodinamică Analiză termică / ablație Analiză structurală / Fragmentare 	 Aerodinamică 6DoF Mișcare 6DoF Aerotermodinamică Analiză termică / ablație 	 Aerodinam Mişcare 3 	nică 3DoF DoF

Figura 2 Diferite tipuri de analize în funcție de regimurile de mișcare

3 Generarea geometriei și estimarea proprietăților inerțiale

3.1 Generarea geometriei

Vehiculul este materializat la nivel computațional printr-o colecție de grile de calcul asociate unor obiecte de bază ce alcătuiesc structura. Geometria acestor obiecte de bază, numite în continuare *primitive*, este una simplă (cuburi, paralelipipede, plăci, sfere, etc.) și prin urmare și procesul de generare a grilelor computaționale pe acestea este la rândul lui unul simplu. Pe baza unor parametrii de intrare (lungime, lățime, diametru, etc.), sunt generate succesiv coordonatele nodurilor (puncte, în sens matematic) ce vor alcătui grila în spațiul tridimensional, în mod similar cu generarea unei grile structurate de tip i-j-k. Pentru primitive cu geometrie mai neregulată ce se pot obține prin extrudare (extindere din 2D în 3D), modulul de generare a grilelor include si un algoritm ce utilizează metoda de triangularizare bidimensională Delaunay pentru generarea de grile bidimensionale, urmată de extinderea acestora în tridimensional. De asemenea, este inclusă și o capabilitate de importare a grilelor din programul comercial CATIA. Figura 3 prezintă câteva exemple de primitive ce pot fi generate.



Figura 3 Exemple de primitive

Odată ce grilele computaționale pentru primitive sunt generate, este generată structura de date specifică diferitelor metodologii în cadrul cărora grilele sunt utilizate. Acest proces este asociat modulului de preprocesare amintit în capitolul 2. Informațiile furnizate de către modulul de preprocesare se împart în trei categorii: *conectivități, proprietăți geometrice* și *informații de frontieră*.

Geometria fiecărei primitive este generată relativ la un sistem de referință propriu pe care îl vom nota cu *L*. Cu scopul de a genera întreaga structură a vehiculului, acestea sunt asamblate într-un sistem de referință convenabil ales, notat *G*. Dată fiind poziția triedrului local al unei primitive *i* relativă la originea sistemului de referință global, \mathbf{R}_{L_i} , și matricea de rotație ce determină orientarea relativă a celor două sisteme de referință *L* și *G*, \mathbf{C}_{GL_i} , noile coordonate ale nodurilor ce definesc primitiva *i* în sistemul de referință global al ansamblului (vezi și Figura 4) vor fi date de:

$$\boldsymbol{R}_i = \boldsymbol{R}_{L_i} + \boldsymbol{C}_{GL_i} \boldsymbol{r}_i \,, \tag{3.1}$$

unde r_i reprezintă coordonatele nodurilor relative la sistemul de referință local *L*.



Figura 4 Asamblarea primitivelor

3.2 Estimarea proprietăților inerțiale

După cum a fost subliniat în capitolele precedente, structura vehiculului este materializată în cadrul algoritmului de calcul prin grile de calcul poliedrice. De vreme ce la bază, structura vehiculului este o reuniune de poliedre, calculul proprietăților inerțiale se reduce la calculul acestor proprietăți pentru un poliedru. În această privință, se va utiliza metodologia propusă în lucrarea [13]. Presupunând un material de densitate constantă, masa, centrul de masă și tensorul inerțial al unui poliedru se definesc ca:

$$m_{p} = \rho \int_{V} dV,$$

$$x_{CM}^{p} = \frac{\int_{V} x dV}{\int_{V} dV}, \quad y_{CM}^{p} = \frac{\int_{V} y dV}{\int_{V} dV}, \quad y_{CM}^{p} = \frac{\int_{V} z dV}{\int_{V} dV},$$

$$I_{xx}^{p} = \rho \int_{V} (y^{2} + z^{2}) dV, \quad I_{yy}^{p} = \rho \int_{V} (x^{2} + z^{2}) dV, \quad I_{zz}^{p} = \rho \int_{V} (x^{2} + y^{2}) dV,$$

$$I_{xy}^{p} = \rho \int_{V} xy dV, \quad I_{yz}^{p} = \rho \int_{V} yz dV, \quad I_{xz}^{p} = \rho \int_{V} xz dV,$$
(3.2)

unde ρ și *V* reprezintă densitatea materialului și respectiv volumul mărginit de poliedru. Strategia propusă în [13] presupune calculul analitic al integralelor pe volum prin transformarea acestora în integrale de suprafață, și considerând ipoteza că suprafața exterioară a poliedrului este formată din elemente triunghiulare. Astfel, formule analitice închise rezultă pentru proprietățile inerțiale ale poliedrului. Proprietățile inerțiale ale vehiculului sunt determinate prin însumarea contribuțiilor tuturor poliedrelor ce îl alcătuiesc. Detalii sunt furnizate în cadrul tezei de doctorat și în [13].

3.3 Proprietăți inerțiale – Rezultate și validare

În privința validării modelelor de calcul a proprietăților inerțiale, se vor considera câteva exemple cu geometrie simplă. Ca valori de referință vom utiliza proprietățile inerțiale calculate cu software-ul comercial CATIA. Grilele computaționale au fost de asemenea generate în CATIA și apoi importate în cadrul modelelor implementate. Ca o măsură adițională a validării, un ansamblu format din toate obiectele considerate a fost de asemenea generat (vezi Figura 5), ale cărui proprietăți inerțiale au fost calculate atât în CATIA cât și prin intermediul modelelor implementate. Rezultatele sunt prezentate în Tabelul 1 de mai jos. Aici, proprietățile inerțiale ale obiectelor sunt date relativ la centrul de masă al acestora, în timp ce cele ale ansamblului sunt calculate relativ la centrul de masă al paralelipipedului dreptunghic (vezi Figura 5 stânga). Materialul considerat a fost oțelul, cu o densitate de 7860 kg/m³. Se pot observa erori foarte mici între proprietățile inerțiale calculate și cele furnizate de CATIA. De vreme ce modelul de calcul implementat calculează proprietățile exacte la nivel de element poliedric, micile erori apar exclusiv datorită alterării geometriei în urma discretizării, cu atât mai mari cu cât obiectul în cauză are mai multe suprafețe curbate. Așadar, cum era și de așteptat, cea mai mare eroare de 1.73 % este înregistrată în cazul sferei.



Figura 5 Modalitatea de asamblare a obiectelor; model CATIA (stânga) și modelul discretizat (dreapta)

Tabelul 1 Proprietățile inerțiale ale obiectelor și ansamblului – comparație cu rezultate furnizate de CATIA

		m [kg]	I_{xx}	I _{yy}	I_{zz}	I_{xy}	I_{xz}	I_{yz}
			[kgm ²]	[<i>kgm</i> ²]				
Paralelipiped	CATIA	543.283	16.298	17.675	13.111	0	0	0
	Calculat	543.2832	16.2985	17.6748	13.1112	-6.9E-17	-4.1E-17	-1.5E-16
	Eroare [%]	3.68E-05	0.3E-2	0.1E-2	0.18E-2	-	-	-
Placă	CATIA	452.736	54.389	54.389	108.657	0	0	0
dreptunghiulară	Calculat	452.736	54.3887	54.3887	108.6566	-4.2E-16	-6.7E-15	6.24E-17
	Eroare [%]	1.30E-12	0.58E-3	0.58E-3	0.33E-3	-	-	-
Sferă	CATIA	263.391	4.214	4.214	4.214	0	0	0
	Calculat	260.6606	4.1418	4.1413	4.1421	8.94E-05	-0.31E-3	0.1E-3
	Eroare [%]	1.04	1.71	1.73	1.71	-	-	-
Sferă cu pereți	CATIA	128.535	2.833	2.833	2.833	0	0	0
subțiri	Calculat	128.001	2.7982	2.7976	2.7981	-4.4E-05	-0.2E-3	-0.26E-3
	Eroare [%]	0.41	1.23	1.25	1.23	-	-	-
Cilindru	CATIA	395.087	9.219	9.219	7.902	0	0	0
	Calculat	393.6804	9.1722	9.1715	7.8456	0.32E-3	2.27E-05	0.17E-3
	Eroare [%]	0.36	0.51	0.52	0.71	-	-	-
Cilindru cu pereți	CATIA	142.231	4.229	4.229	4.665	0	0	0
subțiri	Calculat	142.256	4.2208	4.2203	4.6475	0.13E-2	0.2E-3	-0.33E-3
	Eroare [%]	0.18e-1	0.19	0.21	0.37	-	-	-
Trunchi de con	CATIA	489.907	12.693	12.693	13.303	0	0	0
	Calculat	488.5858	12.6413	12.6409	13.2368	-0.11E-3	8.6E-06	5.58E-05
	Eroare [%]	0.27	0.41	0.41	0.49	-	-	-
Trunchi de con cu	CATIA	164.267	5.712	5.712	7.176	0	0	0
pereți subțiri	Calculat	164.2522	5.7013	5.7013	7.1519	5.5E-05	-7E-05	0.11E-3
	Eroare [%]	0.9e-2	0.19	0.19	0.34	-	-	-
Disc	CATIA	39.509	0.4	0.4	0.79	0	0	0
	Calculat	39.3699	0.3976	0.3975	0.7846	-1.2E-05	-5.7E-06	-8.1E-07
	Eroare [%]	0.35	0.60	0.62	0.68	-	-	-
Ansamblu	CATIA	3111.191	935.285	1004.436	1606.803	-49.926	159.554	-1.397e-4
	Calculat	3104.931	933.5309	1000.364	1604.231	-49.9305	158.0749	0.36E-3
	Eroare [%]	0.20	0.19	0.41	0.16	0.89E-2	0.93	-

4 Simularea mișcării cu șase grade de libertate

Acest capitol și-a propus prezentarea aspectelor teoretice și numerice în ceea ce privește simularea zborului atmosferic în șase grade de libertate al unui vehicul aerospațial. Mai precis, au fost discutate aspecte precum sisteme de referință și transformările dintre acestea, variabilele de stare alese pentru reprezentarea completă a stării vehiculului, reprezentarea matematică a ecuațiilor cinematice și dinamice de mișcare relativ la diferite sisteme de referință dar și metode utilizate pentru soluționarea numerică a acestora. De asemenea, a fost exemplificată soluționarea numerică a ecuațiilor de mișcare în cazul concret al reintrării în atmosferă a unei capsule, având în același timp ca obiectiv și furnizarea unei validări preliminare a metodelor implementate.

4.1 Sisteme de referință și transformări de coordonate

Principalele sisteme de referință utilizate în această lucrare pentru exprimarea variabilelor de stare ale vehiculului, forțelor și momentelor ce acționează asupra acestuia dar și pentru exprimarea ecuațiilor diferențiale ce guvernează mișcarea, sunt:

- *Triedrul geocentric inerțial* $(Ox_Iy_Iz_I, indice I, Figura 6)$
- *Triedrul geocentric neinerțial* $(Ox_R y_R z_R, indice R, Figura 6)$
- *Triedrul vertical local* ($Ox_V y_V z_V$, indice *V*, Figura 6)
- *Triedrul traiectoriei* ($0x_{TG}y_{TG}z_{TG}$, indice *TG*, Figura 7)
- *Triedrul vehicul* ($Ox_B y_B z_B$, indice *B*, ataşat rigid de vehicul, Figura 8)
- *Triedrul aerodinamic* ($Ox_{AG}y_{AG}z_{AG}$, indice *AG*, Figura 8)



Figura 8 Definiția triedrului aerodinamic $Ox_{AG}y_{AG}z_{AG}$

Pentru descrierea completă a stării vehiculului în șase grade de libertate sunt necesare variabile de stare care să exprime poziția centrului de masă, viteza centrului de masă, atitudinea și viteza unghiulară a acestuia. Așadar pentru poziția și viteza centrului de masă au fost utilizate trei abordări:

- Poziție și viteză inerțială în coordonate carteziene (abreviere PIcVIc) r_{cm,I} (x_I, y_I și z_I) și V_{i,I} (x_I, y_I și z_I), vezi Figura 6.
- *Poziție și viteză relativă în coordonate sferice (abreviere PRpVRp)* latitudinea geocentrică δ , longitudinea τ și modulul vectorului de poziție r, respectiv panta traiectoriei γ_G , azimutul vectorului viteză χ_G și modulul vectorului viteză relativă V_G (vezi Figura 6 și Figura 7).
- *Poziție relativă în coordonate sferice și viteză relativă în coordonate carteziene (abreviere* $PRpPRc) \delta$, τ și r, respectiv $v_{x,V} = v_{\delta}$, $v_{y,V} = v_{\tau}$ și $v_{z,V} = -v_r$ (vezi Figura 6).

Pentru exprimarea atitudinii vehiculului au fost utilizate de asemenea trei abordări:

- Unghiurile aerodinamice (abreviere Ua) unghiul de incidență α_G , unghiul de derapaj β_G și unghiul de înclinare laterală σ_G (Figura 8).
- Unghiurile Euler ZYX (abreviere UE) unghiul de ruliu ϕ_V , unghiul de tangaj θ_V și unghiul de girație ψ_V ce leagă triedrul V de triedrul B.
- Cuaternionul (abreviere Q) $\tilde{q} = (q, q)$.

Viteza unghiulară a vehiculului este exprimată în triedrul *B*, $\omega_{x,B} = p$, $\omega_{y,B} = q$, $\omega_{z,B} = r$.

De asemenea, acest capitol prezintă și transformările de coordonate ce fac posibilă exprimarea mărimilor vectoriale de interes în diferite sisteme de referință. Detalii sunt furnizate în teza de doctorat.

4.2 Forțe și momente exterioare

În timpul zborului atmosferic, un vehicul rigid de masă variabilă este supus atât forțelor și momentelor exterioare cât și accelerațiilor aparente. Accelerațiile aparente, reprezentate de accelerația Coriolis și accelerația centrifugă, sunt datorate exprimării ecuațiilor față de un sistem de referință neinerțial. În cazul problemei reintrării distructive, forțele și momentele exterioare sunt de natură aerodinamică și gravitațională.

Forța și momentul aerodinamic sunt determinate în baza proprietăților aerodinamice ale vehiculului studiat (coeficienți aerodinamici) și densității atmosferice locale. Forța aerodinamică poate fi exprimată în triedrul aerodinamic sau în triedrul vehicul, în funcție de coeficienții aerodinamici disponibili. Din acest motiv, în cadrul programului de calcul au fost implementate ambele posibilități de exprimare a acesteia, mai multe detalii fiind prezentate în teză. Densitatea atmosferică locală este determinată cu ajutorului modelului atmosferic NRLMSISE00 disponibil în MATLAB.

Pentru determinarea *forței gravitaționale*, programul de calcul implementează un model avansat ce ține cont și de forma sferoidală a Pământului. Componentele forței gravitaționale sunt exprimate atât în triedrul R cât și în triedrul V.

4.3 Ecuații de mișcare

În acest capitol sunt prezentate ecuațiile ce guvernează mișcarea unui vehicul rigid cu masă variabilă în zborul atmosferic. Acestea se împart în ecuații dinamice și cinematice care pot fi la rândul lor de translație sau de rotație. Ecuațiile de translație pot fi scrise relativ la un sistem de referință inerțial sau unul neinerțial, în coordonate carteziene sau sferice. Ecuațiile cinematice de rotație pot fi exprimate folosind mai multe seturi de variabile de stare dintre care sunt prezentate doar unghiurile aerodinamice, unghiurile Euler și cuaternionul. Ecuațiile dinamice de rotație sunt reprezentate de așa numitele ecuații Euler care guvernează rotația unui corp relativă la un sistem de referință inerțial.

În vederea simulării mișcării în șase grade de libertate a vehiculului analizat, au fost implementate trei seturi complete de ecuații de mișcare, în funcție de variabilele de stare și de sistemele de referință alese (Tabelul 2). Pe lângă faptul că fiecare dintre aceste seturi de ecuații prezintă anumite avantaje și dezavantaje, subliniate în teză, utilizarea celor trei seturi de ecuații a reprezentat și o oportunitate suplimentară de validare a corectitudinii implementării.

	Variabile de stare				
	Set 1	Set 2	Set 3		
Poziția centrului de masă	r,τ,δ	r,τ,δ	r _{cm,I}		
Viteza centrului de masă	V_G, χ_G, γ_G	$v_{\tau}, v_{\delta}, v_{r}$	V _{<i>i</i>,<i>I</i>}		
Atitudine	$\alpha_G, \beta_G, \sigma_G$	$\phi_{\scriptscriptstyle V}$, $ heta_{\scriptscriptstyle V}$, $\psi_{\scriptscriptstyle V}$	\widetilde{q}		
Viteză unghiulară	<i>p</i> , <i>q</i> , <i>r</i>	<i>p</i> , <i>q</i> , <i>r</i>	<i>p</i> , <i>q</i> , <i>r</i>		

Tabelul 2 Variabile de stare alese pentru simularea mișcării

In continuare, vom prezenta doar setul 3 (Tabelul 2) de ecuații de mișcare, cititorul putând să parcurgă teza completă pentru detalii asupra celorlalte seturi de ecuații. Așadar, mișcarea cu șase grade de libertate în contextul reintrării în atmosferă este guvernată de următoarele 13 ecuații diferențiale:

$$\frac{d\boldsymbol{V}_{i,I}}{dt} = \begin{cases} \dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{x}} \\ \dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{y}} \\ \dot{\boldsymbol{v}}_{\boldsymbol{z}} \end{cases}_{I} = \begin{cases} \ddot{\boldsymbol{x}} \\ \ddot{\boldsymbol{y}} \\ \ddot{\boldsymbol{y}} \\ \ddot{\boldsymbol{z}} \end{cases}_{I} = \frac{1}{m} \left(\boldsymbol{F}_{A,I} + \boldsymbol{F}_{G,I} \right), \tag{4.1}$$

$$\frac{d\boldsymbol{r}_{cm,I}}{dt} = \boldsymbol{V}_{i,I} = \begin{cases} \boldsymbol{v}_x \\ \boldsymbol{v}_y \\ \boldsymbol{v}_z \end{cases}_I = \begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} \\ \dot{\boldsymbol{y}} \\ \dot{\boldsymbol{z}} \end{cases}_I,$$
(4.2)

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_B = \boldsymbol{I}^{-1} \left(\boldsymbol{M}_{A,B} - \boldsymbol{\omega}_B \times \boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}_B \right), \tag{4.3}$$

$$\dot{\boldsymbol{q}}_{I,B} = \begin{cases} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{cases} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & -q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & -q_4 \\ q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix} \begin{cases} p \\ q \\ r \end{cases},$$
(4.4)

unde $F_{A,I}$, $F_{G,I}$ și $M_{A,B}$ reprezintă forța aerodinamică, forța gravitațională și respectiv momentul aerodinamic.

4.4 Metode Runge-Kutta cu pas de timp adaptiv

Scrierea ecuațiilor cinematice și dinamice de mișcare ale unui vehicul în zborul atmosferic conduce la un sistem de ecuații diferențiale ordinare de ordinul întâi neliniare de forma:

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{f}(t, \boldsymbol{x}(t)), \qquad (4.5)$$

cu condiția inițială:

$$x(t_0) = x_0$$
. (4.6)

Soluționarea sistemului de ecuații diferențiale a fost realizată numeric, utilizând o metodă Runge-Kutta împerecheată (cunoscute sub forma *Runge-Kutta* $p(\hat{p})$) de forma:

$$k_{1} = f(t_{0}, x_{0}),$$

$$k_{2} = f(t_{0} + c_{2}h, x_{0} + ha_{21}k_{1}),$$

$$k_{2} = f(t_{0} + c_{3}h, x_{0} + h(a_{31}k_{1} + a_{32}k_{2})),$$
...,
$$k_{s} = f(t_{0} + c_{s}h, x_{0} + h(a_{s1}k_{1} + \dots + a_{s,s-1}k_{s-1})),$$

$$x_{1} = x_{0} + h(b_{1}k_{1} + \dots + b_{s}k_{s}),$$

$$\hat{x}_{1} = \hat{x}_{0} + h(\hat{b}_{1}k_{1} + \dots + \hat{b}_{s}k_{s}),$$
(4.7)

unde a_{ij} , b_i și c_i sunt coeficienți reali constanți iar *s* reprezintă numărul de pași ai metodei Runge-Kutta. Coeficienții a_{ij} , b_i și c_i definesc așa-numitul tabel al lui Butcher. Utilizarea unei astfel metode Runge-Kutta are avantajul că aceasta oferă două aproximări ale soluției, x_1 și \hat{x}_1 , ce pot fi utilizate pentru estimarea pasului de timp necesar atingerii unei acuratețe dorite.

4.5 Rezultate și validare

În acest capitol a fost analizată mișcarea cu șase grade de libertate a unei capsule de reintrare atmosferică. În vederea validării implementării numerice, rezultatele furnizate de cele trei seturi de ecuații amintite mai sus au fost comparate cu programul comercial ASTOS 8.0 [14], dedicat simulării traiectoriilor vehiculelor aerospațiale.

Vehiculul a cărei mișcare a fost analizată este capsula de reintrare MUSES-C (Figura 9, [15]). Datele inerțiale ale capsulei pot fi regăsite în Tabelul 3. Traiectoria a fost simulată începând cu o altitudine inițială de 98 km și o viteză inițială de 8060 m/s. Atitudinea inițială a vehiculului a fost definită de o valoare de 5 grade a unghiului de incidență și o valoare de 8 grade a unghiului de derapaj. Pentru mai multe detalii asupra unor aspecte ale simulării precum date aerodinamice, condiții inițiale, parametrii modelului de planetă, atmosferă și gravitație, parametrii metodei de soluționare numerică, etc., cititorul poate parcurge lucrarea completă.

Pentru prezentarea rezultatelor privind mișcarea de translație, au fost reprezentate grafic altitudinea H, longitudinea τ și latitudinea geocentrică δ , pentru poziția centrului de masă, și modulul vitezei relative V_G . Astfel, în Figura 10 și Figura 11 se poate vedea o foarte bună concordanță între rezultatele furnizate de cele trei seturi de ecuații implementate și cele furnizate de softul comercial ASTOS. O foarte bună concordanță se poate observa și pentru mișcarea în jurul centrului de masă în Figura 12 și Figura 13, unde a fost reprezentat grafic unghiul de incidență al capsulei.



Figura 9 Capsula de reintrare MUSES-C



Figura 10 Altitudinea și viteza relativă a capsulei MUSES-C



Figura 12 Unghiul de incidență al capsulei MUSES-C în primele 15 secunde de zbor

Tabelul 3 Date inerț	iale pentru	capsula	MUSES-C
----------------------	-------------	---------	---------

Masă, m	17.0 kg
Moment de inerție axial, I_{xx}	0.289 kgm ²
Moment de inerție axial, I_{yy}	0.147 kgm ²
Moment de inerție axial, I_{zz}	0.136 kgm ²
Moment de inerție centrifugal, I_{xy}	0.0 kgm ²
Moment de inerție centrifugal, I_{yz}	0.0 kgm ²
Moment de inerție centrifugal, I_{xz}	0.0 kgm ²



Figura 11 Longitudinea și latitudinea geocentrică a capsulei MUSES-C



Figura 13 Unghiul de incidență al capsulei MUSES-C în ultimele 5 secunde de zbor

5 Simularea transferului de căldură nestaționar

Unul dintre aspectele specifice reintrării distructive în atmosfera este reprezentat de problema transferului de căldură. Ținând cont că în mare măsură procesul de distrugere în atmosferă a unui reziduu spațial este de natură termică, pe măsură ce se propagă mișcarea acestuia în timp, este necesar a fi monitorizată și starea sa termică. Acest lucru este posibil prin utilizarea ecuației căldurii nestaționare:

$$\frac{\partial T}{\partial t} - \alpha \Delta T = \frac{Q}{c\rho},\tag{5.1}$$

unde *T* reprezintă temperatura absolută, c, ρ și α reprezintă căldura specifică, densitatea și difuzivitatea termică a materialului iar *Q* reprezintă căldura generată în interiorul materialului.

Acest capitol tratează subiectul soluționării numerice a ecuației căldurii nestaționare. Specific vorbind, ne vom îndrepta atenția către o metodă cu volume finite centrată pe celula aplicată pe grile nestructurate tridimensionale. Totodată, vom exemplifica soluționarea numerică a ecuației căldurii în cazul concret al unui obiect metalic din aluminiu având în același timp ca obiectiv și furnizarea unei validări preliminare a metodelor numerice implementate.

5.1 Soluționarea numerică a ecuației căldurii

5.1.1 Discretizarea spațială cu metoda volumelor finite

Primul pas în integrarea numerică a ecuației căldurii este reprezentat de așa-numita *discretizare* a domeniului de calcul. Aceasta presupune divizarea întregului domeniu al corpului studiat întrun număr finit de subdomenii numite *volume finite*, *celule* sau *elemente* (a nu se face confuzie cu metoda *elementului finit*).

O discretizare spațială cu metoda volumelor finite pentru ecuația căldurii pe un element al grilei de calcul se scrie (unde a fost neglijat termenul *Q* datorat surselor de căldura interioare):

$$c\rho V_e \frac{d\bar{T}}{dt} = -R(\bar{T}), \qquad R(\bar{T}) = -\sum_{i=1}^{NF} k \boldsymbol{n}_i \boldsymbol{\nabla} T S_i , \qquad (5.2)$$

unde k, \bar{T}, V_e, n_i și S_i reprezintă conductivitatea termică, temperatura medie pe element, volumul elementului, normalele și respectiv ariile fețelor ce mărginesc elementul. Termenul R se numește flux termic (sau operator explicit) și reprezintă însumarea tuturor fluxurilor termice asociate fețelor elementului, în număr de *NF*.

Gradientul temperaturii necesar calculului fluxului termic (∇T) este calculat pentru o celulă a grilei utilizând metoda celor mai mici pătrate, ținând cont de temperaturile din celulele învecinate. Astfel, gradientul temperaturii pe o celulă *i* va fi o sumă ponderată de forma:

$$\nabla T_i = \sum_{j=1}^N \boldsymbol{w}_{ij} \left(\bar{T}_j - \bar{T}_i \right), \qquad (5.3)$$

unde \overline{T}_j reprezintă temperatura dintr-o celulă învecinată *j*. Gradientul temperaturii la interfețele ce mărginesc o celulă este calculat prin medierea gradienților asociați celulelor adiacente

interfețelor. Mai multe detalii asupra discretizării spațiale a ecuației căldurii sunt furnizate în teza de doctorat.

5.1.2 Discretizarea temporală

Pentru discretizarea temporală a ecuației căldurii, a fost utilizată o metodă numerică implicită special concepută pentru probleme nestaționare care este intens folosită în simularea numerică a curgerilor fluidelor (CFD), numită *metoda timpului dual* (Jameson, [16]). Metoda timpului dual se bazează pe o discretizare de ordinul al doilea în timp a ecuației (5.2) de unde se obține:

$$c\rho V_e \frac{3\bar{T}^{n+1} - 4\bar{T}^n + \bar{T}^{n-1}}{2\Delta t} = -R^{n+1}.$$
(5.4)

Rezolvarea sistemului de ecuații diferențiale se realizează prin definirea unei probleme staționare ce trebuie rezolvată la fiecare pas de timp fizic. Problema staționară auxiliară se definește asemănător cu problema de bază, și anume:

$$c\rho V_e \frac{\partial \bar{T}^*}{\partial t^*} = -R^*(\bar{T}^*) , \qquad (5.5)$$

unde:

$$R^{*}(\bar{T}^{*}) = R(\bar{T}^{*}) + c\rho V_{e} \frac{3}{2\Delta t} \bar{T}^{*} - Q^{*},$$

$$Q^{*} = c\rho V_{e} \left(\frac{2}{\Delta t} \bar{T}^{n} - \frac{1}{2\Delta t} \bar{T}^{n-1}\right)$$
(5.6)

Se poate observa că fluxul numeric modificat R^* este definit așa încât atunci când acesta este nul, ecuația (5.4) este îndeplinită. Din acest motiv, soluționarea problemei staționare este realizată prin propagarea ecuației (5.5) în timpul fictiv t^* , până când derivata temporală se anulează și implicit $R^* = 0$.

Discretizarea temporală a problemei staționare este realizată cu ajutorul unei scheme numerice implicite:

$$c\rho V_e \frac{\Delta T^{\tau}}{\Delta t^*} = -R^{*\tau+1} , \qquad (5.7)$$

unde $\Delta T^{\tau} = \overline{T}^{*^{\tau+1}} - \overline{T}^{*^{\tau}}$ iar Δt^* reprezintă pasul de timp fictiv. Discretizarea (5.7) conduce la un sistem de ecuații algebrice liniare a cărei matrice (sau operator implicit) este una rară. Sistemul de ecuații este soluționat cu ajutorul unei metode numerice iterative Gauss-Seidel.

5.1.3 Condiții inițiale și la limită

O soluție unică a ecuației căldurii se poate determina numai în cazul în care sunt specificate condițiile inițiale și la limită. Impunerea condiției inițiale este de cele mai multe ori una trivială întrucât necesită doar inițializarea vectorului necunoscutelor \overline{T} . În cazul în care condiția inițială este una analitică, aceasta se va calcula în coordonatele centrelor de greutate ale celulelor grilei și va fi atribuită în pozițiile corespondente în vectorul necunoscutelor. Pe de altă parte, condițiile la limită trebuie discretizate în concordanță cu metoda numerică aleasă pentru discretizarea

spațială a ecuației diferențiale. Acest capitol prezintă metodologia de introducere a influenței frontierelor domeniului de calcul asupra operatorului explicit (*condiții la limită explicite*) și asupra operatorului implicit (*condiții la limită implicite*). Detalii asupra metodologiei pentru fiecare tip de frontieră considerat (temperatură impusă, flux de căldură impus, izolație termică) sunt prezentate în lucrarea completă.

5.2 Aspecte privind soluționarea analitică a ecuației căldurii

Pentru a valida metoda numerică implementată, rezultatele numerice au fost comparate cu soluția analitică a ecuației căldurii. Astfel, a fost soluționată atât analitic cât și numeric problema transferului de căldura nestaționar într-un domeniu paralelipipedic având o distribuție de temperatură inițială dată de o funcție f(x, y, z) și ale cărui frontiere sunt menținute la temperatură 0. Considerând difuzivitatea termică constantă, problema este formulată în acest caz particular după cum urmează:

$$\frac{\partial T}{\partial t} - \alpha \Delta T = 0, \quad x, y, z \in D = (0, a) \times (0, b) \times (0, c), \quad t > 0,$$

$$CI: \quad T(x, y, z, 0) = f(x, y, z), \quad x, y, z \in D,$$

$$CL: \quad T(x, y, z, t) = 0, \quad x, y, z \in \partial D, \quad t > 0.$$
(5.8)

În cazul particular când distribuția de temperatură inițială este dată de funcția:

$$f(x, y, z) = T_{max} sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) sin\left(\frac{\pi y}{b}\right) sin\left(\frac{\pi z}{c}\right),$$
(5.9)

soluția problemei (5.8) se scrie:

$$T^{*}(x, y, z, t) = f(x, y, z)e^{-\lambda t}, \qquad (5.10)$$

unde:

$$\lambda = \alpha \pi^2 \left(\frac{1}{a^2} + \frac{1}{b^2} + \frac{1}{c^2} \right).$$
(5.11)

5.3 Rezultate și validare

În acest capitol este exemplificată soluționarea numerică a transferului de căldură conductiv nestaționar în cazul particular al unui cub din aluminiu de latură l = 0.2 m, ale carui fețe sunt menținute la o temperatură constantă de 0 K. Pornind de la o distribuție inițială a temperaturii dată de funcția (5.9), cu $T_{max} = 273.15 K$ (vezi Figura 15), a fost analizată evoluția în timp a temperaturii pe durata a 20 de secunde. În vederea acestui lucru, au fost generate un număr de 6 grile de calcul formate din elemente hexaedrice, cu rezoluții începând de la 1000 până la 64000 de celule (Figura 14).

Evoluția în timp a temperaturii cubului de aluminiu estimată cu ajutorul metodelor numerice implementate este dată în Figura 16. În Figura 17 este reprezentată eroarea temperaturii în centrul cubului de aluminiu la t = 20 s, calculată relativ la soluția analitică a ecuației căldurii, în funcție de gradul de îndesire a grilei și de acuratețea temporală dorită (numărul CFL). Se

observă o bună capabilitate a metodelor numerice implementate de a estima soluția ecuației căldurii nestaționare.



Figura 16 Evoluția temperaturii cubului de aluminiu



Figura 17 Eroarea relativă a soluției în punctul P = (l/2, l/2, l/2) la momentul t = 20 s în funcție de numărul CFL

6 Aerodinamică și Aerotermodinamică

Acest capitol își propune prezentarea metodelor adoptate în vederea determinării caracteristicilor aerodinamice ale vehiculului analizat precum și a fluxului de căldură convectiv la suprafața acestuia în timpul reintrării în atmosferă. Atenția este îndreptată în mare măsură către metode inginerești de fidelitate scăzută întrucât o analiză aerodinamică și aerotermodinamică fidelă nu este de interes practic în contextul problemei de față. Așadar, se va distinge între trei regimuri de mișcare, și anume regimul *rarefiat*, regimul *tranzitoriu* și regimul *continuu*, pentru care se vor adopta metodologii diferite pentru estimarea proprietăților aerodinamice și fluxului termic convectiv.

6.1 Proprietăți aerodinamice

Pentru calculul proprietăților aerodinamice ale vehiculului vom utiliza în mare măsură așanumitele *metode de înclinare* sau *metode cu panouri*. Ideea de bază a acestor metode presupune discretizarea suprafeței exterioare a vehiculului într-un număr finit de panouri poligonale, urmată de calculul coeficienților de presiune și de frecare locali pe fiecare panou. Aceștia din urmă sunt apoi integrați pe toată suprafața exterioară a vehiculului studiat rezultând astfel coeficienții de forță și de moment pe vehicul. Presupunând că avem o structură discretizată în *N* panouri, coeficienții de forță și de moment vor fi dați de:

$$\begin{cases}
\binom{C_x}{C_y}\\C_z
\end{cases} = \frac{1}{S_{ref}} \int_{S} (C_p \mathbf{n} + C_f \mathbf{t}) dS \cong \frac{1}{S_{ref}} \sum_{i=1}^{N} \left(C_p \begin{Bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{Bmatrix} + C_f \begin{Bmatrix} t_y \\ t_z \end{Bmatrix} \right)_i S_i,$$

$$\begin{cases}
\binom{C_l}{C_m}\\C_m
\end{cases} = \frac{1}{S_{ref} l_{ref}} \int_{S} [C_p (\mathbf{r} \times \mathbf{n}) + C_f (\mathbf{r} \times \mathbf{t})] dS$$

$$\cong \frac{1}{S_{ref} l_{ref}} \sum_{i=1}^{N} \left[C_p \begin{Bmatrix} (\mathbf{r} \times \mathbf{n})_x \\ (\mathbf{r} \times \mathbf{n})_y \\ (\mathbf{r} \times \mathbf{n})_z \end{Bmatrix} + C_f \begin{Bmatrix} (\mathbf{r} \times \mathbf{t})_x \\ (\mathbf{r} \times \mathbf{t})_y \\ (\mathbf{r} \times \mathbf{t})_z \end{Bmatrix} \right]_i S_i,$$
(6.1)

unde n, t, S_i sunt normala unitate orientată către interior, vectorul tangent unitate și aria panoului i. Vectorul r reprezintă vectorul de poziție al centrului panoului i relativ la centrul de masă al vehiculului.

Coeficienții de presiune și frecare locali sunt calculați prin metode diferite, în funcție de regimul de mișcare. Astfel, în cazul regimului rarefiat, aceștia sunt calculați în baza teoriei interacțiunii moleculă-suprafață dezvoltată de Schaaf și Talbot [17]. Pentru regimul tranzitoriu, coeficienții de presiune și frecare locali au fost calculați cu ajutorul funcțiilor de tip punte ce corelează coeficienții de presiune și frecare între regimul rarefiat și cel continuu [18]. În cazul regimului hipersonic continuu, coeficienții de presiune și frecare au fost calculați utilizând metoda modificată Newton ([18], [19]). Pentru regimuri de viteză joasă (supersonic, transonic, subsonic) este calculat doar coeficientul de rezistență la înaintare mediu sub forma unui profil în funcție de numărul Mach, construit în baza unor puncte ancoră asociate coeficientului de rezistență al unor corpuri cu geometrie simplă și coeficientului de rezistență calculat cu metoda

Newton. Metoda se bazează pe abordarea lui Mccleskey din lucrarea [20]. Detalii asupra modelelor de calcul sunt prezentate în lucrarea completă.

Deoarece în regimul hipersonic, coeficienții de presiune și frecare sunt calculați doar pe panourile expuse curentului de aer, lucrarea de față propune și un algoritm capabil să determine zonele umbrite ale unui vehicul cu geometrie concavă. Algoritmul reprezintă o îmbunătățire a celui propus de Mostaza-Prieto în lucrarea [21], în sensul că minimizează numărul de verificări de tip panou-panou și beneficiază în același timp de capabilitățile de paralelizare disponibile în MATLAB. Algoritmul a fost testat și validat pe o structură toroidală (Figura 18, Figura 19).



Figura 18 Grilă pe corpul toroidal

Figura 19 Distribuție de presiune evidențiind panourile expuse curentului de aer

6.2 Fluxul termic convectiv

Pentru calculul fluxului termic pe suprafața exterioară a vehiculului a fost utilizată structura de date bazată pe panouri deja disponibilă. La fel ca și în cazul proprietăților aerodinamice, se va diferenția între metodele de calcul al fluxului termic în funcție de regimurile de mișcare, și anume rarefiat, tranzitoriu și continuu. Astfel, în regimul rarefiat fluxul termic a fost calculat utilizând teoria interacțiunii moleculă-suprafață dezvoltată de Schaaf și Talbot în [17]. În regimul tranzitoriu, au fost utilizate funcții punte în mod similar cu cele pentru calculul proprietăților aerodinamice ([22], [23]). În cazul regimului continuu, fluxul termic a fost calculat în baza corelațiilor cu teoria Fay-Riddell pentru fluxul termic în punctul de stagnare ([23]). Distribuția fluxului termic pe suprafața vehiculului analizat a fost determinată utilizând corelații pentru sferă și cilindru ([24], [25]). Mai multe detalii asupra metodelor de calcul sunt prezentate în lucrarea completă.

6.3 Validarea modelelor de calcul

Ca rezultate de referință în vederea validării modelelor aerodinamice și aerotermodinamice implementate, au fost utilizate rezultate disponibile în literatură pentru capsula Orion (Figura 20). Activitatea prezentată în [26] reprezintă un efort depus în vederea evaluării proprietăților aerodinamice ale capsulei Orion pentru mai multe regimuri de mișcare, de la regimul hipersonic rarefiat până la regimul hipersonic continuu, cu numere Knudsen variind între 111 și 0.0003, și altitudini între 75 și 250 km. În acest scop, autorii lucrării menționate mai sus au utilizat mai multe unelte computaționale cunoscute cum sunt codul CFD LAURA dezvoltat de NASA și

două coduri Monte Carlo (Direct Simulation Monte Carlo sau DSMC), DS3V (Versiunea 2.4.01) și DAC (DAC97).

Pentru un studiu comparativ, proprietățile aerodinamice ale capsulei Orion au fost de asemenea evaluate folosind metodele cu panouri descrise în acest capitol. În această privință, o grilă computațională formată din elemente triunghiulare a fost generată pe suprafața capsulei Orion folosind softul comercial CATIA, după cum se poate vedea în Figura 21.

Figura 22 și Figura 23 prezintă o comparație între caracteristicile aerodinamice statice calculate cu ajutorul modelelor implementate și cele furnizate de metodele CFD și DSMC din lucrarea de referință. Observăm că rezultatele furnizate de modelele cu panouri sunt în bună concordanță cu metodele CFD și DSMC, denotând o bună capabilitate a acestora de a estima variația caracteristicilor aerodinamice cu gradul de rarefiere a atmosferei.



Figura 20 Capsula Orion - proprietăți geometrice



Figura 22 Coeficienții de portanță și rezistență la înaintare pentru capsula Orion, $V_{\infty} = 7.6 \ km/s$, $\alpha = 26 \ grade$



Figura 21 Grilă triunghiulară pe suprafața capsulei Orion



Figura 23 Coeficientul de moment pentru capsula Orion, $V_{\infty} = 7.6 \ km/s$, $\alpha = 26 \ grade$

Rezultatele de referință în vederea validării modelelor aerotermodinamice sunt furnizate de lucrarea [27]. Aici, distribuții ale coeficientului de transfer termic pentru capsula Orion au fost calculate cu ajutorul a două coduri DSMC, la altitudini de 95 și 105 km și unghi de atac de 0 grade. Distribuția coeficientului de transfer termic a fost de asemenea calculată utilizând metodele cu panouri prezentate în acest capitol al lucrării. Se poate observa în Figura 24 și Figura 25 că performanța metodelor simple inginerești este una acceptabilă ținând cont de gradul de fidelitate al acestora, cu atât mai mult cu cât diferențe de până la 25 % se pot observa chiar și între metode cu un grad mare de fidelitate ca DSMC.



7 Modele de distrugere termică a vehiculelor aerospațiale la reintrarea în atmosferă

7.1 Model de ablație al reziduurilor spațiale la reintrarea în atmosferă

Fragmentarea unui vehicul la reintrarea în atmosferă este un proces complex ce necesită identificarea și modelarea diferitelor fenomene specifice acestuia. Din acest motiv, algoritmul de calcul trebuie să fie capabil să prezică diferitele modalități de cedare a materialului structurii sub influența încărcărilor de natură termică și/sau mecanică. Un prim pas în această privință îl reprezintă un model de eroziune (sau ablație) a materialelor sub influența încărcărilor termice și a tensiunilor de forfecare datorate curgerii, adecvat pentru materiale metalice. Un astfel de model a fost implementat și în această lucrare, utilizând o structură de date cu poliedre generată în vederea analizei termice a vehiculului (conform capitolului 5). Modelul se bazează pe două ipoteze principale:

- Materialul structurii analizate nu cedează sub orice altă formă până la atingerea temperaturii de topire.
- Atunci când părți din structura analizată ating temperatura de topire, materialul topit este îndepărtat de către curentul de aer.

Modelul de eroziune implementat a fost integrat împreună cu celelalte modele de calcul prezentate anterior într-un program complex capabil să simuleze intrarea distructivă a unui corp metalic. Schema logică a programului este prezentată în Figura 26.



Figura 26 Arderea în atmosferă a unui reziduu metalic - schemă logică

7.2 Validarea modelului de ablație

În lucrarea [28] autorii prezintă rezultate experimentale obținute în cadrul Institutului von Karman cu ajutorul instalației experimentale Plasmatron. În vederea validării modelului de ablație descris în acest capitol, au fost selectate două experimente efectuate pe o probă semisferică fabricată din AlSi10Mg (Figura 27), cu o setare a fluxului termic de stagnare de 4 MW/m². Pentru un studiu comparativ, a fost realizat un model computațional al probei experimentale constituit din 1950 de elemente hexaedrice, ilustrat în Figura 28.



Figura 29 Ablația pentru cazul Al-Si-2bis

În Figura 30 se poate vizualiza o comparație între evoluția modelului computațional și proba experimentală din cazul experimentului Al-Si-2bis. Aici se poate observa că durata de topire completă a probei este de aproximativ 5 secunde, atât în simulare cât și în experiment. Totodată rata de ablație prezisă de simulare este în concordanță cu cea din experiment (Figura 29).



Figura 30 Topirea modelului de AlSi10Mg - simulare vs. experiment

7.3 Simularea reintrării distructive în atmosferă a unui obiect metalic

În acest paragraf a fost exemplificată reintrarea distructivă în atmosferă a unui corp metalic, conform algoritmului de calcul prezentat în paragraful 7.1. A fost simulată reintrarea unui corp cilindric din aluminiu cu o masă de 1.52 kg, de la o altitudine inițială de 200 km și o viteză inițială de 8000 m/s. În Figura 31 este reprezentată evoluția geometriei corpului pe durata reintrării. Se observă că odată atinsă temperatura de topire corpul arde complet în decurs de doar câteva secunde. Mai multe detalii privind datele simulării și interpretarea rezultatelor sunt oferite în teza completă.



Figura 31 Evoluția geometriei corpului

7.4 Model de fragmentare a structurilor complexe la reintrarea în atmosferă

Un prim pas în modelarea fragmentării unui vehicul la reintrarea în atmosferă îl reprezintă un model de eroziune (sau ablație) a materialelor sub influența încărcărilor termice și a tensiunilor de forfecare datorate curgerii, adecvat pentru materiale metalice. Un astfel de model de ablație a fost prezentat în paragraful 7.1 din cadrul acestei lucrări. Algoritmul implementat nu poate prezice însă situațiile în care grila ce modelează obiectul studiat nu mai este conexă, ceea ce ar însemna o rupere acestuia. Din acest motiv algoritmul de ablație a fost completat cu un algoritm de *căutare în adâncime (Depth-First Search* sau *DFS* în literatura engleză), capabil să verifice conexiunile dintr-o grilă computațională. În Figura 33 este ilustrată o grilă de calcul generică cu arborele de conectivitate asociat, în care algoritmul DFS este ilustrat cu săgeți albastre.



Figura 33 Exemplu de grilă de calcul și arborele de conectivitate asociat

Fragmentarea structurii vehiculului poate avea loc și din alte considerente cum ar fi de exemplu ruperea legăturilor de natură mecanică ce conectează obiectele ce alcătuiesc structura. În plus, transferul de energie se poate face și între obiectele învecinate aflate în contact termic. În acest sens, au fost definite între obiectele structurii *interfețe de asamblare* care pot fi *legături mecanice*, *legături termice* sau *legături termice și mecanice*. Având exemplul celor două obiecte conectate din Figura 32, o interfață de asamblare este materializată la nivel computațional prin setul de celule și interfețe aflate în imediată vecinătate.

Prin intermediul tuturor legăturilor mecanice definite între obiectele structurii, se poate defini între acestea un arbore de conectivitate ca în Figura 33. Atunci când una sau mai multe legături mecanice sunt rupte, conexiunea arborelui de conectivitate între obiectele structurii este verificată cu același algoritm DFS, descris mai sus. Se poate distinge astfel trei scenarii de fragmentare, ilustrate în Figura 34.

	Object I					
1	2	3	Obiect 2			
4	5	6	1	2		
7	8	9	2	4		
10	11	12	5	4		
13	14	15	5	6		
			7	8		

Figura 32 Exemplu de două obiecte aflate în contact



Figura 34 Scenarii de fragmentare

7.5 Privire de ansamblu asupra implementării practice a modelelor matematice

Acest paragraf prezintă detalii asupra implementării practice ale tuturor modelelor de calcul prezentate pe parcursul lucrării în cadrului programului MATLAB. Sunt discutate aspecte precum structura de date folosită precum și interconectarea efectivă a diverselor module de calcul. Toate aceste detalii se regăsesc în lucrarea completă.

7.6 Simularea reintrării distructive unei structuri tipice de lansator

Algoritmul de fragmentare propus în capitolul anterior a fost testat pe o structură tipică de treaptă de lansator, reprezentată în Figura 35. Structura este formată dintr-un total de 67 de primitive, dintre care putem remarca trei rezervoare, unul de oxigen, unul de combustibil și unul de gaz (pentru RCS), și un adaptor pentru sarcina utilă. În plus, învelișul exterior al vehiculului este alcătuit dintr-o serie de elemente transversale și longitudinale, la care se adaugă și elemente din tablă subțire. Toate elementele ce alcătuiesc structura sunt fabricate din aliaj de aluminiu 7075, cu excepția celor trei rezervoare care sunt fabricate dintr-un aliaj de titan TiAl6V4, însumând o masă totală de aproximativ 1200 kg. O traiectorie pornind de la 200 km altitudine a fost considerată pentru simularea reintrării distructive a treptei de lansator, cu o viteză inițială de 7940 m/s.



Figura 35 Model computațional al vehiculului

Un scurt sumar al rezultatelor este prezentat în Tabelul 4. Aici, se poate vedea că un număr total de 475 de fragmente au rezultat în timpul reintrării, din care 450 au ars în totalitate. După cum era de așteptat, toate fragmentele ce ard în timpul reintrării sunt fabricate din aliaj de aluminiu 7075. Pe de altă parte, un număr total de 25 de fragmente supraviețuiesc reintrării, dintre care putem remarca cele trei rezervoare, care ajung nealterate în punctul de impact. Acest din urmă fapt este în concordanță cu observații asupra unor traiectorii reale ([29]) dar și cu predicții ale unor medii de simulare cum este și cel utilizat în această lucrare ([30]). O parte dintre fragmentele majore rezultate în timpul reintrării sunt ilustrate în Figura 38. Starea structurii vehiculului de până la momentul acestor fragmentări importante este ilustrată în Figura 37. În Figura 36 sunt ilustrate traiectoriile tuturor fragmentelor rezultate, unde evenimentele de fragmentare sunt indicate prin puncte de culoare roșu. Vedem aici că fragmentele ce supraviețuiesc reintrării descriu o amprentă la impact de aproximativ 400 km lungime.

Masă inițială [kg]		Material	Număr de fragmente	Număr total de fragmente	Masă [kg]
	Fragmente arse	AA7075	450	450	409.13
1109.00		Rezervor oxigen – TiAl6V4, 275 kg	1		
1198.00	Fragmente ce supraviețuiesc	Rezervor combustibil – TiAl6V4, 206 kg	1	25	789.53
	reintrării	Rezervor gaz – TiAl6V4, 75	1		
		Alte fragmente - AA7075	22		

Tabelul 4 Scurt sumar al rezultatelor



Figura 36 Traiectoriile vehiculului și fragmentelor rezultate



Figura 37 Starea structurii vehiculului în timpul reintrării



Figura 38 Fragmente rezultate în timpul reintrării

8 Influența incertitudinilor

8.1 Introducere

Deoarece reintrarea distructivă în atmosferă prezintă fenomene foarte complexe a căror înțelegere necesită intercomunicarea strânsă a mai multor ramuri inginerești, folosirea unor modele matematice fidele în cadrul unor coduri de calcul capabile să simuleze un astfel de eveniment este de cele mai multe ori imposibilă datorită timpului și resurselor de calcul necesare. Din acest motiv, modele matematice cu un grad scăzut de fidelitate sunt preferate în detrimentul celor de fidelitate ridicată. Aceste metode de fidelitate scăzută aduc cu sine un anume grad de incertitudine ceea ce determină implicit și un grad de incertitudine al rezultatelor unei simulări. Prezența acestor incertitudini face ca în realitate adevăratul rezultat al unei simulări să nu fie unul singular ci să reprezinte mai degrabă o *populație* în sens statistic (de dimensiune infinită), caracterizată de un anume set de proprietăți statistice, cum sunt de exemplu *valoarea medie* sau *deviația standard*. Pentru exemplificarea determinării proprietăților statistice ale unei astfel de populație, a fost utilizată o analiză statistică de tip Monte Carlo.

8.2 Aspecte teoretice privind numărul de iterații și acuratețea unei simulări Monte Carlo

Pentru a avea o măsură a numărului de iterații Monte Carlo necesare pentru a surprinde cu o acuratețe satisfăcătoare proprietățile statistice ale populațiilor de interes, este adoptată o metodologie bazată pe Teorema Limită Centrală (TLC), propusă în [31]. Metodologia presupune extragerea succesivă a unor eșantioane de dimensiuni progresiv mai mari din populația de interes până când se observă o convergență a numărului de iterații necesar pentru obținerea unei acuratețe dorite. Mai multe detalii sunt prezentate în lucrarea completă.

8.3 Analiza Monte Carlo a unei reintrări distructive în atmosferă. Caz exemplificativ

O analiză de tip Monte Carlo a fost exemplificată în cazul reintrării distructive a unui fragment generic de formă cilindrică (Figura 39), de la o altitudine inițială de 200 km și o viteză inițială de 7940 m/s. Fragmentul este format din două obiecte metalice, un înveliș exterior fabricat din aliaj de aluminiu tip aa7075 și un miez fabricat din oțel de tip a316. În mod ilustrativ, obiectivul analizei Monte Carlo a fost acela de a determina proprietățile statistice ce descriu coordonatele punctului de impact al obiectului, și anume latitudinea și longitudinea de impact. Analiza a fost împărțită în trei etape. În primă fază, mișcarea nominală a obiectului a fost analizată în șase grade de libertate până la o valoare a numărului Mach de 5 (limită a regimului hipersonic), urmată de o analiză în trei grade de libertate până la impact (vezi și explicațiile din 7.5). În cea de-a doua etapă a fost analizată senzitivitatea punctului de impact la incertitudinile asociate cu fiecare dintre parametrii incerți. Ca și în cazul traiectoriei nominale, analiza a fost făcută în șase grade de libertate, perturbând succesiv și în mod individual câte unul dintre parametrii sau mărimile incerte la valorile minime și maxime ale acestora (limitele intervalului de

incertitudine). În cea de-a treia etapă a fost efectuată analiza Monte Carlo propriu-zisă. De această dată, întreaga mișcare a fost analizată în doar trei grade de libertate cu o atitudine fixată în timp, variind de fiecare dată atitudinea inițială pentru o simulare cu parametrii perturbați.



Figura 39 Proprietăți inerțiale și de material

Altitudinea și deplasarea orizontală pe parcursul reintrării nominale sunt prezentate în Figura 40. Senzitivitatea punctului de impact la diversele categorii de parametrii incerți sunt ilustrate în Figura 41. În Figura 42 se poate vedea că întregul înveliș exterior din aluminiu se topește pe parcursul reintrării nominale a obiectului.



Figura 40 Altitudinea și deplasarea orizontală a obiectului (Nominal, 6DoF)



Figura 41 Senzitivitatea punctului de impact la incertitudini



Figura 42 Evoluția geometriei corpului (Nominal, 6DoF)

În vederea determinării proprietăților statistice ce descriu coordonatele punctului de impact al obiectului, au fost simulate un număr de 5000 de traiectorii perturbate. Coordonatele punctului

de impact, altitudinea și deplasarea laterală a obiectului pentru toate cele 5000 de traiectorii sunt prezentate în Figura 43 și Figura 44. Aici se poate observa un grad foarte mare de împrăștiere a coordonatelor punctului de impact, cu distanțe orizontale parcurse variind între 2600 și 7800 km. Acest rezultat se datorează în principal incertitudinilor considerate asupra pantei inițiale traiectoriei și atitudinii inițiale a obiectului, după cum a fost arătat și în Figura 41. Mai multe detalii asupra simulărilor și interpretării rezultatelor se regăsesc în lucrarea completă.



Figura 43 Coordonatele punctului de impact



9 Capitol final

9.1 Contribuții ale lucrării

Dat fiind interesul din ce în ce mai ridicat în ceea ce privește dezvoltarea uneltelor computaționale pentru simularea reintrării distructive în atmosferă, această lucrare și-a propus identificarea unei colecții de modele matematice adecvate includerii în cadrul unui astfel de mediu computațional multidisciplinar. Un prim merit al acestei lucrări este acela de a identifica și prezenta în detaliu modele asociate mai multor ramuri inginerești cum sunt analiza mișcării, aerodinamică, aerotermodinamică și transfer termic și de a le unifica la nivel practic într-un cod complex de calcul. Meritul este cu atât mai mare cu cât codul de calcul este primul de acest gen dezvoltat în planul științific al României, și cu cât interesul României în ceea ce privește proiectele europene axate pe misiuni spațiale este din ce în ce mai crescut. Codul de calcul a fost implementat în mediul de programare MATLAB și cuprinde mai multe module, ce pot fi întrebuințate și în mod individual. Așadar putem enumera:

- 1. Un simulator de traiectorie capabil să simuleze mișcarea vehiculelor spațiale atât în trei cât și în șase grade de libertate. Codul înglobează mai multe seturi de ecuații de mișcare determinate pe baza principiilor Newtoniene și modele planetare avansate , gravitație și atmosferă (vezi detalii în capitolul 4).
- 2. Un simulator de transfer termic capabil să soluționeze numeric ecuația căldurii pe grile nestructurate tridimensionale. Codul implementează o metodă cu volume finite specifică grilelor nestructurate ce utilizează un algoritm implicit avansat de integrare în timp (vezi detalii în capitolul 5).

- 3. Un modul de generare și preprocesare a grilelor de calcul. Acest modul este capabil să genereze în mod automat grile de calcul tridimensionale nestructurate pentru o serie de obiecte cu geometrie simplă, în baza unor parametrii de intrare. Totodată, structuri de date specifice grilelor nestructurate cum sunt conectivități, proprietăți geometrice, informații de frontieră, sunt în mod automat definite. Modulul oferă și posibilitatea asamblării mai multor grile de calcul în vederea generării unei structuri complexe.
- 4. Un modul de calcul al proprietăților inerțiale. Modulul de calcul este capabil să estimeze foarte eficient și cu acuratețe foarte ridicată proprietățile inerțiale are unei structuri oricât de complexe, în baza unei grile sau a unor seturi de grile ce definesc o structură dată.
- 5. Un modul de calcul al caracteristicilor aerodinamice și al fluxului termic convectiv. Acest cod are capabilitatea de a estima caracteristicile aerodinamice și distribuția fuxului termic convectiv prin utilizarea unor metode bazate pe înclinarea locală a suprafeței corpului relativă la direcția curentului de la infinit. Codul include și un algoritm de umbrire paralelizat ce face posibilă determinarea acelor panouri (elemente de suprafață ale vehiculului analizat) expuse direct curentului de aer.

Deși gradul de impact al acestora rămâne de demonstrat, lucrarea de față este presărată cu o serie de idei originale dintre care se amintesc:

- 1. Un algoritm de fragmentare a structurilor complexe la reintrarea în atmosferă. Lucrarea de față propune în paragraful 7.4 un algoritm original de fragmentare a structurilor vehiculelor spațiale la reintrarea în atmosferă. Acesta se bazează pe definirea unor interfețe mecanice (ce pot semnifica legături fizice efective de asamblare) între obiectele ce alcătuiesc structura unui vehicul, materializate prin seturi de elemente ce aparțin grilelor obiectelor ce se află în contact sau în imediată vecinătate. În baza acestora, se creează un arbore de conectivitate al întregului vehicul ale cărui legături sunt verificate la fiecare pas de timp al simulării prin intermediul unui algoritm de căutare în adâncime (*Depth-First Search* sau *DFS* în literatura engleză). O legătură mecanică între două obiecte este considerată ruptă în momentul în care toate elementele ce definesc interfața sunt eliminate în urma topirii materialului sub influența încărcărilor termice. Astfel, algoritmul propus modelează fragmentarea structurilor prin considerente preponderent termice.
- 2. Rafinarea unui algoritm de umbrire deja existent. În capitolul 6 al acestei lucrări este prezentat un algoritm de umbrire bazat pe o abordare deja existentă în literatură. Noul algoritm propus este menit să îmbunătățească timpul de calcul prin minimizarea numărului de verificări de tip panou-panou, prin vectorizarea operațiilor de calcul și prin executarea pe mai multe procesoare.
- 3. În paragraful capitolul 6 al cestei lucrări este prezentată o metodologie de estimare coeficientului de rezistență la înaintare al fragmentelor cu geometrie aleatorie în regimurile subsonic, transonic și supersonic. Acesta se bazează pe o abordare deja existentă în care un profil de rezistență la înaintare în funcție de numărul Mach este definit în baza unui punct ancoră cunoscut și a unor date cunoscute pentru obiecte cu geometrie regulată. Noutatea metodologiei prezentate este aceea de defini punctul ancoră ca o valoare medie a coeficientului de rezistență la înaintare derivat din analiza în şase grade de libertate a obiectului în regimul hipersonic. Astfel, profilul de rezistență la înaintare este calibrat în

baza rezultatelor furnizate de metodele cu panouri în regimul hipersonic, metode ce au o acuratețe acceptabilă în acest regim de mișcare. Totodată, metodologia propusă este una ce facilitează efectuarea unor analize statistice de tip Monte Carlo în sensul că se pot perturba direct punctele ce definesc profilul de rezistență la înaintare.

4. În capitolul 5 al lucrării este prezentată în detaliu metodologia de soluționare numerică a ecuației căldurii pe grile nestructurate. Noutatea este aceea că metodologia prezentată este o adaptare a algoritmilor specifici metodelor mecanicii fluidelor computationale (CFD) în cazul ecuației căldurii. Așadar, lucrarea de față a propus utilizarea metodei timpului dual pentru propagarea temporală a solutiei numerice ecuatiei căldurii. Metoda se bazează pe ideea rezolvării unei probleme staționare la fiecare pas de timp fizic. Deși în literatura de specialitate, problema stationară în transferul termic este definită de ecuatia Laplace sau Poisson (fără derivată temporală), lucrarea de față a propus utilizarea unei metode implicite specifice CFD, în care soluția este propagată într-un timp fictiv folosind un algoritm implicit. Algoritmul de propagare în timpul fictiv este unul foarte eficient întrucât se pot utiliza numere CFL foarte mari și deoarece utilizează metode simple pentru soluționarea sistemului liniar precum Jacobi sau Gauss-Seidel, ce pot fi în totalitate vectorizate. Adaptarea acestor metode pentru cazul ecuației căldurii a făcut posibilă derivarea expresiei Jacobianului fluxului numeric al ecuației căldurii și propunerea unei metodologii de implementare numerică a condițiilor la limită implicite. Aceasta din urmă poate fi extinsă cu usurintă și în cazul metodelor de soluționare numerică a curgerii fluidelor. Este important de mentionat că întreaga metodologie folosită pentru solutionarea numerică a ecuatiei căldurii este una născută din pur simt practic, lucrarea de fată neprezentând analize numerice amănunțite în acest sens. Validitatea și eficiența formulării folosite rămân a fi demonstrate în cercetări ulterioare.

9.2 Concluzii și posibilități de dezvoltare ulterioară

Această lucrare a tratat subiectul simulării reintrării distructive a vehiculelor și reziduurilor spațiale. Obiectivul global a fost acela de a identifica și implementa o serie de modele de calcul asociate unor domenii precum analiza mișcării, aerodinamică, aerotermodinamică, transfer termic, cu scopul de deschide drumul către crearea unei unelte multidisciplinare capabile să simuleze reintrarea distructivă în atmosferă a vehiculelor și reziduurilor spațiale și să evalueze riscul pe care aceasta îl presupune. Din acest motiv, lucrarea a fost împărțită în capitole reprezentând studii specifice unor anumite discipline ce intră în procesul de dezvoltare a unei unelte computaționale multidisciplinare.

Luând în considerare complexitatea problemei ce a făcut subiectul acestei lucrări, putem identifica cu ușurință aspecte ce necesită îmbunătățiri sau aspecte ce nu au fost încă acoperite pe parcursul lucrării. Așadar, în funcție de disciplina la care se pot face dezvoltări ulterioare, putem discuta de:

• *Analiză structurală* – Pentru a crește gradul de fidelitate a uneltei computaționale este de dorit ca pe parcursul unor cercetări ulterioare să se considere implementarea unui modul de calcul capabil să determine solicitările mecanice interioare (tensiuni) ale structurii vehiculului analizat. În baza acestuia se pot construi modele suplimentare de fragmentare

atât pe bază termică cât și mecanică. O abordare posibilă ar fi cea în care se pot defini interfețe mecanice între obiectele ce alcătuiesc structura (similar cu interfețele termice definite în paragraful 7.4), ce pot face subiectul unei analize de tensiuni sub efectul forțelor relative dintre obiecte, datorate atât distribuției de presiune cât și sarcinilor inerțiale asociate decelerărilor puternice în atmosferă. Desigur, se poate considera și implementarea unor modele de fidelitate mai ridicată cum sunt cele bazate pe teoria elementului finit. Totodată, se pot considera diferite forme de cedare a structurii vehiculului analizat, în funcție de tipul materialelor ce o alcătuiesc.

- Aerodinamică/Aerotermodinamică După cum majoritatea uneltelor computaționale specifice o fac, caracteristicile aerodinamice și fluxul termic convectiv au fost estimate pe parcursul acestei lucrări utilizând modele de fidelitate scăzută bazate pe corelații simple inginerești. Pe baza rezultatelor experimentale sau numerice viitoare sau deja existente, se pot propune noi modele empirice de calcul sau se poate încerca o calibrare a modelelor deja existente. Una din uneltele cheie în determinarea caracteristicilor aerodinamice este reprezentată de așa-numitul algoritm de umbrire, discutat și implementat și pe parcursul acestei lucrări. Folosirea unui astfel de algoritm are dezavantajul că prezintă un efort foarte mare de calcul (peste 50-60% din efortul total), ceea ce poate deschide subiectul unor tentative de îmbunătățire a unor astfel de algoritmi sau de propunere a unora noi.
- Analiză termică Studiile efectuate pe parcursul acestei lucrări sunt adecvate doar în cazul materialelor omogene și izotrope cum sunt metalele. Dat fiind interesul din ce în ce mai crescut în utilizarea materialelor compozite în cadrul structurilor vehiculelor spațiale, un subiect deschis rămâne acela de a identifica și implementa metode simulare a transferului termic adecvate acestor tipuri de materiale.
- Validare Pentru a creşte nivelul de confidență a modelelor computaționale implementate, cazuri de validare suplimentară pot fi identificate și furnizate. Rezultate experimentale și numerice viitoare sau deja existente ar putea fi considerate pentru validarea suplimentară a modelelor aerodinamice și aerotermodinamice. Totodată, o validare a codului de soluționare numerică a transferului termic poate fi făcută cu ajutorul unui solver deja existent și validat. Pe lângă validarea individuală a diverselor module de calcul implicate în analiza unei reintrări distructive, așa cum a fost realizată și în lucrarea de față, se impune și o validare globală a întregii suite computaționale care să considere și modalitatea de îmbinare a acestora în cadrul modelelor mai complexe de fragmentare, distrugere, ablație a structurii. Această din urmă metodă de validare este menită să cuantifice gradul de realism pe care modelele de fragmentare ca și cel propus în această lucrare îl prezintă. O astfel de validare a unei suite computaționale pentru reintrarea distructivă este una dificilă întrucât nu există suficiente observații ale unor reintrări reale în atmosferă, iar asamblarea unor metodologii de fidelitate ridicată în scop de validare este o sarcină dificilă la rândul ei.
- Incertitudini Din cauza înțelegerii incomplete a fenomenologiei reintrării sau inabilității utilizării unor modele de fidelitate ridicată, majoritatea uneltelor computaționale pentru simularea reintrării se bazează pe metode simple inginerești ce prezintă un grad ridicat de incertitudine. În această privință, este necesară cuantificarea atentă a acestor incertitudini cu scopul de a fi utilizate în analize statistice cum este cea de tip Monte Carlo. Totodată, în perspectiva efectuării unor analize Monte Carlo pe modele mai complexe, este de asemenea

de interes optimizarea implementării numerice a tuturor algoritmilor de calcul ce intervin în simularea reintrării distructive.

9.3 Listă publicații

Pe parcursul elaborării acestei lucrări au fost publicate un număr de 9 articole științifice, dintre care unul în calitate de autor principal.

- T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, A. I. Onel, M. V. Pricop, A. Marin, A. G. Perşinaru, A. M. Cişmilianu, 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. ISSN: 2352-1465. ISI, WOS: 000454701600001
- A. M. Neculăescu, T. P. Afilipoae, A. I. Onel, M. V. Pricop, I. Stroe, "Trajectory Optimization For Small Launchers Using A Genetic Algorithm Approach," 12th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences (ICNPAA), Yerevan, Armenia, 3 - 6 July 2018, *AIP Conference Proceedings*, vol. 2046, 2018. ISBN: 978-0-7354-1772-4, - ISI, WOS: 000468353100063
- 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. ISSN: 1454–2358. - SCOPUS
- 4. T. V. Chelaru, V. Pană, A. I. Onel, **T. P. Afilipoae**, A. F. Cojocaru, I. C. Vasile, "Flexible model for Micro-Launcher Dynamics," Proceedings of 9th International Conference on Innovation in Aviation & Space-EASN, 3-6 September 2019, Athens, Greece, *MATEC Web of Conferences*, vol. 304, 2019. ISSN: 2261-236X. **BDI: DOAJ**
- T. V. Chelaru, V. Pană, A. I. Onel, T. P. Afilipoae, A. F. Cojocaru, I. C. Vasile, "Wind Influence on Micro-Launcher Dynamics Model," Proceedings of 9th International Conference on Innovation in Aviation & Space-EASN, 3-6 September 2019, Athens, Greece, *MATEC Web of Conferences*, vol. 304, 2019. ISSN: 2261-236X. - BDI: DOAJ
- A. I. Onel, T. P. Afilipoae, A. M. Neculăescu, M. V. Pricop, "MDO approach for a twostage microlauncher," *INCAS Bulletin*, vol. 10, nr. 3, pp. 127-138, 2018. (P) ISSN: 2066– 8201, (E) ISSN: 2247–4528. - SCOPUS
- 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," 12th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences (ICNPAA), Yerevan, Armenia, 3 6 July 2018, *AIP Conference Proceedings*, vol. 2046, 2018. ISBN: 978-0-7354-1772-4, ISI, WOS: 000468353100067
- 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. (P) ISSN: 2066–8201, (E) ISSN: 2247–4528. - SCOPUS
- 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. (P) ISSN 2066–8201, (E) ISSN 2247–4528. – SCOPUS

Bibliografie

- [1] C. D. Persis, "A risk assessment tool for highly energetic break-up events during the atmospheric re-entry," The University of Dublin, 2017.
- [2] T. M. Owens, "Aero-thermal Demise of Reentry Debris A computational model," Florida Institute of Technology, 2013.
- [3] J. C. Stroup, "Assessment of risk for human casualty from atmospheric reentry," Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2016.
- [4] M. McWinnie, "Health monitoring of re-entry vehicles," Cranfield University, 2011.
- [5] W. Ziniu, H. Ruifeng, Q. Xi, W. Xiang şi W. Zhe, "Space Debris Reentry Analysis Methods and Tools," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 24, pp. 387-395, 2011.
- [6] P. Omaly şi M. Spel, "DEBRISK, a tool for re-entry risk analysis," în *IAASS Conference*, Versailles, 2011.
- [7] V. Braun și J. G. e. al., "DRAMA 2.0 ESA'S SPACE DEBRIS RISK ASSESSMENT AND MITIGATION ANALYSIS TOOL SUITE," 2013.
- [8] J. Merrifield și J. B. e. al., "AEROTHERMAL HEATING METHODOLOGY IN THE SPACECRAFT AEROTHERMAL MODEL (SAM)," 2014.
- [9] G. Koppenwallner, B. Fritsche, T. Lips și H. Klinkrad, "SCARAB A Multi-Discilplinary Code for Destruction Analysis of Space-Craft During Re-entry," în *Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space vehicles*, Cologne, 2005.
- [10] A. Salama, L. Ling şi A. McRonald, "A Genesis Breakup and Burnup Analysis in Off-Nominal Earth Return and Atmospheric Entry," în *Global Aerospace*, Pasadena, California.
- [11] J. Annaloro, S. Galera, P. Kärräng, G. Prigent, T. Lips şi P. Omaly, "Comparison between two spacecraft-oriented tools: PAMPERO & SCARAB," *The Journal of Space Safety Engineering*, vol. 4, pp. 15-21, 2017.
- [12] J. Annaloro, P. Omaly, V. Rivola și M. Spel, "Elaboration of anew spacecraft-oriented tool: PAMPERO," în 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Lisbonne, 2015.
- [13] D. Eberly, "Polyhedral Mass Properties (Revisited)," Geometric Tools, 2009.

- [14] ASTOSSolutions, "ASTOS 8 User manual," ASTOS Solutions, 2015.
- [15] K. H. Y. I. Nobuaki IShii, "Attitude motion and aerodynamic characteristics of MUSES-C reentry capsule," The Institute of Space and Astronautical Science, 2003.
- [16] A. Jameson, "Time Dependent Calculations Using Multigrid, with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings," *AIAA Journal*, 1991.
- [17] S. A. Schaaf şi L. Talbot, "Handbook of supersonic aerodynamics," University of California, 1959.
- [18] P. Gallais, Atmospheric Re-Entry Vehicle Mechanics, Springer, 2007.
- [19] A. Sreekanth, Aerodynamic Predictive Methods And Their Validation In Hypersonic Flows, New Delhi: Defence Research & Development Organisation, 2003.
- [20] F. Mccleskey, "Drag coefficient for irregular fragments," Naval Surface Warfare Center, 1988.
- [21] D. Mostaza-Prieto, "Characterisation and Applications of Aerodynamic Torques on Satellites," School of Mechanical, Aerospace and Civil Engineering, 2017.
- [22] H. Legge, "Hypersonic approximations for heat transfer and shear stress applied to continuum and rarefied plume impingement," 1987.
- [23] A. Viviani și G. Pezzella, Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mision Vehicles, Springer, 2015.
- [24] J. A. Merrifield, "Aerothermal Heating Methodology in the Spacecraft Aerothermal Model," 2014.
- [25] G. Koppenwallner, "SCARAB A Multi-Disciplinary Code for Destruction Analysis of Space-Craft During Re-entry".
- [26] J. N. Moss, K. A. Boyle şi F. A. Greene, "Orion Aerodynamics for Hypersonic Free Molecular to Continuum Conditions," 14th AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.
- [27] R. C. Palharini, *Atmospheric Reentry Modelling Using an Open-Source DSMC code*, University of Strathclyde, 2014.
- [28] B. Helber, O. Chazot, T. Afilipoae, M.-V. Pricop şi J.-P. Preaud, "Metallic Alloy and CFRP Demise Ablation Tests in the VKI Inductively-Coupled Plasmatron," 2019.

- [29] W. Ailor, W. Hallman, G. Steckel și M. Weaver, "Analysis of Reentered Debris and Implications for Survivability Modeling," în *Proceedings of the Fourth European Conference of Space Debris*, Darmstadt, 2005.
- [30] R. G. Stern, "Analysis of Mir Reentry Breakup," Space and Missle Systems Center, Los Angeles, 2003.
- [31] W. Oberle, "Monte Carlo Simulations: Number of Iterations and Accuracy," US Army Research Laboratory, 2015.