



Universitatea Națională de Știință și Tehnologie
POLITEHNICA București
Școala Doctorală de Inginerie Industrială și Robotică



REZUMAT TEZĂ DE DOCTORAT

Marcel ILIE

**Studii computationale ale aero-
termodinamicii sistemelor de
propulsie supersonice**

BUCURESTI 2023

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Cuprins

Chapter 1 Prezentarea stadiului cercetarilor	4
1.1 Clasificarea aeronavelor	4
1.2 Motoarele aeronavelor subsonice.....	7
1.3 Aeronave supersonice	8
1.3.1 Ramjet.....	8
Chapter 2 Metode computationale pentru fluidele turbulente	9
2.1 Introducere in turbulente	9
2.2 Metodele numerice.....	9
2.2.1 Direct numerical simulations (DNS)	9
2.2.2 Large-eddy simulation (LES)	9
2.2.3 Improved delayed detached-eddy simulation (IDDES).....	11
2.3 Concluzii	12
Chapter 3 Efectul numarului Mach asupra aero-termodinamicii zborului subsonice, transonice si supersonice.....	12
3.1 Introducere	12
3.2 Metodele si modelele computationale.....	12
3.2.1 Metodele computationale	12
3.2.2 Modelul computational.....	13
3.3 Rezultate si discutii	13
3.4 Concluzii	18
Chapter 4 Îmbunătățirea performanței echipelor multidisciplinare de cercetare și dezvoltare prin managementul proiectelor.....	18
4.1 Introducere	18
4.2 Analiza si discutii	18
4.3 Concluzii	19
Chapter 5 Modelarea computationala a resurselor.....	19
5.1 Introducere	19
5.2 Algoritmi si modelarea matematica	20
5.3 Resultate si discutii.....	21
5.4 Concluzii	22
Chapter 6 Metode de calcul pentru reducerea și gestionarea datelor mari în calculul științific ...	23
6.1 Introducere	23

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

6.2 Modelarea computationala	23
6.3 Rezultate si discutii	24
6.4 Concluzii	24
Chapter 7 Concluzii, contribuții și directii viitoare de cercetare	25
7.1 Concluzii	25
7.1.1 Capitolul 1	25
7.1.2 Capitolul 2	26
7.1.3 Capitolul 3	26
7.1.4 Capitolul 4	26
7.1.5 Capitolul 5	27
7.1.6 Capitolul 6	27
7.2 Contributii	28
7.3 Directii viitoare de cercetare	28

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Chapter 1 Prezentarea stadiului cercetarilor

1.1 Clasificarea aeronavelor

Industria aviației are o istorie destul de lungă, iar în ultimul secol au fost dezvoltate și implementate diverse modele și tehnologii de aeronave. Prin urmare, se poate face o clasificare principală a aeronavelor pe baza greutății vehiculelor zburătoare. Este important de menționat că aeronavele mai ușoare decât aerul sunt clasificate ca aerostate, în timp ce aeronavele mai grele decât aerul sunt clasificate ca aerodine. Din punct de vedere al performanței aerodinamice și al utilității, aerodinele au primit cea mai mare atenție și interes din partea industriei aeronautice în ultimul secol.



Figure 1.1 Schema planorului [149]

Aerodinele lucrează folosind fluxul de aer care este împins într-o direcție și astfel, conform celei de-a treia legi a mișcării a lui Newton, este generată forța. Aripile fixe și aeronavele cu giratori au fost cele mai explorate și dezvoltate portavioane în ultimul secol, iar acest lucru s-a datorat aplicațiilor și utilității lor. Este important de menționat aici că aripa fixă generează portanța, necesară zborului, folosind forma aerodinamică a aripii prin crearea unei diferențe de presiune între suprafețele inferioare și superioare ale aripii, în timp ce aeronava se deplasează prin aer. Pe de altă parte, aeronava generează portanță prin paletele care se rotesc și, de asemenea, prin crearea unei diferențe de presiune la suprafețele inferioare și superioare ale palelor. O altă clasificare a

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

aeronavelor cu aripă fixă este prezentată în Figura 1.2. Prin urmare, o primă clasificare a aeronavelor cu aripă fixă poate fi făcută ca aeronave cu aripă fixă motorizate și nemotorizate. Avioanele cu aripă fixă nemotorizate sunt formate din planoare, parapantă, hang, planor, zmeu etc. Figura 1.3 prezintă schema unui avion de planor.

Clasificarea aeronavelor motorizate este mai complexă datorită faptului că este formată din mai multe categorii. Prin urmare, o primă clasificare a aeronavelor motorizate poate fi făcută în funcție de numărul de aripi și, prin urmare, aeronavele pot fi monoplane, biplane sau triplane. Zborul cu motor are o istorie lungă, care începe cu frații Wright care au proiectat, construit și au zburat primul zbor cu motor în 1903. Merită menționat aici că primul motor cu turbină cu gaz de avion a fost dezvoltat de Frank Whittle în 1930. Această turbină cu gaz dezvoltarea motorului a fost urmată relativ curând de munca lui Hans-Joachim Pabst von Ohain, care a dezvoltat motorul turboreactor în 1936. Este important de menționat aici că atât Whittle, cât și von Ohain sunt recunoscuți ca primii inventatori ai motorului cu turbină cu gaz cu aer respirabil. Propulsiunea prin respirație aeriană a fost explorată de mai bine de un secol atât pentru zboruri subsonice, cât și pentru cele supersonice. Merită să menționăm aici că propulsiunea subsonică cu respirație a aerului a fost folosită în portavioanele comerciale de mai bine de un secol.

De obicei, clasificarea aeronavelor se poate face pe baza geometriei aripilor lor ca: (i) geometrie fixă, (ii) geometrie variabilă a aripii (aripi înclinate în spate) și (iii) aeronave fără coadă. Merită să menționăm aici că aripile înclinate sau delta sunt folosite pentru aeronave de mare viteză (supersonice), cum ar fi aeronavele militare. De asemenea, merită menționat aici că aeronavele de mare viteză (supersonice) folosesc aripi subțiri cu geometrie de profil aerodinamic cu cambra scăzută sau fără cambra, cum ar fi seria NACA 0012-NACA0015.

Clasificarea suplimentară a aeronavei poate fi făcută pe baza tipului de aripă ca: (i) corp de aripă amestecat (BWB) și (ii) corp de aripă hibrid (HWB). O schemă a aeronavei cu aripă zburătoare este prezentată în Figura 1.4. Acest tip de aeronavă prezintă o stabilitate ridicată și performanță aerodinamică și o manevrabilitate relativ ridicată. Figura 1.5 prezintă aeronava cu corp de aripă combinată (BWB). După cum se arată în Figura 1.5, aeronava cu corp combinat prezintă un design distinctiv și caracteristici aerodinamice în comparație cu aeronavele convenționale. Prin urmare, în aeronava cu aripi combinate, fuselajul și aripa se amestecă împreună și nu există o separare

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

geometrică distinctă între fuselajul aeronavei și aripile sale. Mai mult, designul aeronavei cu aripi amestecate poate prezenta sau nu o coadă.



Figure 1.2 Schemat aeronavei [150]



Figure 1.3 Schema aeronavei [151]

Aeronava cu caroserie combinată prezintă câteva avantaje, cum ar fi creșterea portanței și performanța aerodinamică datorită zonei de ridicare extinse, rezistență redusă. De asemenea, datorită faptului că poate genera portanță mare, dimensiunea sa poate fi redusă în comparație cu alte configurații de aeronave cu aripi. De asemenea, datorită configurației aerodinamice compacte, corpul aripii amestecate prezintă o stabilitate aerodinamică ridicată.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

1.2 Motoarele aeronavelor subsonice

Motorul turboreactor este prezentat schematic în Figura 1.12. Turboreactorul poate utiliza compresoare axiale sau centrifuge. Merită să menționăm aici că primul turboreactor a folosit compresor centrifugal pentru treapta de compresor, în timp ce proiectarea compresorului axial a fost utilizat pentru etapa de turbină. Compresoarele constau din trepte stator-rotor, iar numărul lor este definit de puterea rezultată în condițiile de tracțiune. După cum se arată în Figura 1.12, treapta axială a compresorului și a turbinei constă din mai multe rânduri de pale. Merită menționat aici că unele dintre lame sunt staționare, în timp ce altele se rotesc. Paletele staționare formează treapta statorului, în timp ce paletele rotative formează treapta rotorului. Este important de menționat aici că motoarele turboreactor sunt potrivite pentru zboruri subsonice înalte. Cu toate acestea, motorul turboreactor poate funcționa chiar și la viteze supersonice și acest lucru se realizează prin adăugarea unui post-ardător. Postardătorul permite injecția suplimentară de combustibil, ceea ce are ca rezultat o forță suplimentară. Merită să menționăm că oprind postcombustionul, turboreactorul funcționează ca un turbojet de bază. De-a lungul timpului, s-a demonstrat că turboreactorul nu este un motor eficient din punct de vedere al consumului de combustibil, prezentând în același timp un nivel ridicat de zgomot. Concorde a fost ultimul avion care a folosit motorul turboreactor. Cu toate acestea, merită menționat aici că Concorde a reușit să fie eficient din punct de vedere al consumului de combustibil doar atunci când a zburat la numărul Mach $M=2$.

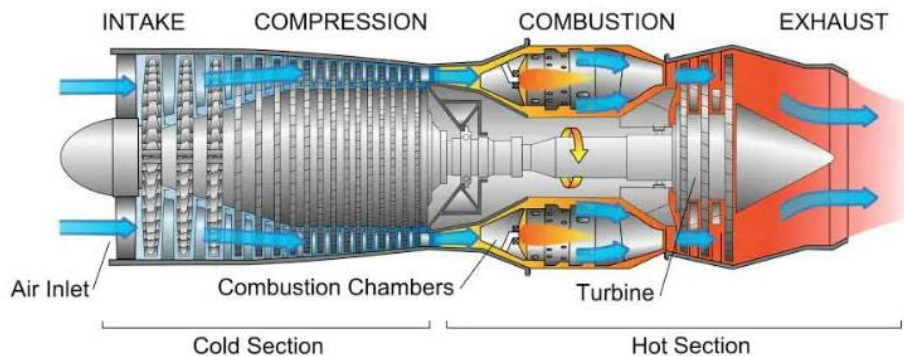


Figure 1.4 Schema motorului turbojet [155]

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

1.3 Aeronave supersonice

1.3.1 Ramjet

Prima idee ramjet a fost propusă în 1913 de Rene Lorin. Cu toate acestea, lipsa materialelor care să reziste la temperaturile ridicate dezvoltate în urma procesului de ardere, amânase dezvoltarea sa fizică până în 1949 când Rene Leduc a proiectat primul ramjet. Prin urmare, Leduc a fost primul care a proiectat primul avion cu propulsie ramjet, în 1949. Cu toate acestea, primul zbor din lume propulsat cu ramjet a avut loc în 1939 și a fost dezvoltat de Merkulov.

ramjet-ul este un motor cu reacție care nu conține piese rotative. Prin mișcarea sa înainte, ingeră aerul din jur și îl comprimă printr-un canal de trecere. Aerul comprimat este livrat în camera de ardere unde are loc procesul de ardere. Deoarece ramjetul nu are părți rotative care să permită ingestia de aer, ramjetul nu poate funcționa la viteze zero ale aerului și, prin urmare, nu poate furniza forța necesară pentru a deplasa aeronava. Prin urmare, funcționarea ramjetului este condiționată de viteza de zbor și, prin urmare, necesită să fie transportat de o aeronavă diferită pentru a atinge o viteză mare de număr Mach pentru a putea ingera suficient aer necesar procesului de ardere.

O schemă a designului și funcționării ramjetului este prezentată în Figura 1.19. În general, ramjetul cuprinde (i) conductă de admisie, (ii) camera de ardere și (iii) duză. Stadioreactorul poate funcționa cu două tipuri de combustibil și anume combustibili lichizi și combustibili solizi. De asemenea, merită menționat aici că ramjet-urile pot funcționa atât la viteze subsonice, cât și supersonice.

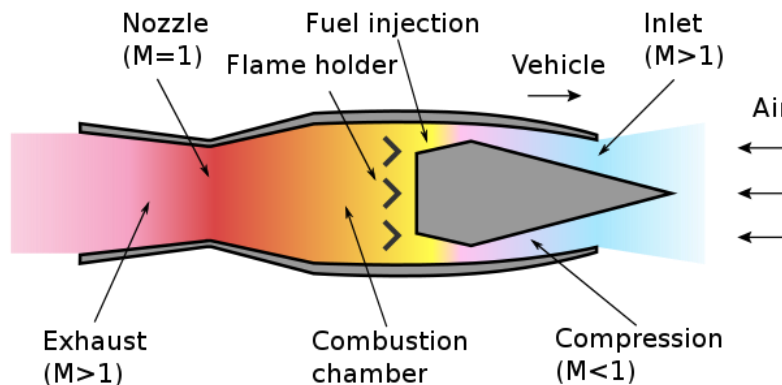


Figure 1.5 Schema motorului ramjet [157]

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

În schema din Figura 1.19, aerul intră în orificiul de admisie a ramjetului de la dreapta la stânga cu viteză supersonică ($M > 1$). Pe măsură ce fluxul de aer intră în regiunea de admisie, fluxul de aer este încetinit la regimul subsonic de o serie de șocuri oblice generate de interacțiunea fluxului de aer supersonic și suprafața solidă a admisiei ramjet. Mai în aval, fluxul de aer este încetinit și mai mult de prezența suporturilor de flacără, așa cum se arată în schema din Figura 1.19. În aval de admisia ramjet, seria șocurilor oblice devin șocuri normale. Pe măsură ce fluxul de aer trece prin suporturile de flacără, acesta intră în combustie unde are loc arderea. Merită menționat aici că produsele de ardere, sub formă de flux gazos fierbinte, pot atinge temperaturi ridicate de ordinul a 2.400K. Pe măsură ce gazele fierbinți ies din combustor, fluxul de gaz la temperatură înaltă trece prin duza convergentă-divergente, așa cum se arată schematic în Figura 1.19. Condiția de curgere sonică este atinsă la duza ramjet așa cum se arată în Figura 1.19. Mai în aval de duză, fluxul se accelerează datorită duzei convergente-divergente și astfel, fluxul de aer devine supersonic pe măsură ce fluxul trece prin duza ramjet. De obicei, ramjeturile supersonice funcționează la numere Mach mari, atingând o eficiență maximă pentru numărul de Mach $M > 3$.

Chapter 2 Metode computazionale pentru fluidele turbulente

2.1 Introducere in turbulence

2.2 Metodele numerice

2.2.1 Direct numerical simulations (DNS)

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial^2}{\partial x_j^2} u_i \quad (2)$$

2.2.2 Large-eddy simulation (LES)

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

2.2.2.1 Ecuatiile de miscare

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_i u_j}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{1}{R_e} \frac{\partial^2}{\partial x_j^2} \bar{u}_i \quad (4)$$

2.2.2.2 Modelul Smagorinsky

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -\nu_T \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) = -2\nu_T \bar{S}_{ij} \quad (5)$$

where ν_T is called eddy viscosity and :

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right). \quad (6)$$

2.2.2.3 Modelul Smagorinsky dinamic

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\tilde{u}_i \tilde{u}_j \right) = -\frac{\partial \tilde{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j} + \frac{1}{R_e} \frac{\partial^2}{\partial x_j^2} \tilde{u}_i \quad (7)$$

where $T_{ij} = \overline{u_i u_j} - \tilde{u}_i \tilde{u}_j$.

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} \approx -2C_s \Delta^2 \left| \bar{S} \right| \bar{S}_{ij} = -2C_s B_{ij} \quad (8)$$

$$T_{ij} - \frac{1}{3} T_{kk} \delta_{ij} \approx -2C_s \Delta^2 \left| \tilde{S} \right| \tilde{S}_{ij} = -2C_s A_{ij} \quad (9)$$

$$L_{ij} = T_{ij} - \tau_{ij}. \quad (10)$$

$$E_{ij} = L_{ij} + 2C_s A_{ij} - 2C_s \tilde{B}_{ij} \quad (11)$$

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

$$E_{ij} = L_{ij} + 2C_s A_{ij} - 2C_s^* \tilde{B}_{ij}. \quad (12)$$

2.2.3 Improved delayed detached-eddy simulation (IDDES)

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \mu_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\partial_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tau_{ij} S_{ij} - \frac{\rho k^{1.5}}{L_{RANS}} \quad (13)$$

$$L_{IDDES} = \tilde{f}_d (1 + f_e) L_{RANS} + (1 - \tilde{f}_d) L_{LES} \quad (14)$$

where

$$L_{RANS} = \sqrt{k} / (\beta^* \omega) \quad (15)$$

$$L_{LES} = C_{DES} \times \Delta \quad (16)$$

$$\Delta = \min[\max(C_w \Delta_{\max}, C_w d, \Delta_{\min}) \Delta_{\max}] \quad (17)$$

$$\Delta_{\min} = \min(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \quad (18)$$

$$\Delta_{\max} = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \quad (19)$$

$$\tilde{f}_d = \max[(1 - f_{dt}), f_B] \quad (20)$$

$$L_{IDDES} = \tilde{f}_d L_{RANS} + (1 - \tilde{f}_d) L_{LES} \quad (21)$$

$$L_{IDDES} = f_B (1 + f_e) L_{RANS} + (1 - f_B) L_{LES} \quad (22)$$

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

2.3 Concluzii

Aerodinamica și termodinamica sistemelor de propulsie supersonică și hipersonică este asociată cu fluxurile turbulente. Modelarea matematică a turbulenței este încă o sarcină dificilă și, prin urmare, sunt necesare modele matematice precise și eficiente din punct de vedere computațional. Prin urmare, simularea cu turbulențe mari (LES) ar putea fi o abordare promițătoare pentru simularea numerică a acestui tip de fluxuri turbulente.

Chapter 3 Efectul numarului Mach asupra aero-termodinamicii zborului subsonice, transonice si supersonice

3.1 Introducere

Fluxurile de cavitare supersonice prezintă o dinamică complexă a fluidelor, cum ar fi straturile de forfecare oscilante, interacțiunile șoc-șoc și stratul limită șoc [5-9]. În propulsia cu aer de mare viteză, amestecul supersonic dintre combustibil și aer este de o importanță critică. Interacțiunile șoc-strat limită pot cauza stingerea flăcării, ducând ulterior la defecțiuni catastrofale [5-9]. Pe de altă parte, caracteristicile curgerii, ale vitezei fluxului liber, joacă un rol cheie în amestecarea eficientă a combustibilului-oxidant.

3.2 Metodele si modelele computationale

3.2.1 Metodele computationale

3.2.1.1 Large-eddy simulation (LES)

$$\overline{\frac{\partial u_i}{\partial x_i}} = 0 \quad (23)$$

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_i u_j}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} + \frac{1}{R_e} \frac{\partial^2}{\partial x_j^2} \bar{u}_i \quad (24)$$

where $\tau_{ij} = \overline{u_i u_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j$. [10-12]

$$L_{ij} = \overline{\tilde{u}_i \tilde{u}_j} - \bar{\tilde{u}_i} \bar{\tilde{u}_j} = T_{ij} - \bar{\tau}_{ij} \quad (25)$$

3.2.2 Modelul computational

Curgerea supersonică peste o cavitate de $L/D=2$, $W/D=1$ este studiat numeric, unde L este lungimea cavității în sensul fluxului, W este lungimea cavității în funcție de deschidere și D este adâncimea cavității, așa cum se arată schematic în Figura 3.1.

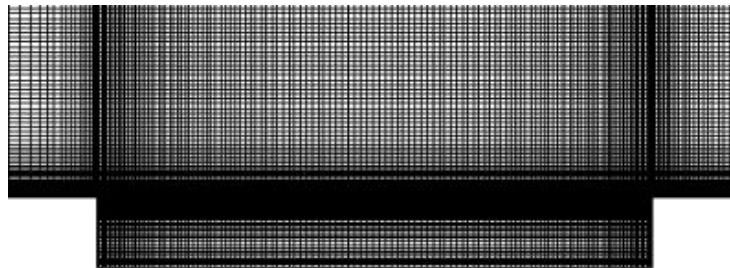


Figure 3.1 Domeniul computational

3.3 Rezultate si discutii

Figura 3.13 prezintă comparația câmpurilor numerice Mach pentru fluxurile supersonice ($M=1,2$) și transonice ($M=0,9$). Figura 3.13a prezintă câmpul numeric Mach care variază în timp, pentru fluxul supersonic, iar rezultatele relevă prezența unui front mare de curgere de mare viteză, pe măsură ce fluxul supersonic intră în cavitate. În același timp, două regiuni de stagnare sunt identificate în colțurile inferioare ale cavității, așa cum se arată în Figura 3.13a, la instant $t=0,0006s$.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

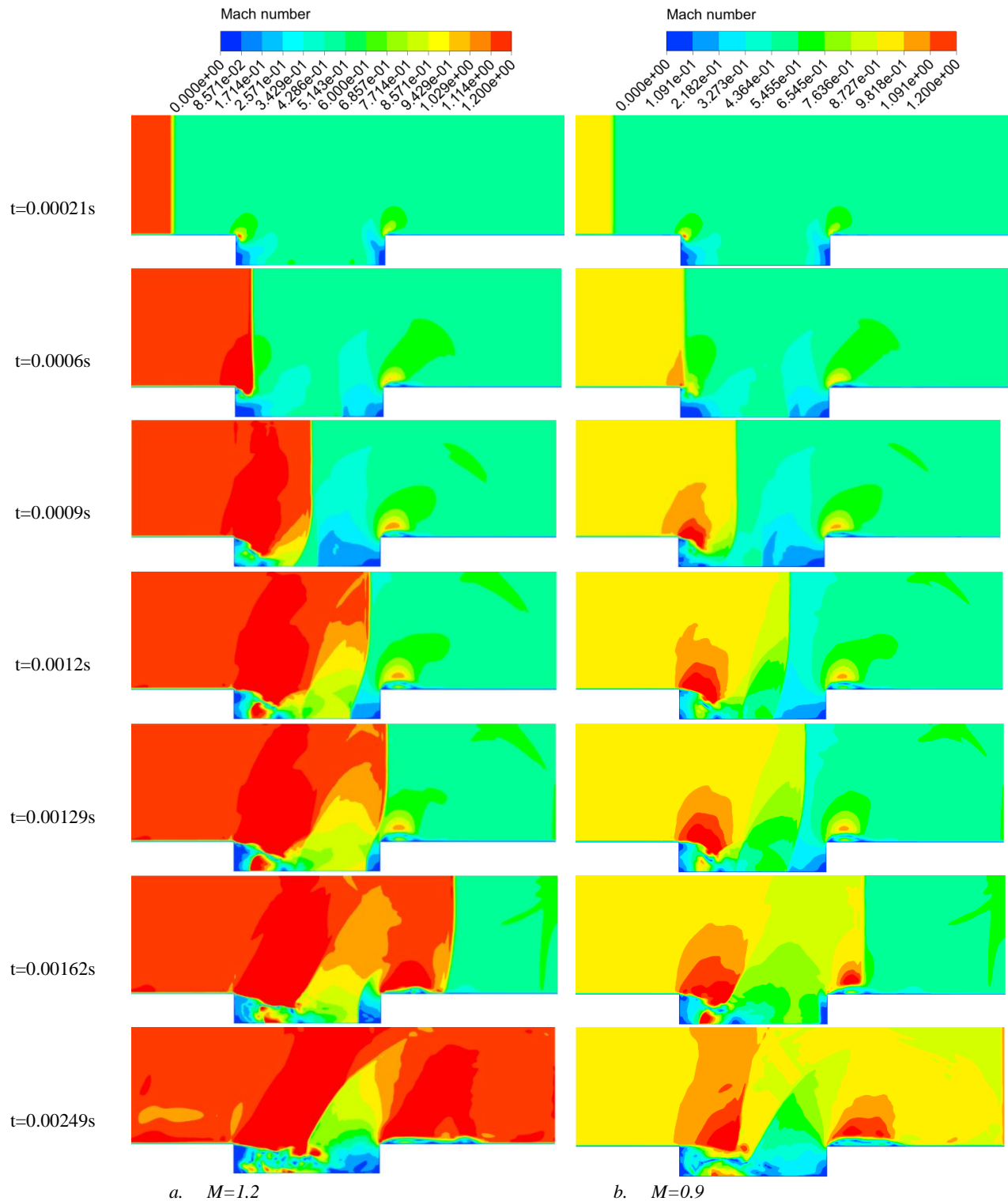


Figure 3.2 Variatia in timp a numarului Mach

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Pe măsură ce fluxul supersonic avansează mai departe, regiunile de flux de stagnare cresc în dimensiune, așa cum se arată în Figura 3.13, la instant $t=0,0009s$. Pe măsură ce fluxul supersonic intră în regiunea cavității, are loc o scădere a vitezei curgerii și implicit a numărului Mach, iar acest lucru este bine ilustrat în Figura 3.13a, la instant $t=0,0012s$.

Variația în timp a câmpului numărului Mach, Figura 3.13, arată, de asemenea, că fluxul inițial supersonic devine subsonic, pe măsură ce intră în cavitate și aceasta este o condiție de curgere dorită pentru procesul de ardere (adică timpul de rezidență al combustibilului și stabilizarea flăcării). Analiza dezvăluie că, pe măsură ce partea frontală a fluxului supersonic se deplasează mai departe în aval, se formează o regiune relativ mare de recirculare a fluxului în apropierea peretelui din spate al cavității, în timp ce zonele de separare a fluxului și de recirculare de dimensiuni mai mici sunt observate imediat după peretele anterior al cavității. Acest lucru este bine ilustrat în Figura 3.13a, la instant $t=0,0009s$. Pe măsură ce partea frontală a fluxului supersonic ajunge la peretele din spate al cavității, întreaga cavitate este dominată de amestecul turbulent, în timp ce regiunile de stagnare, la colțurile inferioare, sunt încă prezente, așa cum se arată în Figura 3.13a, la momentul $t= 0,00129 s$. În cele ce urmează, va fi prezentată o analiză mai cantitativă a regimurilor de flux supersonic, transonic și subsonic. Astfel, efectul numărului Mach asupra variabilelor debitului este investigat în opt locații diferite din interiorul cavității, așa cum se arată în Figura 3.28.

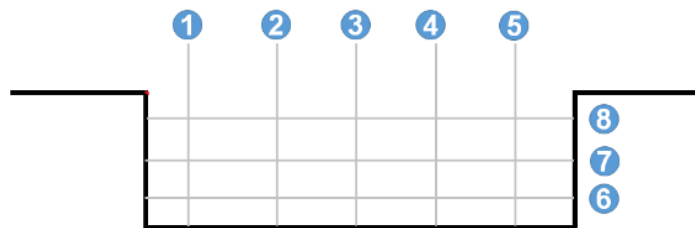


Figure 3.3 Punctele de analiza a variabilelor fluidului

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Figura 3.29 prezintă câmpul de viteză, pentru fluxul supersonic $M=1.2$, în cinci locații diferite din interiorul cavității, așa cum se arată schematic în Figura 3.28. Analiza relevă că există o inversare a mărimii vitezei și astfel, fluxul inițial supersonic devine subsonic în interiorul cavității. Este important de menționat aici că acesta este un regim de curgere dorit pentru eficiența și stabilitățile arderii. De asemenea, este important de menționat aici că regimul de curgere subsonică asigură viabilitatea și stabilitatea flăcării. De asemenea, schimbarea regimului de curgere de la supersonic la subsonic asigură amestecarea turbulentă în interiorul cavității, care joacă un rol cheie în procesul de ardere.

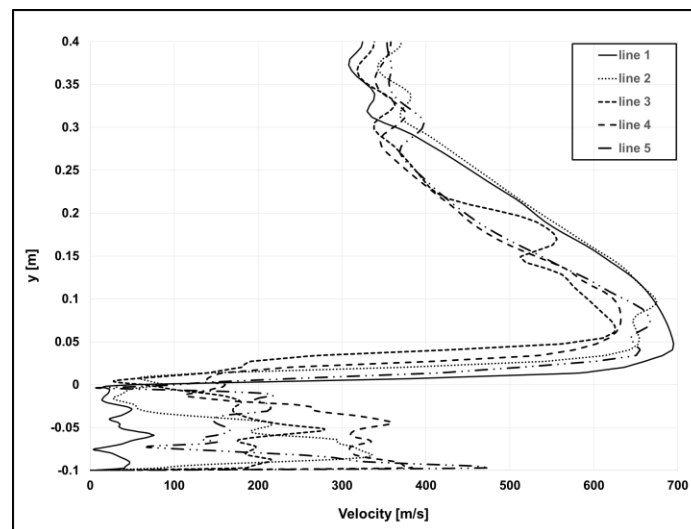


Figure 3.4 Distribuția vitezei în interiorul cavității; $M=1.2$

Analiza relevă că în interiorul cavității, viteza atinge cele mai mici valori în regiunile pereților anteriori și posterior ai cavității, în timp ce cele mai mari valori sunt atinse în mijlocul cavității. Valorile scăzute ale vitezei, la acești pereți, se datorează stării de stagnare a fluxului de impact.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

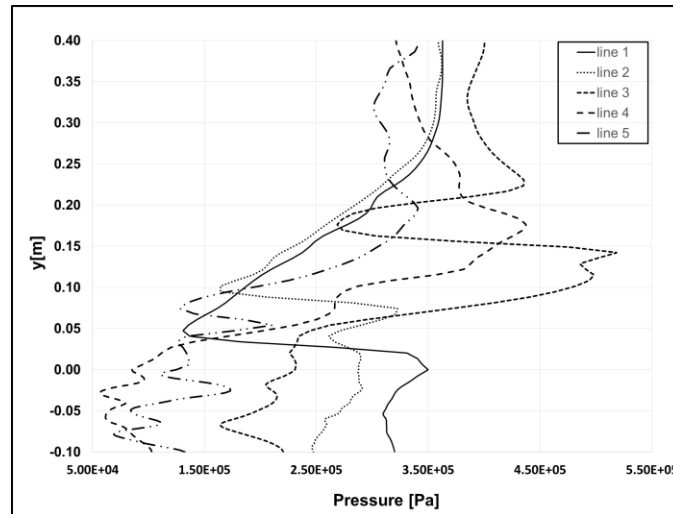


Figure 3.5 Distribuția presiunii în interiorul cavității; $M=1.2$

Este demn de menționat aici că, datorită recirculării fluxului în interiorul cavității, are loc un impact continuu al fluxului pe pereții anteriori și posterior ai cavității și astfel, viteza prezintă cele mai scăzute valori în aceste locații. Mai mult, distribuția complexă a câmpului de viteză, în interiorul cavității, se datorează amestecului mare de turbulente care are loc în interiorul cavității. Cu toate acestea, în regiunea curgerii libere, viteza scade în direcția fluxului în mișcare. Figura 3.30 prezintă distribuția câmpului de presiune în interiorul cavității, pentru fluxul supersonic $M=1.2$, în cinci locații diferite, așa cum se arată schematic în Figura 3.28. Analiza arată că, în interiorul cavității, presiunea atinge cele mai mari valori în apropierea pereților anteriori și posterior ai cavității și acest lucru se datorează și impactului de curgere asupra acestor pereți ai cavității. Presiunea prezintă valori mai scăzute mai în amonte, aproape de peretele frontal al cavității. Analiza mai arată că deasupra cavității are loc o inversare a distribuției presiunii datorită undelor acustice dezvoltate ca urmare a interacțiunii dintre fluxul supersonic și peretele din spate al cavității.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

3.4 Concluzii

Analiza fizicii curgerii relevă prezența unei regiuni de recirculare, în interiorul cavității, și detașarea stratului limită în aval de cavitate. Datorită dezechilibrului de presiune în interiorul cavității se observă și un strat de forfecare oscilant. Stratul de forfecare oscilant se întinde pe lungimea cavității deschise și lovește peretele din pupa. Interacțiunile șoc-șoc și stratul limită șoc sunt observate în aval de cavitate. Ca urmare a interacțiunii șoc-șoc, se observă și un șoc lambda.

Chapter 4 Îmbunătățirea performanței echipelor multidisciplinare de cercetare și dezvoltare prin managementul proiectelor

4.1 Introducere

Ultimele două decenii au fost caracterizate de schimbări profunde și realocări de resurse umane și materiale, la nivel mondial, cu implicații în dinamica companiilor și instituțiilor de cercetare [1-11]. Prin urmare, în zilele noastre, cercetarea și dezvoltarea poate implica personal situat în diferite locații geografice. În ciuda beneficiilor lor, aceste schimbări au ridicat provocări semnificative, în special în ceea ce privește integrările, coordonarea și managementul resurselor umane, în special pentru echipele de cercetare și dezvoltare [2, 4-7].

4.2 Analiza si discutii

Performanța echipei este definită de trei elemente principale, și anume abilități, angajament și responsabilitate, așa cum se arată în Figura 4.1. Abilitățile individului prezintă diferite forme, cum ar fi abilitățile de rezolvare a problemelor, abilitățile tehnice și funcționale și abilitățile interpersonale. Abilitățile de rezolvare a problemelor sunt atuul cheie al oricărui individ fără de care nu se poate funcționa și performa într-o echipă.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

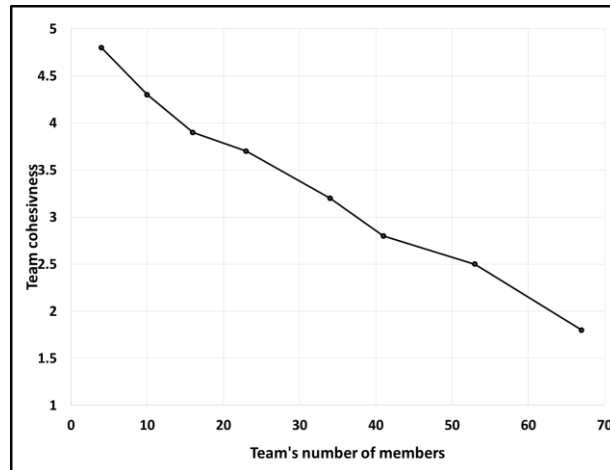


Figure 4.1 Coeziunea echipei in functie de numarul membrilor echipei

4.3 Concluzii

În studiul de față sunt identificați factorii care afectează performanța echipelor de cercetare și dezvoltare. Studiul nostru a identificat cinci factori diferiți care afectează performanța echipei, și anume prezența, utilitatea, eficiența, inițiativa și calitatea.

Chapter 5 Modelarea computationala a resurselor

5.1 Introducere

Interacțiunile de grup și de echipă au fost de interes de multe decenii [1-3, 5-16]. Diferența culturală poate fi cauza finalizării nereușite a unui obiectiv sau a unui proiect [10, 12 și 16]. Personalul din medii culturale diferite poate sau nu spori productivitatea echipei. Un alt factor important în dezvoltarea și finalizarea proiectelor de cercetare este structura organizației [7].

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Astfel, există diferențe semnificative între cercetările efectuate în mediul corporativ și cel academic. În corporații, cercetarea este întotdeauna aliniată cu produsul final. Prin urmare, termenele limită pentru finalizarea cercetării sunt mult mai stricte decât în configurația cercetării academice. Pentru cercetarea corporativă există întotdeauna un client și o piață care așteaptă produsul final și astfel, termenele de cercetare sunt mai rigide. În cercetarea academică poate exista sau nu un client final, în funcție de tipul de cercetare, cercetare fundamentală sau aplicată. Prin urmare, termenele limită sunt oarecum mai relaxate și astfel, mai puțin predispuse la conflicte asociate cu timpul conține. Este larg recunoscut faptul că comunicarea este o problemă majoră în orice muncă de colaborare și o sursă majoră de generare a conflictelor. Acest lucru ar putea fi întâlnit în aceeași echipă, organizație sau țară.

5.2 Algoritmi si modelarea matematica

În această cercetare ne concentrăm pe modelarea echipelor ca atractori și fractali. Algoritmul Metropolis–Hastings generează o colecție de stări conform unei distribuții dorite $P(x)$. Acest lucru se realizează atunci când procesul Markov converge asimptotic la o distribuție staționară $\pi(x)$ astfel încât $\pi(x) = P(x)$. Prin urmare

$$P(x'|x)P(x) = P(x|x')P(x') \quad (1)$$

poate fi scrisa in forma

$$\frac{P(x'|x)}{P(x|x')} = \frac{P(x')}{P(x)} \quad (2)$$

Pe baza raportului de acceptare Metropolis

$$A(x', x) = \min\left\{1, \frac{P(x')}{P(x)} \frac{g(x|x')}{g(x|x)}\right\} \quad (5)$$

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

O a doua abordare folosită în cercetarea curentă este atractorul/harta Henon, care este un sistem dinamic în timp discret. Motivația acestui model provine din faptul că poate prezice comportamentul haotic al individului care poate apărea din cauza perturbațiilor externe. Sistemul de ecuații Henon este definit ca

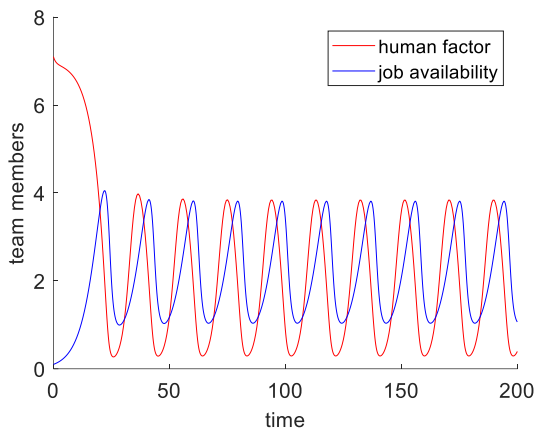
$$\begin{cases} x_{n+1} = 1 - ax_n^2 + y_n \\ y_{n+1} = bx_n \end{cases} \quad (6)$$

Harta Henon depinde de doi parametri a și b care pentru o hartă haotică au valorile $a = 1.4$ and $b = 0.3$.

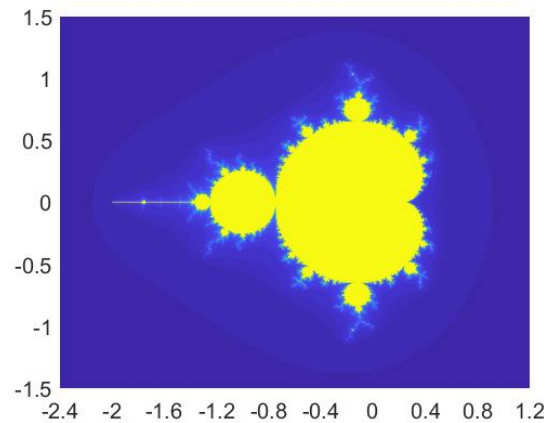
5.3 Resultate si discutii

Figura 5.1 prezintă corelația dintre factorul uman și disponibilitatea locului de muncă. Astfel, datele de culoare roșie reprezintă răspunsul factorului uman la disponibilitatea locului de muncă, în timp ce graficul de culoare albastră reprezintă disponibilitatea locului de muncă. Modelul presupune că atât disponibilitatea locului de muncă, cât și atracția individului față de disponibilitatea locului de muncă variază în timp. Întârzierea dintre răspunsul individului și disponibilitatea locului de muncă este asociată cu incertitudinea deciziei individuale. Este obișnuit ca individul uman să prezinte un comportament de memorie pe termen lung și, prin urmare, să prezinte comportamente similare în timp [5]. Aceasta este definită de psihologia formării individului și a personalității. Studiile anterioare au subliniat că acest tip de comportament poate fi modelat ca fractali. Astfel, Figura 5.1b prezintă comportamentul fractal al unui individ. Modelul fractal se bazează pe ecuațiile Mandelbrot.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice



a. Modelul atractorului



b. Modelul fractalilor

Figure 5.1 Modelele de atractor si fractal

5.4 Concluzii

Un model de calcul folosind algoritmul Metropolis–Hastings este dezvoltat pentru modelarea sistemelor dinamice. Studiile de față arată că modelul oferă o predicție precisă a dinamicii sistemului. Modelul atractor Henon este o abordare promițătoare pentru modelarea numerică a resurselor umane ca sisteme dinamice. Modelul oferă avantajul modelării sistemelor extrem de haotice și acest lucru se întâmplă pentru valorile și $a = 1.4$ and $b = 0.3$. Modelul Henon arată că pentru valorile mici ale variabilelor a și b , sistemul se comportă haotic.[122]

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Chapter 6 Metode de calcul pentru reducerea și gestionarea datelor mari în calculul științific

6.1 Introducere

Progresul rapid în dezvoltarea tehnologiilor de calcul și a software-ului, cum ar fi calculul de înaltă performanță (HPC), a generat cantități mari de date care necesită o post-procesare, interpretare și diseminare ulterioară [1-5]. Post-procesarea și vizualizarea acestei cantități mari de date ridică provocări semnificative, în special atunci când datele trebuie asamblate/cuplate din diferite intervale de timp instantanee [5, 6].

6.2 Modelarea computationala

Câmpul de vorticitate este dat de determinantul matricei dat de ecuația 1:

$$\omega = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ u & v & w \end{vmatrix} \quad (1)$$

unde u , v and w sunt componentele vitezelor ce corespund vectorilor \vec{i} , \vec{j} , \vec{k} .

Este important de menționat aici că rafinarea rețelei și implicit gruparea datelor se realizează în etapa de calcul. Noutatea abordării noastre vine din faptul că realizăm gruparea datelor și în etapa de post-procesare. Astfel asigurăm acuratețea datelor generate și facilităm gestionarea datelor.

Gruparea datelor de post-procesare este realizată folosind un algoritm de filtrarea datelor. Ideea principală este de a partiționa n -puncte de date în k subdomenii, în care fiecare dată aparține subdomeniului cu cea mai apropiată medie.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

6.3 Rezultate si discutii

Un set de date experimentale (date de presiune) este prezentat în Figura 6.8a. După cum se poate observa din Figura 6.8b, datele conțin ceva zgomot și dorim să separăm datele bune de datele de zgomot folosind algoritmul de filtrare. Efectuând o grupare inițială a datelor, putem grupa datele pe baza valorilor presiunii, Figura 6.8b. Gruparea suplimentară a datelor reduce și mai mult varianța datelor, Figura 6.8c. Compararea dintre datele experimentale și cele de calcul arată un acord foarte bun cu eroarea procentuală $\varepsilon \approx 5\%$. Este important de menționat aici că algoritmul AMR împreună cu algoritmul de filtrare reduce timpul de calcul cu 72%.

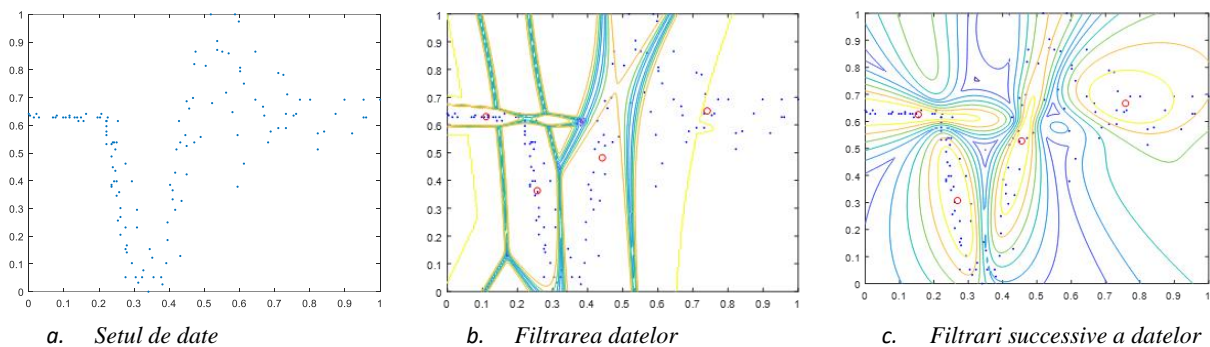


Figure 6.1 Reducerea datelor mari

6.4 Concluzii

O abordare computațională eficientă pentru gestionarea datelor este dezvoltată pentru a facilita post-procesarea unui set mare de date. Abordarea de gestionare a datelor cuprinde doi algoritmi diferiți, și anume rafinarea rețelei adaptive și gruparea datelor. Primul algoritm reduce numărul de puncte ale grilei din domeniul computațional, în timp ce al doilea algoritm grupează datele utile. Compararea dintre datele experimentale și cele de calcul arată o concordanță foarte bună cu o eroare procentuală. $\varepsilon \approx 5\%$.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

Chapter 7 Concluzii, contribuții și direcții viitoare de cercetare

7.1 Concluzii

Prezenta cercetare se concentrează pe evoluțiile industriei ingineriei aerospațiale, în special pe noile dezvoltări ale propulsiei aeronavelor. Majoritatea cercetărilor din industria aerospațială, în ultimele decenii, s-au concentrat pe dezvoltarea aeronavelor de mare viteză, eficiența combustibilului și reducerea zgomotului. Unul dintre obiectivele principale ale industriei aerospațiale a fost dezvoltarea aeronavelor Scramjet care să asigure performanțe aerodinamice și stabilitate ridicate, precum și eficiența consumului de combustibil. Prin urmare, obiectivul principal al acestei cercetări este de a aborda problemele critice și de a înțelege în continuare fenomenele aero-termodinamice și aeroacustice întâlnite în propulsia Scramjet. Un al doilea obiectiv al cercetării se referă la dezvoltarea algoritmilor matematici pentru modelarea computațională a dinamicii resurselor umane implicate în echipe de cercetare multidisciplinare.

7.1.1 Capitolul 1

- În ultimele decenii s-au făcut eforturi semnificative concentrate pe înțelegerea combustiei supersonice și a sistemelor de propulsie cu aer de mare viteză.
- Revizuirea literaturii de specialitate relevă nevoile din industria aerospațială și din comunitatea de cercetare pentru dezvoltarea unor abordări computaționale de înaltă fidelitate pentru caracterizarea aero-termodinamicii zborurilor supersonice și arderii supersonice.
- Una dintre principalele provocări și nevoi de calcul se referă la dezvoltarea unui model de turbulență la scară subgridă de înaltă fidelitate pentru caracterizarea precisă a fluxurilor turbulente complexe.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

- Din perspectiva fizicii curgerii, efectul șocurilor, dezvoltate în interiorul cavității, asupra stabilizării flăcării și amestecării turbulente prezintă un mare interes pentru industria aerospațială.

7.1.2 Capitolul 2

- Abordarea simulare cu turbulențe mari (LES) este o abordare computațională promițătoare pentru predicția numerică a fluxurilor foarte turbulente
- Abordarea LES este potrivită pentru calculele numerice ale fluxurilor turbulente cu număr Reynolds ridicat
- LES oferă avantajul unui cost de calcul mai mic în comparație cu DNS și demonstrând o fidelitate mai mare și o soluție dependentă de timp în comparație cu abordarea RANS

7.1.3 Capitolul 3

- a fost dezvoltată și utilizată o abordare computațională îmbunătățită de simulare a turbulențelor detașate întârziate și utilizată în calculele numerice ale fluxurilor puternic turbulente
- impactul numărului Mach al fluxului asupra aero-termodinamicii fluxului cavității a fost investigat pentru condițiile de zbor subsonice, transonice și supersonice
- pentru toate regimurile de zbor s-au observat șocuri oblice că colțurile superioare din față și din spate ale cavității
- intensitatea acestor șocuri oblice crește odată cu creșterea numărului Mach
- temperatura din interiorul cavității crește și ea odată cu creșterea numărului Mach
- cavitata deschisă contribuie la reducerea vitezei fluxului supersonic și astfel, aduce fluxul supersonic la regimul de flux subsonic necesar pentru stabilitatea arderii

7.1.4 Capitolul 4

- Capitolul 4 se referă la trei aspecte diferite ale managementului și anume (i) îmbunătățirea performanței echipelor multidisciplinare de cercetare și dezvoltare prin managementul

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

proiectelor, (ii) managementul datelor mari și (iii) modelarea computațională a resurselor umane ca sisteme dinamice.

- Unul dintre obiectivele principale ale acestei cercetări este creșterea performanței echipei multidisciplinare de cercetare.
- Această cercetare a identificat mai mulți factori care ar afecta performanța echipei de cercetare, cum ar fi localizarea geografică a membrilor echipei, culturală și societală etc. un alt factor important care poate afecta performanța și dinamica echipei este comunicarea între membrii echipei.

7.1.5 Capitolul 5

- În această cercetare au fost dezvoltate și implementate modele matematice probabilistice în studiul resurselor umane ca sisteme dinamice.
- Algoritmii Metropolis-Hasting împreună cu procesele în lanț Markov au fost folosite în analiza dinamicii resurselor umane. Un model fractal bazat pe ecuațiile Mandelbrot a fost de asemenea implementat și utilizat în studiul dinamicii resurselor umane.
- cercetarea a arătat că algoritmul Metropolis-Hasting împreună cu lanțul Markov pot prezice dinamica resurselor umane și, prin urmare, ajută la planificarea proiectului și la urmărirea termenelor de referință.

7.1.6 Capitolul 6

- a fost dezvoltat un algoritm eficient pentru gestionarea datelor mari cu aplicație specială în domeniul dinamicii fluidelor computaționale
- algoritmul nu numai că reduce timpul de calcul, dar facilitează și post-procesarea datelor
- algoritmul adaptiv de rafinare a rețelei reduce punctele grilei necesare de către solutorul computațional de dinamică a fluidelor și astfel, se obține o reducere de 70% a timpului de calcul
- un al doilea algoritm este dezvoltat și utilizat pentru post-procesarea datelor. Algoritmul utilizează o abordare de grupare a datelor care permite o post-procesare mai rapidă a datelor mari

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

7.2 Contributii

În ciuda provocărilor sale cunoscute, aceste teme de cercetare mi-au oferit ocazia să-mi aduc propria contribuție în domeniul modelării matematice legate de inginerie aerospațială și management ingineresc.

- Prin urmare, principalele mele contribuții la comunitatea de cercetare sunt enumerate mai jos, după cum urmează:
- Am dezvoltat un algoritm de grupare a datelor pentru simplificarea post-procesării datelor
- Am dezvoltat un algoritm matematic, bazat pe teoria Metropolis-Hasting, pentru modelarea resurselor umane ca sisteme dinamice
- Am dezvoltat un algoritm cu lanț Markov Monte Carlo (MCMC) pentru modelarea matematică a sistemelor dinamice

7.3 Directii viitoare de cercetare

După cum sa menționat deja, cercetarea în inginerie aerospațială se concentrează pe dezvoltarea portavioanelor de mare viteză capabile să ofere stabilitate aerodinamică, eficiență a consumului de combustibil și emisii reduse de zgomot și combustie. Realizarea acestor obiective necesită și deschide noi oportunități de cercetare care să permită o nouă eră în ingineria aerospațială.

Una dintre principalele oportunități de cercetare legate de propulsia de mare viteză cu aer respirat și în special de propulsia Scramjet este arderea supersonică. În ciuda cercetărilor ample, arderea supersonică prezintă provocări experimentale și de calcul semnificative. Provocările experimentale provin din faptul că echipamentele necesare arderii supersonice experimentale sunt costisitoare. Pe de altă parte, provocările computaționale provin din provocările prezentate de modelarea numerică a unor astfel de fluxuri turbulente complexe, caracterizate printr-o gamă largă de scări de lungime și de timp.

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

O altă oportunitate de cercetare asociată cu propulsia cu aer de mare viteză este aeroacustica. Reglementările la nivel mondial privind zgomotul necesită cercetări ample pentru a minimiza nivelurile de zgomot asociate cu propulsia cu aer de mare viteză.

O a treia oportunitate de cercetare este legată de fenomenul de aeroelasticitate întâlnit în zborurile de mare viteză. Aeroelasticitatea joacă un rol critic în performanța aerodinamică, integritatea structurală și stabilitatea aeronavei. Prin urmare, arderea, aeroacustica și aeroelasticitatea asociate cu propulsia de mare viteză cu aer respirat sunt cele trei componente principale care ar necesita cercetări ample pentru a crea o aeronavă de mare viteză fiabilă și eficientă.

Bibliografie selectivă

1. A.F. El-Sayed, Fundamentals of aircraft and rocket propulsion, Springer, 2016
2. M. Ihme, Combustion and Engine-Core Noise, Annu. Rev. Fluid Mech. 2017. 49:277–310
3. C. Soares, Gas Turbines (Second Edition), Pages 173-254, 2015
4. R. Paoli and K. Shariff, Contrail Modeling and Simulation, Annu. Rev. Fluid Mech., 48:393–427, 2016
5. J. Urzay, Supersonic Combustion in Air-Breathing Propulsion Systems for Hypersonic Flight, Annu. Rev. Fluid Mech., 50:593–627, 2018
6. Q. Liu, D. Baccarella, T. Lee, Review of combustion stabilization for hypersonic air-breathing propulsion, Progress in Aerospace Sciences 119, 100636, 2020
7. W. Huang, Transverse jet in supersonic crossflows, Aerospace Science and Technology 50, 183–195, 2016
8. T. Roos, A. Pudsey, M. Bricalli, H. Ogawa, Cavity enhanced jet interactions in a scramjet combustor, Acta Astronautica 157, 162–179, 2019
9. S.J. Lawson, G.N. Barakos, Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows, Progress in Aerospace Sciences 47, 186–216, 2011
10. M. Ilie, A. Semenescu, and M. Chan, Computational studies of turbine-stage, with variable inlet temperature; comparison between LES and IDDES, AIAA-2021-2522, 2021 AIAA Aviation Forum Conference, (virtual), 2–6 August, 2021
11. M. Ilie, A. Semenescu, M. Chan. "The effect of impinging jets on the turbulent mixing of cavity flows; numerical studies using LES and IDDES", AIAA AVIATION 2021 FORUM, 2021
12. M. Ilie, A. Semenescu, M. Chan and J. Asiatico, Combustion instabilities of swirl combustor with and without center-body air injection; computational studies using LES and IDDES, AIAA-2021-3481, 2021 AIAA Aviation Forum Conference, (virtual), 2–6 August, 2021
13. M. Ilie, A. Semenescu, G. L. Stroe, S. Berbente, Numerical computations of cavity flows using the potential flow theory, Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences, ISSN 2066-8570, Vol. 13, Nr. 2, 2021
14. M. Ilie, A. Semenescu, G. L. Stroe, S. Berbente, Computational studies of turbulent cross-flow jet using LES, Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences, ISSN 2066-8570, Vol. 13, Nr. 2, 2021

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

15. M. Ilie, A. Semenescu, G. L. Stroe, S. Berbente, A computational combustion method for turbulent pulverized solid fuel using LES, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 13, Nr. 2, 2021
16. M. Ilie, A. Semenescu, Aerodynamic studies of aircraft engine turbine stage, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 14, Nr. 2, 2022
17. M. Ilie, A. Semenescu, Computational studies of aeroelasticity of aircraft engine turbine blade, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 14, Nr. 2, 2022
18. M. Ilie, A. Semenescu, Computational studies of helicopter aerodynamics, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 14, Nr. 2, 2022
19. M. Ilie, A. Semenescu, Winglet effect on the aerodynamics of aircraft wing; computational studies, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 14, Nr. 2, 2022
20. M. Ilie, M. Chan and J. Asiatico, Combustion instabilities in backward- step premixed reacting flows; computational studies using LES, AIAA- 2022-9438, 2022 AIAA SciTech Conference, San Diego, CA, 3–7 January, 2022
21. M. Ilie, M. Chan, J. Asiatico, Supersonic combustion of scramjet jet cavity with ramp; computational studies using LES, AIAA 2023-1648, 2023 AIAA SciTech Conference, National Harbor, MD, 23–27 January 2023
22. M. Ilie, M. Chan, J. Asiatico, Thermoacoustic instabilities of coaxial jet combustor; computational studies using LES, AIAA 2023-1063, 2023 AIAA SciTech Conference, National Harbor, MD, 23–27 January 2023
23. M. Ilie, M. Chan and J. Asiatico Numerical computations of turbulent swirling reacting flows using IDDES, AIAA-2022-4164, 2022 AIAA Aviation Forum Conference, Chicago, IL, 27 June–1 July, 2022
24. M. Ilie, M. Chan and J. Asiatico, Computational studies of turbulent reacting flows in rear-wall expansion cavity using LES, AIAA-2022-4046, 2022 AIAA Aviation Forum Conference, Chicago, IL, 27 June–1 July, 2022
25. M. Ilie, M. Chan and J. Asiatico, Combustion instabilities in backward- step premixed reacting flows; computational studies using LES, AIAA- 2022-9438, 2022 AIAA SciTech Conference, San Diego, CA, 3–7 January, 2022
26. M. Ilie, J. Asiatico and M. Chan, Active flow control, for fixed wings, using synthetic jets, AIAA-2022-9369, 2022 AIAA SciTech Conference, San Diego, CA, 3–7 January, 2022
27. M. Ilie, J. Asiatico and M. Chan, Combustion instabilities of swirl combustors, with radial and axial air injection schemes; computational studies using LES and IDDES, AIAA-2021-3571, 2021 AIAA Aviation Forum Conference, (virtual), 2–6 August, 2021
28. M. Ilie, A. Semenescu, G. L. Stroe, S. Berbente, Numerical computations of cavity flows using the potential flow theory, *Annals of the Academy of Romanian Scientists, Series on Engineering Sciences*, ISSN 2066-8570, Vol. 13, Nr. 2, 2021
29. G. N. Barakos, S.J. Lawson, R. Steijl, P. Nayyar, Numerical simulations of high-speed turbulent cavity flows. *Flow Turbul. Combust* 83, 569–585, 2009
30. F. W. Barnes, C. Segal, Cavity-based flame holding for chemically-reacting supersonic flows, *Progress in Aerospace Sciences*, 76, 24–41, 2015
31. M. Germano, U. Piomelli, P. Moin, and W. H. Cabot, A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model, *Phys. Fluids A* 3 (7), 760-1765, 1991
32. D.H. Kim, J.H. Choi, O.J. Kwon, Detached eddy simulation of weapons bay flows and store separation, *Comput. Fluids* 121, 1–10, 2015
33. L. Larchevêque, P. Sagaut, I. Mary, and O. Labbé, Large-eddy simulation of a compressible flow past a deep cavity. *Physics of Fluids*, 15(1), 2003

Studii computationale ale aero-termodinamicii sistemelor de propulsie supersonice

34. L. Larcheveque, P. Sagaut, T-H. Le, P. Comte, Large-eddy simulation of a compressible flow in a three-dimensional open cavity at high Reynolds number, *J. Fluid Mech.*, 516, 265–301, 2004
35. S.J. Lawson, G.N. Barakos, Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows, *Prog. Aerosp. Sci.*, 47, 186–216, 2011
36. Chen, Y., Li, S.X., Group identity and social preferences. *Am. Econ. Rev.* 99 (1), 431–457, 2009
37. Eckel, C.C., Grossman, P.J., Managing diversity by creating team identity. *J. Econ. Behav. Organiz.* 58 (3), 371–392, 2005
38. Hamilton, B.H., Nickerson, J.A., Owan, H., Team incentives and worker heterogeneity: An empirical analysis of the impact of teams on productivity and participation. *J. Polit. Econ.* 111 (3), 465–497, 2003
39. Ichniowski, C., Shaw, K., The effects of human resource management systems on economic performance: An international comparison of US and Japanese plants. *Manage. Sci.* 45 (5), 704–721, 1999
40. DeChurch, L. A., and Mesmer-Magnus, J. R., The cognitive underpinnings of effective teamwork: a meta-analysis. *J. Appl. Psychol.* 95, 32–53, 2010
149. https://en.wikipedia.org/wiki/Glider_%28sailplane%29
150. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:419th_Flight_Test_Squadron_-_B-2_Spirit.jpg
151. https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-48
155. <https://themechanicalengineering.com/turbojet-engine/>
157. <https://en.wikipedia.org/wiki/Ramjet>