



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

Nr. Decizie ... din ..

REZUMAT TEZA DE DOCTORAT

**CONTRIBUȚII PRIVIND OPTIMIZAREA
AERODINAMICĂ A UNUI AVION COMERCIAL CU
ARIPĂ ȘI MONTANT**

**CONTRIBUTIONS TO AERODYNAMIC
OPTIMIZATION OF A STRUT-BRACED-WING
COMMERCIAL AIRLINER CONFIGURATION**

Autor: Ing. Mihai-Vlăduț HOTHAZIE

Conducător doctorat: Prof. Dr. Ing. Daniel-Eugeniu CRUNȚEANU

COMISIA DE DOCTORAT

Președinte	Prof. Dr. Ing. Teodor-Lucian GRIGORIE	de la	UNSTPB
Conducător de doctorat	Prof. Dr. Ing. Daniel-Eugeniu CRUNȚEANU	de la	UNSTPB
Referent		de la	
Referent		de la	
Referent		de la	

BUCUREȘTI 2025

Mulțumiri

Realizarea acestei teze de doctorat nu ar fi fost posibilă fără sprijinul și îndrumarea valoroasă a unor persoane remarcabile, ale căror cunoștințe aprofundate și dedicare constantă au reprezentat un pilon fundamental în formarea mea ca cercetător. Încurajarea și încrederea pe care mi le-au oferit m-au motivat și mi-au cultivat pasiunea pe drumul cercetării științifice.

Domnului Prof. Dr. Ing. Daniel-Eugeniu Crunțeanu,

Adresez sincere mulțumiri și exprim recunoștință profundă pentru încrederea acordată, îndrumarea științifică, răbdarea și profesionalismul remarcabil manifestate, precum și pentru sprijinul constant și înțelegerea necondiționată pe parcursul întregii etape doctorale. De asemenea, apreciez în mod deosebit disponibilitatea permanentă pentru orice întrevedere, oferind un suport continuu, necondiționat care a contribuit semnificativ la îmbunătățirea rezultatelor obținute. Orele suplimentare dedicate analizelor detaliate a rezultatelor au demonstrat o dedicare deplină față de calitatea și rigurozitatea științifică a lucrării.

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

Doresc să exprim recunoștința mea profundă și respectul deosebit pentru sprijinul constant și prompt, ajutorul necondiționat și îndrumarea riguroasă primită pe parcursul întregii perioade a activității mele de cercetare științifică în cadrul stagiului doctoral. Apreciez în mod deosebit sfaturile valoroase și expertiza oferită, esențială în avansarea rezultatelor obținute. Totodată, exprim recunoștință pentru contribuția semnificativă pe care acesta a avut-o nu doar în îndeplinirea obiectivelor tezei, ci și în cadrul procesului meu continuu de dezvoltare profesională, reprezentând o sursă constantă de motivație și inspirație.

Domnilor Prof. Dr. Ing. Laurențiu Moraru și Conf. Dr. Ing. Constantin Levențiu,

Cu profundă considerație și recunoștință, adresez mulțumiri sincere comisiei de îndrumare pentru sprijinul constant, sfaturile și sugestiile constructive oferite pe tot parcursul procesului de elaborare a tezei de doctorat. Contribuția lor valoroasă a fost esențială în elaborarea acestei lucrări științifice.

Colegului Dr. Ing. Ionuț Bunescu pentru sprijinul constant oferit pe parcursul întregii dezvoltări a tezei, în special în ceea ce privește îmbunătățirea ideilor legate de postprocesare, analiză și interpretare. Profesionalismul, dedicarea și eficiența sa în domeniul cercetării științifice au reprezentat o sursă autentică de inspirație și motivație în evoluția mea în cercetare.

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

Adresez alese mulțumiri directorului general pentru sprijinul acordat și pentru facilitarea accesului la infrastructura necesară desfășurării simulărilor numerice esențiale în realizarea acestei teze. De asemenea, sunt recunoscător colegilor care, direct sau indirect, au contribuit la buna desfășurare a studiilor prezentate. Totodată, exprim sincere mulțumiri pentru sprijinul financiar oferit, care a permis diseminarea rezultatelor cercetării atât în cadrul manifestărilor tehnice și științifice, cât și prin publicarea articolelor în reviste de specialitate.

Doresc să adresez distinse mulțumiri familiei mele și logodnicei mele pentru sprijinul moral necondiționat, răbdarea, înțelegerea profundă și încurajările constante pe care mi le-au oferit pe tot parcursul procesului studiilor doctorale. Prezența și susținerea lor au reprezentat o sursă esențială de putere și motivație în momentele dificile.

1 INTRODUCERE

Creșterea continuă a traficului aerian la nivel global este determinată de factori demografici și de rolul sectorului aviatic în facilitarea procesului de globalizare. În acest cadru, organismele de reglementare și programele internaționale stabilesc ținte stricte privind reducerea emisiilor, creșterea eficienței energetice și optimizarea infrastructurii operaționale, reflectate în inițiative precum NASA N+3 și Flightpath 2050. Acestea promovează dezvoltarea unor configurații neconvenționale, cu potențial de a produce schimbări disruptive în proiectarea aeronavelor comerciale.

Una dintre strategiile abordate recent o reprezintă reducerea rezistenței induse prin creșterea alungirii aripii, abordare implementată progresiv în proiectele aeronavelor moderne (Boeing 787, Airbus A350, Boeing 777X). Totuși, constrângerile structurale și operaționale limitează extinderea acestei soluții, fapt ce a condus la susținerea și intensificarea eforturilor de cercetare privind configurații alternative.

Dintre acestea, configurația Truss-Braced Wing (TBW), investigată încă din anii 1950 și relansată ulterior prin programul SUGAR („*Subsonic Ultra-Green Aircraft Research*”), reprezintă o opțiune viabilă datorită superiorității din punct de vedere aerodinamic. Exemple precum Hurel-Dubois HD-31 au demonstrat fezabilitatea unor aripi cu alungire foarte mare, susținute de montanți. În prezent, programe majore precum NASA SUGAR și Programul X (X-66) evaluează această configurație, în timp ce metodologii dezvoltate la Virginia Tech MAD („*Multidisciplinary Analysis and Design*”) permit integrarea efectelor aero-structurale. Cu toate acestea, în regimul transonic, complexitatea fenomenelor aerodinamice, în special apariția și interacțiunea undelor de șoc în zona de joncțiune aripă–montant, conduc la o creștere semnificativă a rezistenței la înaintare. În consecință, optimizarea aerodinamică orientată spre minimizarea acestor efecte devine esențială, iar dezvoltarea unor metodologii de optimizare eficiente și robuste constituie o direcție de cercetare intens studiată. În acest context, programul PADRI („*Platform for Aircraft Drag Reduction Innovation*”) a avut un rol important, prin introducerea pentru prima dată în mod public a unei geometrii generice de tip aripă–montant, destinată validării numerice colaborative a metodologiilor de optimizare aerodinamică utilizate în regim transonic.

1.1 FUNDAMENTUL GENERAL AL LUCRĂRII

Globalizarea a determinat o creștere semnificativă a transportului aerian, concomitent cu apariția unor probleme complexe, precum poluarea, congestia spațiului aerian și securitatea. Progresele tehnologice și extinderea capacității de calcul au permis studierea unor concepte de aeronave neconvenționale, dintre care configurația cu aripă și montant s-a dovedit a fi o soluție promițătoare pe termen scurt și mediu. Cercetări privind fezabilitatea și potențialul acestei configurații au fost realizate de institute de cercetare precum NASA, în colaborare cu parteneri industriali, inclusiv Boeing și Airbus. Tema cercetării „*Contribuții privind optimizarea aerodinamică a unui avion comercial cu aripă și montant*” extinde studiile referitoare la evaluarea și optimizarea caracteristicilor aerodinamice ale configurațiilor de tip aripă cu montant. În cadrul unui proces de optimizare, se disting cinci etape majore care la rândul lor fac obiectul unor analize și optimizări pentru a crește eficiența întregului proces de evaluare și optimizare a configurației vizate. Acest demers presupune o analiză complexă a metodelor de

parametrizare geometrică, a tehnicilor de generare a grilei de calcul, a metodei de soluționare aerodinamică, a metodelor de evaluare a răspunsului funcției obiectiv, precum și a algoritmilor de optimizare. Scopul principal constă în identificarea metodei optime corespunzătoare fiecărei etape, în vederea reducerii efortului computațional necesar determinării comportamentului funcțiilor obiectiv implicate în procesul de optimizare.

1.2 OBIECTIVELE LUCRĂRII

Motivația elaborării prezentei lucrări provine din intensificarea la nivel internațional a studiilor privind optimizarea atât a configurațiilor convenționale, cât și a celor neconvenționale, ca răspuns la reglementările stricte impuse de autoritățile de reglementare din domeniul aeronautic. Accentul este pus pe dezvoltarea configurațiilor care pot fi implementate și puse în serviciu într-un interval scurt spre mediu.

În acest context, configurațiile de tip aripă cu montanț prezintă un interes deosebit în industrie datorită potențialului lor de îmbunătățire a caracteristicilor aerodinamice. Importanța acestei arhitecturi este susținută de implicarea activă a industriei aerospațiale, prin companii precum Boeing și Airbus, dar și a institutelor de cercetare, precum NASA și DLR, care investesc resurse semnificative în studiul și dezvoltarea acestei configurații. În plus, înființarea unor programe de cercetare precum PADRI evidențiază interesul științific și industrial pentru dezvoltarea unor metodologii de optimizare aerodinamică eficiente, care să asigure un echilibru optim între costul computațional și timpul de calcul, asigurând astfel fezabilitatea aplicării acestora în practică [21]. Cu toate acestea, la nivel național, cercetările în domeniul optimizării aerodinamice în regim transonic sunt încă la un stadiu incipient, fiind necesare studii ample privind dezvoltarea unor pachete de optimizare aerodinamică fezabile din punct de vedere computațional. Astfel, această lucrare vrea să contribuie atât la nivel național cât și internațional la dezvoltarea unor metodologii de analiză și optimizare aerodinamică adaptate acestei configurații în regim transonic. În plus, lucrarea urmărește următoarele obiective secundare necesare pentru realizarea obiectivului principal:

- Dezvoltarea unei metodologii fezabile din punct de vedere al efortului computațional pentru optimizarea aerodinamică în regim transonic a unei aeronave neconvenționale cu aripă și montanț;
- Dezvoltarea și implementarea unui algoritm de optimizare de tip evoluție diferențiată, validat prin funcții test de validare și evaluarea performanței acestuia în comparație cu alți algoritmi comerciali;
- Analiza influenței fidelității modelului de calcul aerodinamic, comparând fidelitatea redusă cu fidelitatea înaltă, asupra comportamentului funcției obiectiv în procesul de optimizare;
- Automatizarea procesului de evaluare aerodinamică prin dezvoltarea unor coduri de generare a geometriei, a grilelor de calcul și rulare a simulărilor cu programe de fidelitate înaltă atât comerciale cât și *open-source*;
- Investigarea fezabilității utilizării rețelelor neurale în vederea înlocuirii programelor de analiză aerodinamică cu scopul minimizării timpului computațional;
- Realizarea unui studiu parametric privind geometria joncțiunii montanțului asupra caracteristicilor aerodinamice ale configurației cu aripă și montanț;
- Optimizarea configurației aripă-montanț, dezvoltând o metodologie de optimizare eficientă din punct de vedere al efortului computațional;

- Analiza influenței geometriei nacelei asupra caracteristicilor aerodinamice ale configurației optimizate, inclusiv studii în regimuri *off-design*.

1.3 ETAPIZAREA ȘI CONȚINUTUL LUCRĂRII

Lucrarea este structurată în patru faze principale:

- Faza preparatorie în care se realizează o analiză detaliată a stadiului actual al cunoașterii în domeniu, incluzând un scurt istoric și situația actuală la nivel internațional. Sunt prezentate fundamentele teoretice ale proceselor de optimizare, precum și etapele aferente acestora, alături de principiile dezvoltării unui cod dedicat optimizării ce va fi folosit în fazele următoare ale lucrării.
- Faza studiului influenței gradului de fidelitate al modelării curgerii care cuprinde o analiză amplă privind impactul fidelității programelor de analiză aerodinamică asupra comportamentului funcției obiectiv. De asemenea, se investighează fezabilitatea înlocuirii modelării curgerii printr-o rețea neurală antrenată pe o bază de date generată utilizând modele de fidelitate înaltă.
- Faza optimizării configurației de aeronavă cu aripă și montant în care se urmărește optimizarea configurației folosind o metodologie în cascadă, care include: realizarea unui studiu parametric al influenței parametrilor geometrici ai zonei de joncțiune și analiza comportamentului funcției obiectiv urmată de optimizarea profilului montantului în prezența profilului aripii și pe baza informațiilor acumulate, optimizarea tridimensională a zonei de joncțiune în contextul configurației complete.
- Faza validării în care se realizează compararea caracteristicilor aerodinamice obținute în urma procesului de optimizare cu cele ale configurației de referință, incluzând analiza comportamentului în regimuri *off-design* și evaluarea influenței prezenței geometriei nacelei asupra acestora.

Lucrarea este structurată în patru capitole principale:

- Primul capitol cuprinde introducerea, motivarea alegerii temei și definirea obiectivelor specifice ale cercetării.
- Capitolul al doilea oferă o analiză detaliată a stadiului actual al cunoașterii în domeniul optimizării aerodinamice, incluzând evoluția istorică, stadiul actual internațional și fundamentele teoretice esențiale.
- Capitolul al treilea prezintă metodologiile aplicate în cadrul cercetării, dezvoltarea și validarea codurilor de optimizare, validarea codurilor de automatizare a evaluării aerodinamice, precum și studiile privind influența fidelității modelelor de calcul asupra performanței procesului de optimizare. De asemenea, acest capitol detaliază optimizarea configurației aerodinamice a aripii cu montant printr-o abordare în cascadă, incluzând studii parametrice, optimizări bidimensionale și tridimensionale, și în final, validarea rezultatelor obținute prin comparații cu date experimentale și simulări numerice din literatura de specialitate. Mai mult, sunt analizate efectele introducerii nacelei asupra caracteristicilor aerodinamice în regimuri de zbor de referință și *off-design*, oferind o perspectivă completă asupra comportamentului configurației optimizate.
- Capitolul patru este dedicat concluziilor și contribuțiilor originale ale lucrării, urmând prezentarea listelor cu lucrările științifice și prezentările tehnice realizate în cadrul cercetării, precum și discuția perspectivelor de dezvoltare ulterioară.

2 STADIUL ACTUAL AL CUNOAȘTERII ÎN DOMENIU

În cadrul acestui capitol se prezintă atât evoluția cronologică a studiilor din domeniu cât și fundamentele teoretice necesare înțelegerii studiilor realizate în această lucrare. Structura capitolului are rolul de a facilita tranziția de la noțiunile generale și istorice către noțiunile tehnice care stau la baza studiilor prezentate în teză.

Primul subcapitol este dedicat analizei evoluției configurațiilor aerodinamice cu aripă și montant, urmărind primele apariții și utilizări în domeniu. Această trecere în revistă a direcțiilor de dezvoltare privind configurația de aripă și montant creează premisele necesare înțelegerii motivației și justificării studiilor prezentate în teză.

Al doilea subcapitol sintetizează rezultatele și tendințele recente din literatura de specialitate, analizând contribuțiile majore din ultimii ani. Sunt discutate abordările teoretice, experimentale și numerice utilizate în cercetările curente, precum și direcțiile de interes ale comunității internaționale științifice. Acest subcapitol urmărește prezentarea metodologiilor curente utilizate, prezentând avantajele și dezavantajele acestora.

Al treilea subcapitol constituie fundamentul teoretic necesar proceselor de optimizare aerodinamică, prezentând etapele esențiale ale unui astfel de demers, metodele corespunzătoare fiecărei etape, precum și avantajele și limitările asociate diferitelor abordări. Acesta este structurat pe patru secțiuni principale:

- Secțiunea 2.3.1 prezintă analiza comparativă a diferitelor metode de parametrizare disponibile în literatura de specialitate, aplicabile atât pentru profile aerodinamice, cât și pentru configurații tridimensionale de aripă. Sunt discutate avantajele, limitările și domeniile de aplicabilitate ale fiecărei metode, evidențiindu-se criteriile de selecție relevante pentru studiul de față.
- Secțiunea 2.3.2 descrie strategiile de generare a grilelor de calcul utilizate în analiza aerodinamică de fidelitate înaltă. Este detaliat procesul de discretizare a geometriei, tipologiile de rețele (structurate, nestructurate, hibride), cât și metode de regenerare a grilei eficiente din punct de vedere al efortului de calcul.
- Secțiunea 2.3 prezintă modelele numerice utilizate în analiza aerodinamică, de la cele de fidelitate redusă, bazate pe teorii simplificate, până la modele de fidelitate înaltă. Se discută ipotezele, limitările și domeniile de aplicabilitate ale fiecărui model, accentul fiind pus pe raportul dintre costul computațional și acuratețea rezultatelor.
- Secțiunea 2.3.4 clasifică și prezintă principalele metode de optimizare, distingând între abordările deterministe și cele stohastice. În cadrul acestei secțiuni este descris în detaliu fundamentul teoretic al algoritmului de tip evoluție diferențială implementat în cadrul prezentei lucrări folosind o schemă de penalizare fără parametri.

Astfel, acest capitol constituie fundamentul teoretic al tezei, evidențiind motivele care au stat la baza selectării direcțiilor de cercetare și prezentând conceptele teoretice esențiale ale proceselor de optimizare. Aceste fundamente sunt ulterior utilizate în capitolul următor pentru dezvoltarea studiilor numerice dedicate optimizării configurației analizate în cadrul lucrării.

3 STUDIUL NUMERIC

3.1 STUDIU COMPARATIV ÎNTRE SIMULĂRI DE FIDELITATE REDUSĂ ȘI ÎNALTĂ

În cadrul acestui studiu se investighează acuratețea și eficiența diferitelor metode de analiză aerodinamică utilizate în cadrul unui proces de optimizare a profilelor aerodinamice, cu scopul de a evidenția avantajele și limitările fiecărei abordări în contextul alegerii celei mai potrivite metode pentru studiile ulterioare realizate în cadrul tezei. Procesul de optimizare s-a bazat pe un cod dezvoltat *in-house*, care implementează un algoritm de tip evoluție diferențiată ce folosește o schemă de penalizare fără parametri, validat pe funcții test standard din literatura de specialitate, după cum se poate observa în Fig. 3.1.

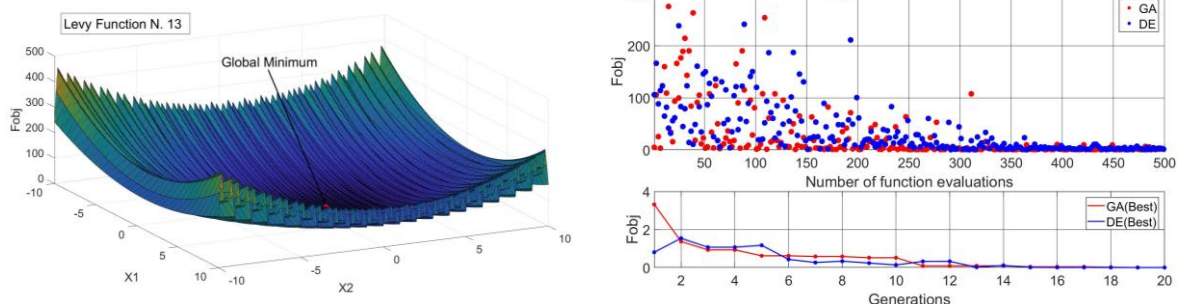


Fig. 3.1. Reprezentarea funcției de test Levy Function N.13 împreună cu histogramele procesului de convergență pentru algoritmi DE și GA

Pentru o evaluare completă a robusteții și performanței algoritmului propus, acesta a fost comparat cu un algoritm genetic clasic disponibil în pachetul MATLAB, folosind aceleași condiții inițiale și constrângeri de optimizare. După validarea algoritmului de optimizare cu funcții test din literatură, acesta a fost utilizat într-un studiu comparativ privind influența gradului de fidelitate al modelului aerodinamic asupra procesului de optimizare a profilelor aerodinamice. Automatizarea evaluării funcției obiectiv a fost realizată pentru două programe de analiză: XFOIL (fidelitate redusă, timp de calcul scurt) și ANSYS Fluent (fidelitate ridicată, timp de calcul semnificativ).

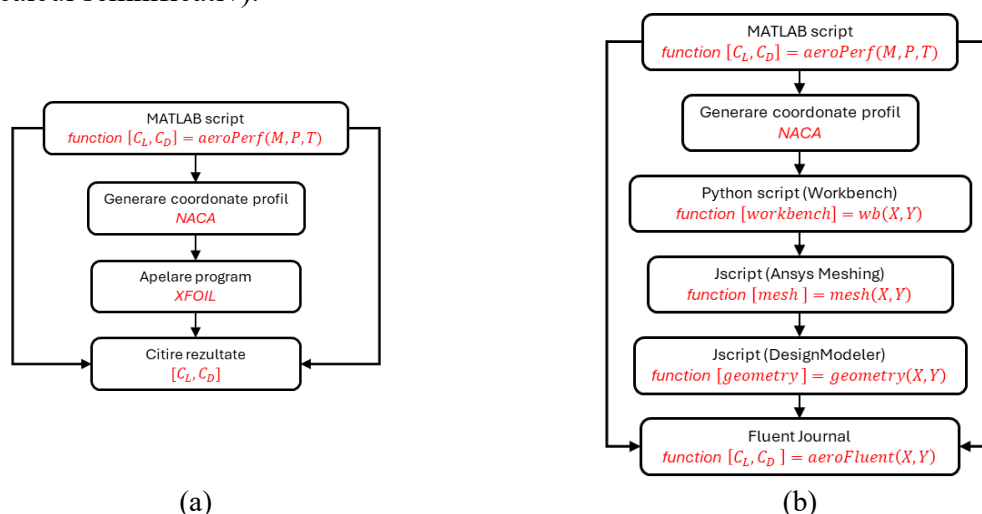
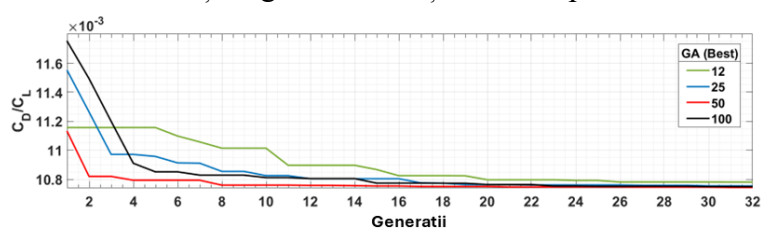


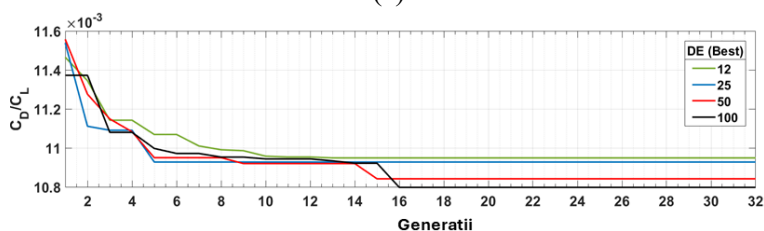
Fig. 3.2. Schema logica a procesului de automatizare folosită pentru programul de calcul Xfoil (a) și programul Fluent (b)

Pentru simplificarea procesului și reducerea efortului computațional, a fost aleasă metoda de parametrizare NACA 4 cifre. Optimizarea a vizat maximizarea fineței aerodinamice (C_L/C_D) pentru un caz reprezentativ, cu o curgere staționară, incompresibilă și complet turbulentă la $Re=6 \times 10^6$, $V=51$ m/s, $\rho=1.77$ kg/m³, $\mu=1.645 \times 10^{-5}$ kg/(m·s) și unghi de incidență $\alpha=2^\circ$. Domeniul computațional a fost discretizat în ANSYS Meshing, cu strat prismatic în zona de perete ($y^+ \approx 1$, 40 de straturi, progresie 1.1), iar simulările CFD au fost efectuate în ANSYS Fluent folosind ecuațiile RANS cu modelul de turbulență k- ω SST.

Pentru validarea robustă a algoritmului de optimizare, atât în cazul utilizării unei metode de fidelitate redusă (XFOIL), cât și în cazul metodei de fidelitate înaltă (ANSYS Fluent), a fost realizat un studiu de convergență în funcție de dimensiunea populației inițiale. Dimensiunile populației aferente studiului parametric au fost: 12, 25, 50 și 100 de indivizi. Acest lucru a fost necesar în contextul lipsei informațiilor privind comportamentul funcției obiectiv, fiind astfel importantă verificarea sensibilității algoritmului față de acest parametru.



(a)



(b)

Fig. 3.3. Histogramele procesului de convergență pentru algoritmi DE și GA, în funcție de dimensiunea populației inițiale, evaluare cu Ansys Fluent

O analiză comparativă a caracterului funcției obiectiv a fost realizată și pentru cazul utilizării programului de analiză XFOIL. Spre deosebire de cazul analizelor cu Fluent, s-au remarcat diferențe semnificative atât în privința valorilor funcției obiectiv, cât și în comportamentul general al acesteia. Mai exact, intervalul valorilor funcției obiectiv C_L/C_D este aproape dublu față de cel obținut cu Fluent, iar caracterul funcției prezintă multiple zone de intersecții între planele corespunzătoare parametrului P . Aceste aspecte confirmă caracterul multimodal și zgomotos al funcției obiectiv în cazul XFOIL, ceea ce explică dificultățile de convergență observate anterior pentru ambii algoritmi de optimizare. Astfel, se subliniază importanța utilizării unui program de analiză de fidelitate înaltă atunci când resursele computaționale permit. Mai mult, introducerea unor constrângeri geometrice sau aerodinamice are potențialul de a restrânge semnificativ spațiul de căutare, modificând complet topologia acestuia. În aceste cazuri, influența program de analiză ales asupra rezultatelor devine și mai pronunțată, ceea ce accentuează necesitatea utilizării unor modelări ale fizicii curgerii de fidelitate înaltă esențiale contextului de optimizare.

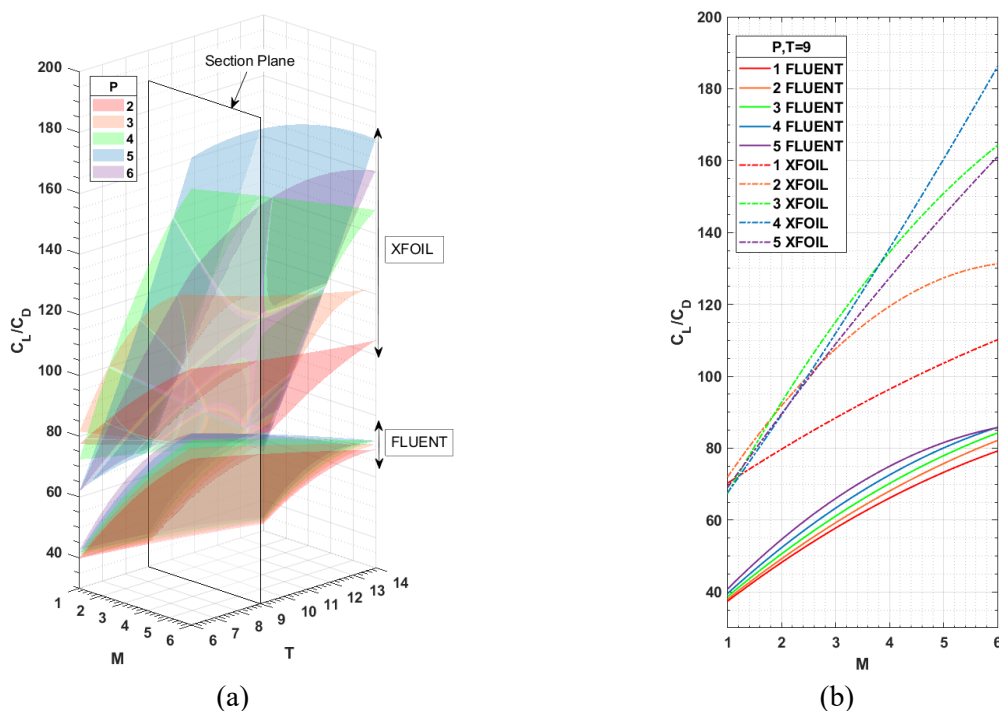


Fig. 3.4. Reprezentarea comportamentului fineții aerodinamice în plane (a) și în secțiune (b)

Procedura de automatizare a evaluării aerodinamice a profilelor NACA 4 cifre utilizând ANSYS Fluent a fost extinsă prin includerea unghiului de incidență ca parametru suplimentar, permițând explorarea spațiului de căutare și studiul fezabilității aplicării metodelor de inteligență artificială. Datele obținute au fost utilizate pentru antrenarea unei rețele neurale feedforward cu 6 straturi: un strat de intrare, patru straturi ascunse și un strat de ieșire. Stratul de intrare cuprinde patru neuroni corespunzători parametrilor M (curbura maximă), P (poziția curburii maxime), T (grosimea maximă) și α (unghiul de atac), straturile ascunse conțin câte 10 neuroni, iar stratul de ieșire are doi neuroni pentru coeficienții aerodinamici C_L și C_D . Această arhitectură oferă o modelare eficientă a relațiilor neliniare dintre parametri și coeficienți, asigurând un compromis între efortul computațional și capacitatea de generalizare. Setul de date a fost împărțit în 80% pentru antrenare și 20% pentru testare, pentru evaluarea performanței modelului.

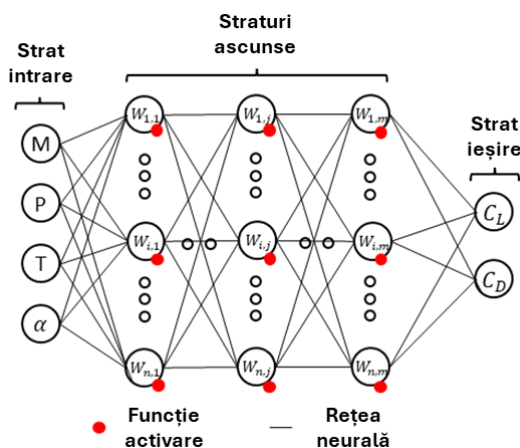
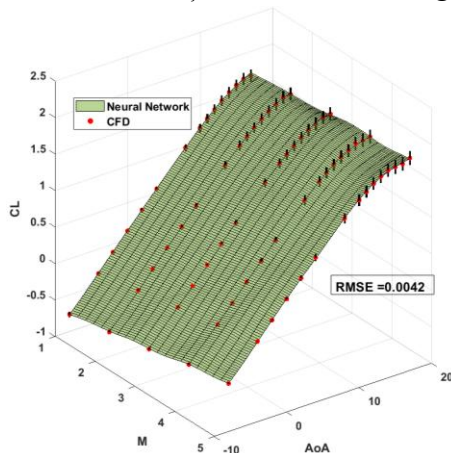
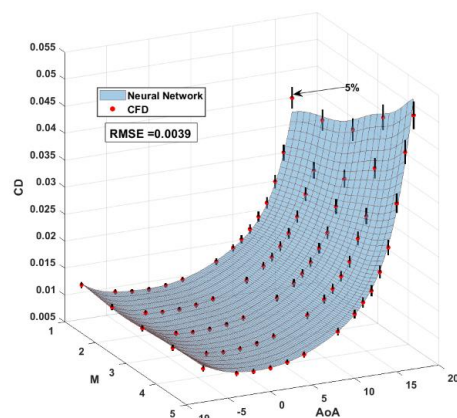


Fig. 3.5. Arhitectura rețelei neurale

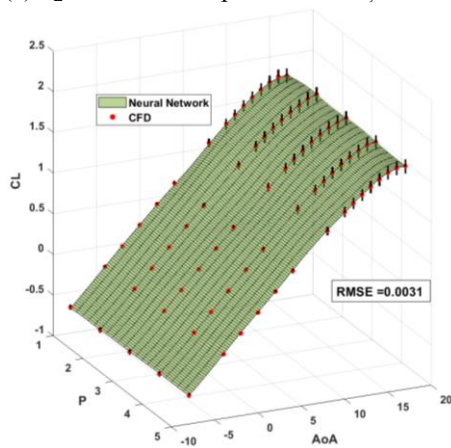
În Fig. 3.6 este prezentată o comparație între valorile estimate ale coeficientului de portanță C_L și ale coeficientului de rezistență la înaintare C_D , obținute folosind rețeaua neurală și valorile de referință din baza de date generate cu ajutorul simulărilor realizate în Fluent.



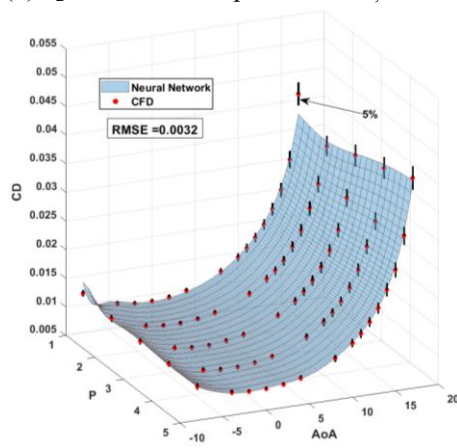
(a) C_L vs AoA vs M pentru $P = 4$ și $T = 12$



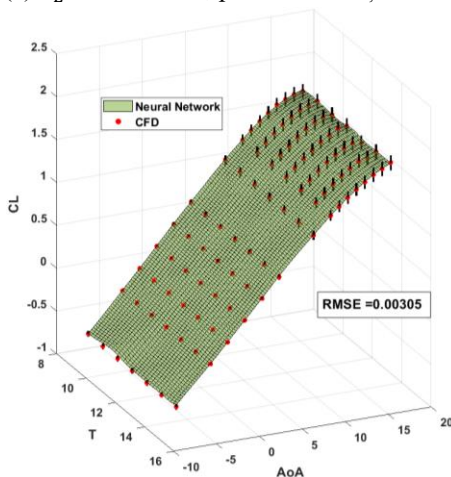
(b) C_D vs AoA vs M, pentru $P = 4$ și $T = 12$



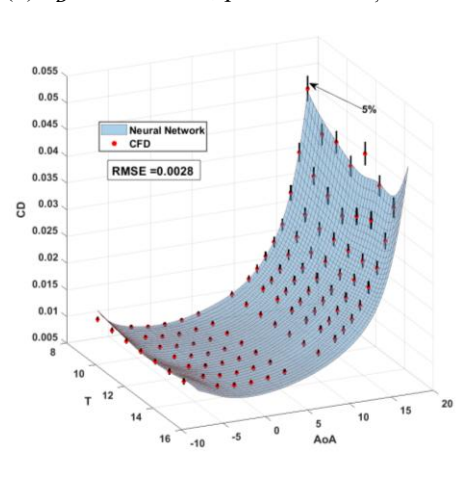
(c) C_L vs AoA vs P, pentru $M = 2$ și $T = 12$



(d) C_D vs AoA vs P, pentru $M = 2$ și $T = 12$



(e) C_L vs AoA vs T, pentru $M = 2$ și $P = 4$



(f) C_D vs AoA vs T, pentru $M = 2$ și $P = 4$

Fig. 3.6. Studiu parametric comparativ între Fluent și rețeaua neurală al caracteristicilor aerodinamice ale profilelor NACA 4 cifre

Deși timpul de antrenare al rețelei neurale a fost redus (de ordinul zecilor de minute), generarea bazei de date a implicat un efort computațional semnificativ, de ordinul zilelor de calcul. Aceasta evidențiază faptul că, deși rețeaua poate prezice cu acuratețe caracteristicile aerodinamice ale profilelor NACA 4 cifre, generarea bazei de date nu este fezabilă în

optimizările convenționale. Cu toate acestea, în optimizările multi-obiectiv sau cu constrângeri, unde funcția obiectiv trebuie evaluată de mai multe ori, rețeaua devine extrem de eficientă. În acest context, s-a utilizat Algoritmul Genetic Multi-obiectiv cu constrângeri (gamultiobj) din MATLAB, cu o populație inițială de 50 de indivizi. Evaluarea unui singur individ durează aproximativ 0.05s, demonstrând eficiența rețelei. Rezultatele includ fronturile Pareto obținute pentru combinațiile de funcții obiectiv.

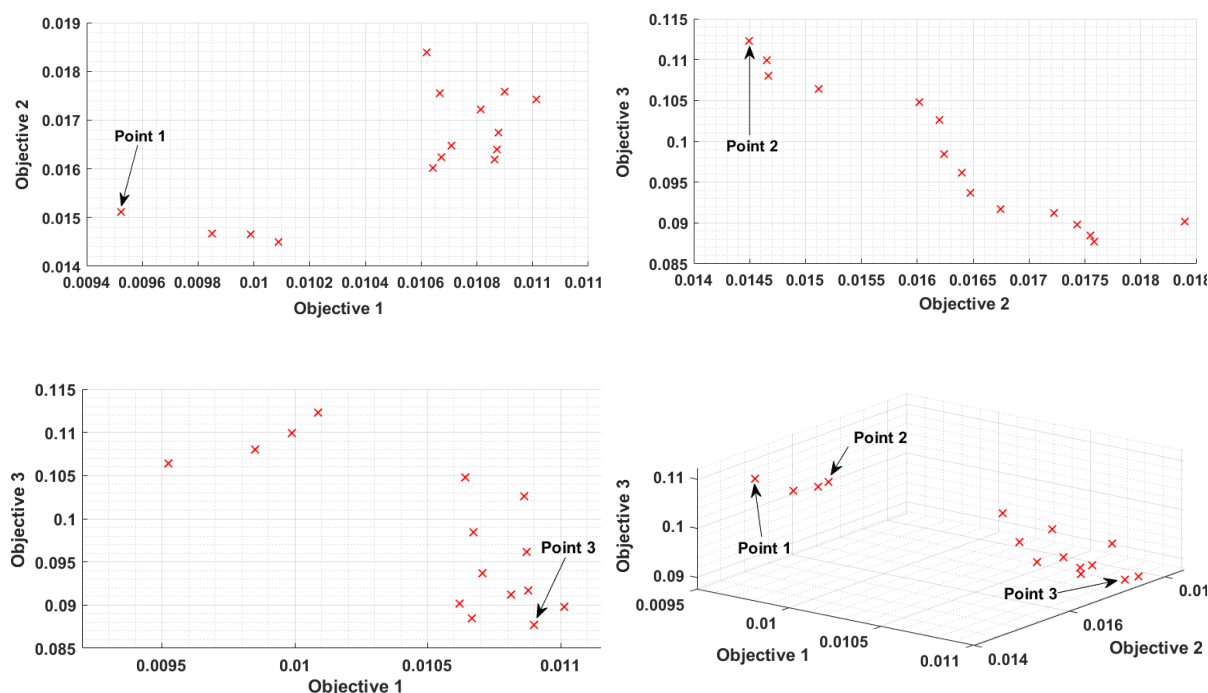


Fig. 3.7. Reprezentarea frontului Pareto

În cadrul algoritmului genetic multi-obiectiv, soluțiile optime se situează de-a lungul frontului Pareto, fiecare reprezentând un compromis între funcțiile obiectiv, ceea ce necesită analiza mai multor rezultate pentru selecția optimului. Reprezentarea geometrică a celor trei puncte de optim selectate evidențiază influența parametrilor geometrici asupra caracteristicilor aerodinamice. Deși poziția curburii maxime (P) rămâne constantă între soluții, se observă variații semnificative în valoarea curburii maxime (M), subliniind impactul acestui parametru asupra performanței aerodinamice.

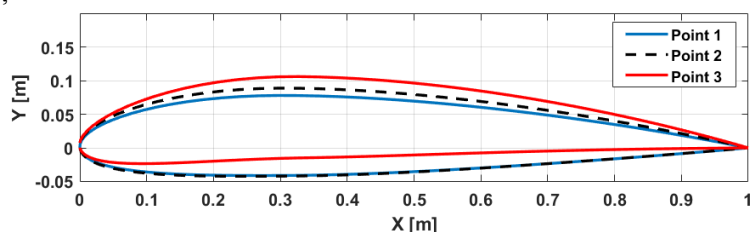


Fig. 3.8. Reprezentarea geometrică a celor trei puncte de optim alese

Pentru o validare suplimentară, profilele optimizate au fost evaluate în ANSYS Fluent, evidențiind că rețeaua neurală surprinde cu acuratețe ridicată caracteristicile aerodinamice, cu erori maxime sub 3%. Datorită timpului de evaluare redus și a efortului computațional minimal, rețeaua neurală se dovedește eficientă pentru optimizări multi-obiectiv cu multe constrângeri și multiple evaluări ale funcției obiectiv. În schimb, pentru probleme de optimizare simple, cu

puține constrângeri, utilizarea directă a unui solver de fidelitate înaltă, precum Fluent, este mai fezabilă decât generarea bazei de date și antrenarea rețelei neurale.

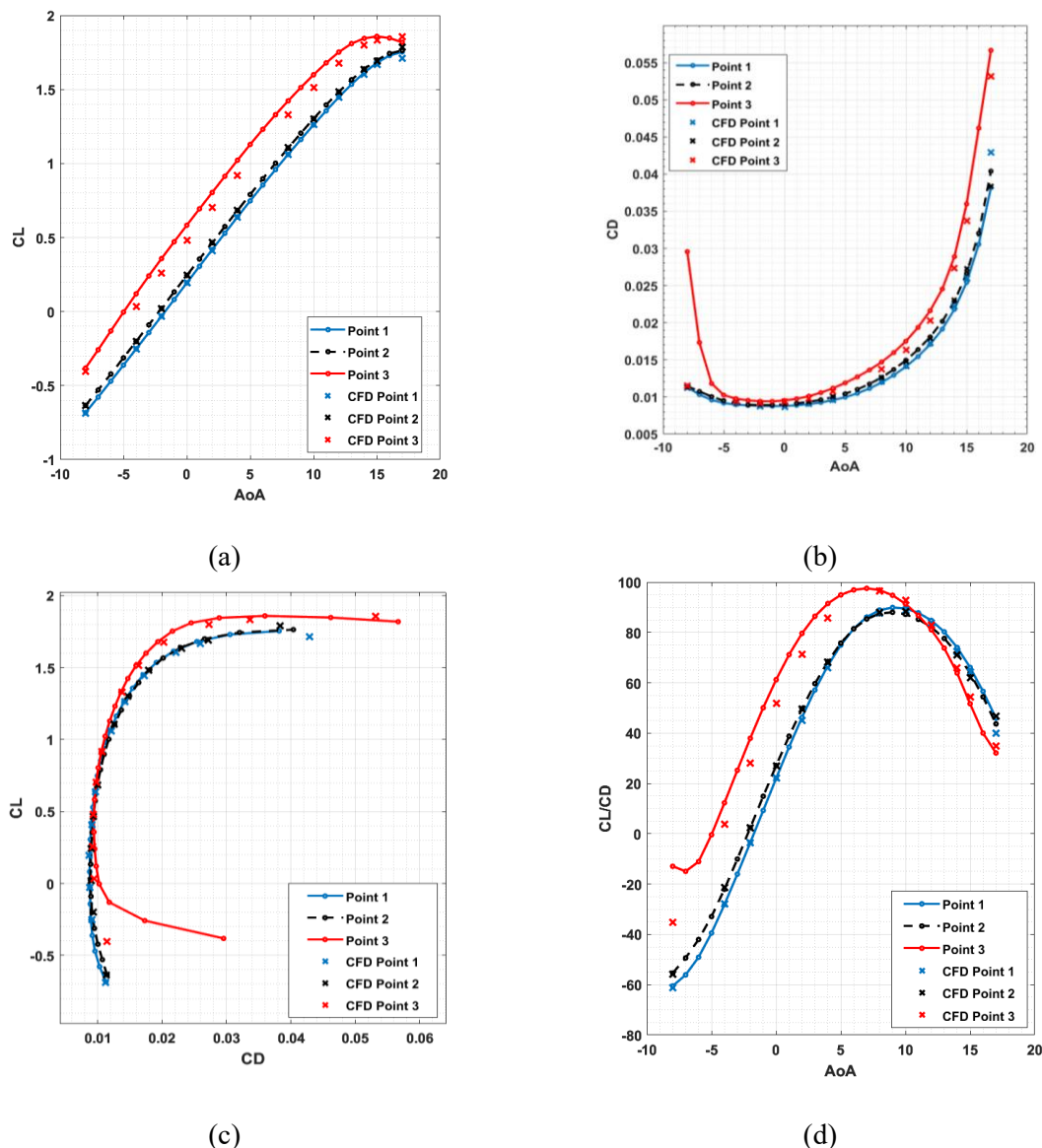


Fig. 3.9. Comparație între cele 3 profile optime obținute (a) C_L vs α , (b) C_D vs α , (c) C_L vs C_D și (d) C_L/C_D vs α

Pentru validarea metodologiei de optimizare în regim transonic, a fost ales profilul aerodinamic RAE2822, un caz de referință cu date experimentale și numerice disponibile în literatură. Simulările s-au realizat la $Re=6.5 \times 10^6$, $M=0.729$ și $\alpha=2.31^\circ$, obiectivul optimizării fiind reducerea rezistenței la înaintare sub constrângerea menținerii coeficientului de portanță și a ariei profilului. Geometria profilului a fost generată folosind metoda Class-Shape Transformation (CST), cu câte 3 parametri pentru extrados și intrados, rezultând 6 variabile de optimizare. Datorită dimensiunii spațiului de căutare și prezenței constrângerilor, s-a utilizat o metodă stohastică bazată pe evoluția diferențială (DE), eficientă pentru spații parametrici multimodali și funcții potențial discontinue. Pentru reducerea efortului computațional, simulările CFD au fost efectuate în ADFlow, un solver open-source de fidelitate înaltă dezvoltat în cadrul MDO LAB.

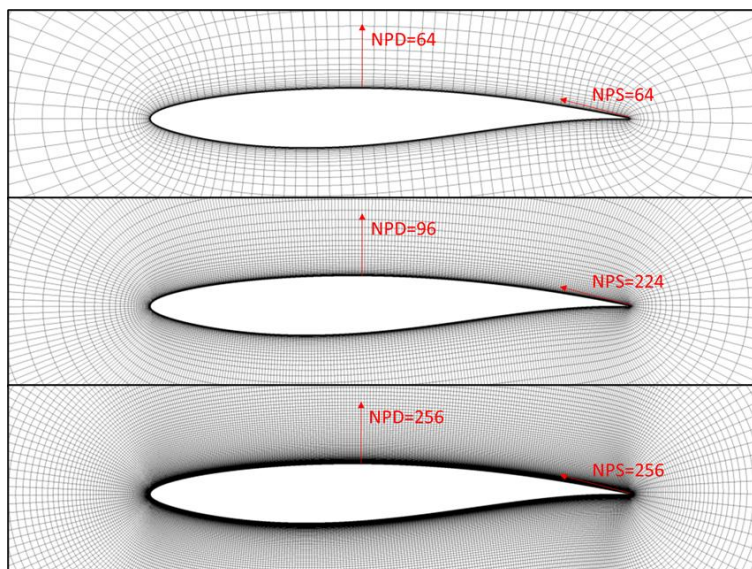


Fig. 3.10. Reprezentarea grilelor hiperbolice de tip: rar, mediu și fin

Pentru o impunere a constrângerii coeficientului de portanță, s-a realizat un studiu de convergență al grilei extins în funcție de NPS (numărul de puncte de-a lungul suprafeței) și NPD (numărul de puncte pe direcție normală la perete). În Fig. 3.10 sunt reprezentate grafic trei grile: rafinată, medie și rară unde se prezintă diferențele dintre acestea. În Fig. 3.11 este reprezentat studiul de convergență făcut în care se arată că o dimensiune a grilei de 224×96 puncte atinge un echilibru favorabil între dimensiunea grilei de calcul și acuratețe, oferind un compromis favorabil procesului de optimizare.

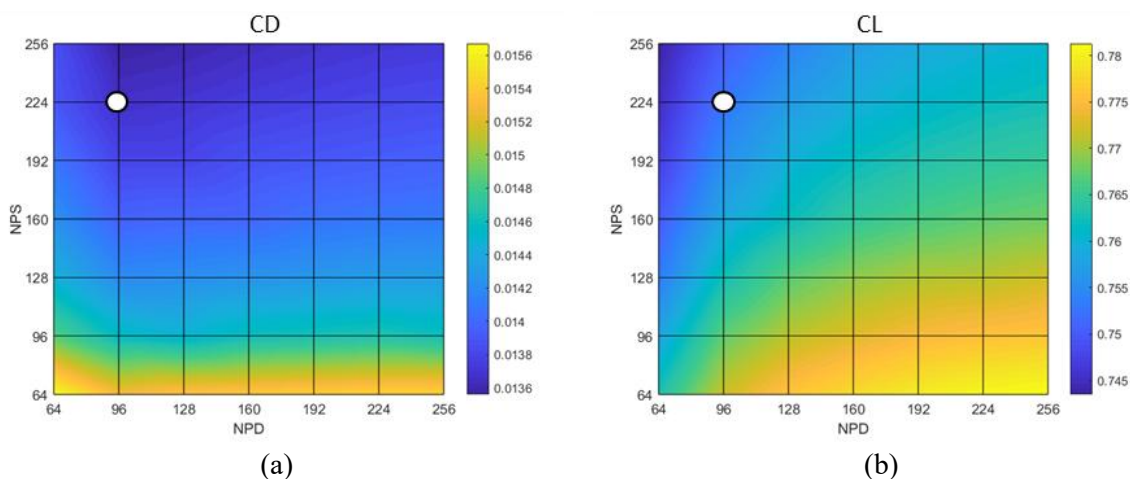


Fig. 3.11. Plane de convergență în funcție de parametrii grilei a performanțelor aerodinamice: coeficient de rezistență la înaintare (a) și coeficient de portanță (b)

În Tabelul 3-1 sunt prezentate rezultatele obținute în urma simulărilor numerice, comparativ cu datele experimentale de referință disponibile în literatură pentru profilul RAE2822, în condițiile de zbor specificate. Compararea vizează coeficientul de portanță C_L și coeficientul de rezistență la înaintare aerodinamică C_D , alături de erorile relative asociate acestora. Rezultatele indică o eroare relativă de aproximativ 1% pentru coeficientul de portanță și o eroare relativă este de aproximativ 7% pentru coeficientul de rezistență la înaintare, valori acceptabile în contextul regimului de zbor transonic, unde atât gradul de rafinare al grilei cât și modelul de turbulență pot induce erori.

Tabelul 3-1. Validarea rezultatelor obținute în comparație cu rezultatele de referință

Caz	M_∞	Dimensiune grilă de calcul	Grosimea primei celule	C_D	C_L	$C_{Derr}[\%]$	$C_{Lerr}[\%]$
Numeric	0.729	224x96	5e-05	0.0136	0.752	7%	1.2%
Experimental [60]	0.729	-	-	0.0127	0.743	-	-

Pentru o validare suplimentară a soluției numerice obținute, s-a analizat distribuția coeficientului de presiune în comparație cu datele experimentale de referință și cu rezultate numerice disponibile în literatură, obținute utilizând codul CFD WIND, dezvoltat de NPARC Alliance. Această comparație a permis evaluarea fidelității soluției numerice nu doar la nivel global în coeficienți aerodinamici cât și local prin prezicerea locației și intensității undei de șoc. În plus, s-au reprezentat rezultate corespunzătoare mai multor modele de turbulență pentru a arăta impactul modelului de turbulență asupra distribuției presiunii. În acest sens, pe același grafic au fost comparate rezultatele obținute cu un model de tip algebric Baldwin–Lomax, un model de tip Spalart–Allmaras, cu o singură ecuație de transport și un model de tip $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport), bazat pe două ecuații de transport, toate implementate în codul WIND.

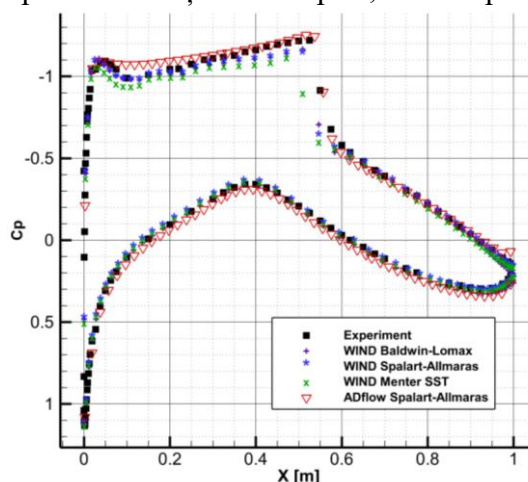


Fig. 3.12. Comparație a distribuției coeficientului de presiune între rezultatele experimentale și cele numerice [60]

Având în vedere studiul de convergență realizat și comparația distribuției coeficientului de presiune, formularea problemei de optim poate fi scrisă astfel:

$$\begin{aligned}
 &\text{să se minimizeze } f(x) = C_D \\
 &\text{supusă la: } \begin{aligned} &Area_{opt} \geq Area_{RAE\ 2822} \\ &C_{L_{opt}} = 0.75 \end{aligned}
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

În Fig. 3.13 este reprezentată geometria obținută în urma procesului de optimizare cu constrângeri în comparație cu geometria de referință a profilului RAE2822. Se observă o micșorare a grosimii maxime și o re poziționare a acesteia înspre bordul de fugă. De asemenea, se observă o reducere a curburii maxime a profilului, ceea ce indică o diminuare a gradientului

de presiune pe extrados, sugerând astfel o reducere a accelerației fluidului, deci la o reducere a intensității undei de șoc.

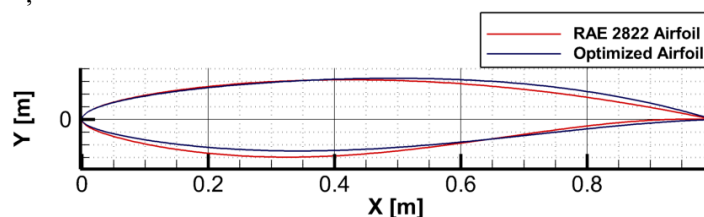


Fig. 3.13. Comparație între geometria profilului optimizat și RAE2822

Analiza evoluției istoricului de convergență al procesului de optimizare prezentat în Fig. 3.14 evidențiază apariția unui palier stabil începând cu generația 36, indicând atingerea unei soluții optime. Comportamentul atât al celui mai bun individ din fiecare generație, cât și al mediei populației, arată o convergență clară și consistentă, ceea ce sugerează un spațiu de căutare continuu, lipsit de multiple bazine de minim local. Această observație indică faptul că funcția obiectiv prezintă un caracter cvasi-unimodal, dominat de un optim global clar definit. Astfel, pentru regimul transonic analizat, în cadrul optimizării profilelor aerodinamice se recomandă utilizarea unui algoritm determinist bazat pe metoda gradientului conjugat. O astfel de abordare ar permite reducerea semnificativă a efortului computațional și a timpului total de calcul.

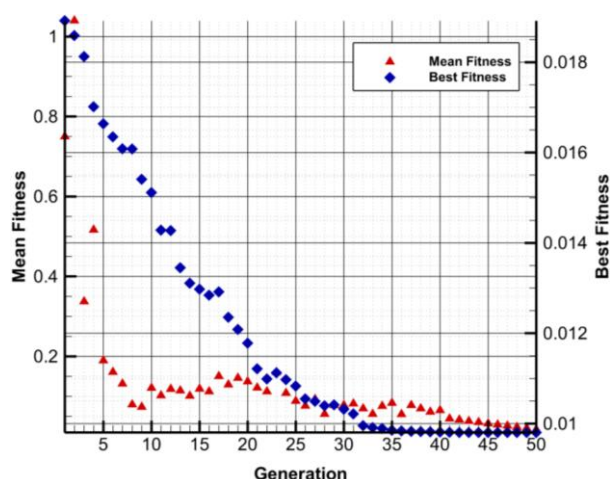


Fig. 3.14. Istoricul convergenței algoritmului a funcției obiectiv în funcție de generații

În Tabelul 3-2 sunt reprezentate caracteristicile aerodinamice ale profilului optimizat în comparație cu cele ale profilului RAE 2822. Rezultatele arată o îmbunătățire semnificativă a coeficientului de rezistență la înaintare cu o reducere de aproximativ 28%. În plus, constrângerea coeficientului de portanță este respectată cu marjă de eroare de 0.13%, fapt ce arată fezabilitatea soluției.

Tabelul 3-2. Performanțele configurației inițiale vs. optimizate

Caz	M_∞	Dimensiune grilă de calcul	Grosimea primei celule	C_D	C_L	$C_{Derr}[\%]$	$C_{Lerr}[\%]$
RAE2822	0.729	224x96	5e-05	0.0136	0.752	-	-
Optimizat	0.729	224x96	5e-05	0.0098	0.751	-27.94%	-0.13%

Comparând distribuțiile coeficientului de presiune (C_p) și coeficientului de frecare (C_f) între profilul RAE2822 și profilul optimizat, se constată o reducere semnificativă a intensității undei de șoc, menținând constrângerile de fezabilitate. De asemenea, se observă o recuperare favorabilă a coeficientului de presiune după unda de șoc, indicând re-energizarea stratului limită și accelerarea fluidului. Analiza zonei sub coeficientul critic C_p^* evidențiază o scădere a decelerării fluidului indusă de șoc, iar distribuția coeficientului de frecare arată o scădere înaintea șocului și o creștere imediat după acesta, sugerând că mutarea curburii maxime către bordul de fugă a contribuit la accelerarea fluidului în regiunea optimizată.

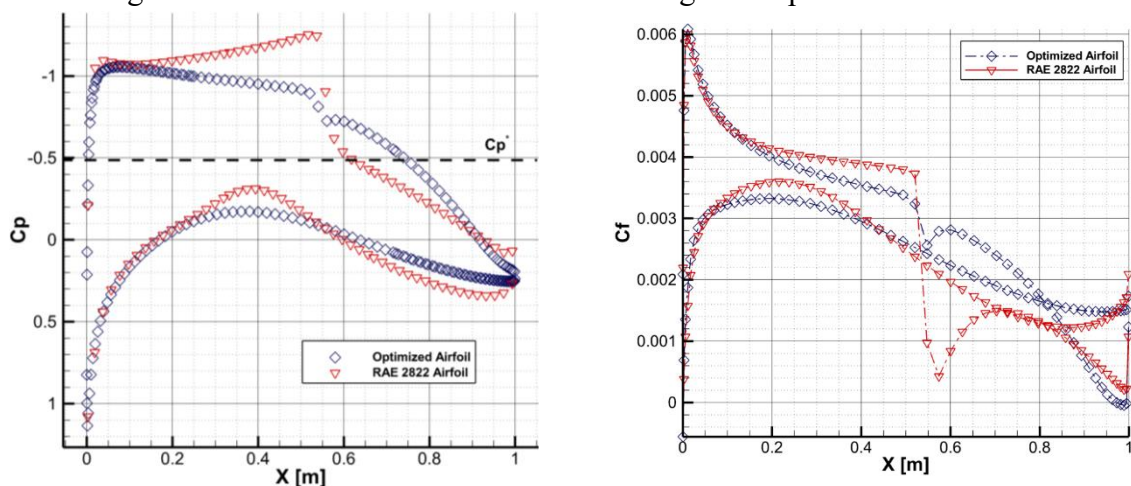


Fig. 3.15. Comparație între profilul optimizat și RAE2822 a distribuției coeficientului de presiune (a) și a coeficientului de frecare (b)

3.2 OPTIMIZAREA CONFIGURAȚIEI PADRI

Pe baza informațiilor dobândite anterior privind fezabilitatea utilizării programelor de analiză aerodinamică, atât de fidelitate redusă, cât și înaltă, precum și a influenței acestora asupra comportamentului funcției obiectiv, în funcție de regimul de curgere, subsonic sau transonic, s-a urmărit extinderea procesului de optimizare asupra unei configurații de aeronavă cu aripă și montanț.

În etapa inițială, au fost comparate rezultatele obținute pentru configurația de referință PADRI cu cele disponibile în literatura de specialitate realizându-se un studiu de convergență al grilei în vederea validării acurateței soluției numerice. Configurația analizată include ansamblul aripă, montanț și fuzelaj, conform geometriei furnizate de platforma PADRI care propune dezvoltarea și validarea metodologiilor de optimizare aerodinamică. Obiectivul principal al acestui studiu a fost identificarea metodelor eficiente de reducere a interferențelor undelor de șoc în zona de racordare aripă–montanț și diminuarea rezistenței de undă asociate acestei regiuni. Ulterior a fost realizat un studiu parametric asupra geometriei montanțului cu scopul de a evalua influența acestuia asupra caracteristicilor aerodinamice ale configurației și asupra interacțiunii undelor de șoc în regim transonic. Pe baza concluziilor rezultate, a fost elaborată o metodologie de optimizare în două etape:

- *Optimizare bidimensională*, în cadrul căreia s-a urmărit optimizarea profilului montanțului în prezența profilului aripii. Definirea funcției obiectiv s-a realizat utilizând informațiile extrase din studiul parametric, ținând cont de interacțiunile locale și distribuțiile de presiune;
- *Optimizare tridimensională*, în care geometria optimizată anterior a montanțului a fost rafinată, ținând cont de efectele tridimensionale ale curgerii în prezența geometriei în vederea eliminării complete a incluziunilor supersonice din zona montanț-aripă.

Această metodologie permite extragerea informațiilor necesare optimizării configurațiilor de tip aripă-montanț, folosind informații din cadrul explorării unui spațiu de căutare aferent geometriei parametrizare a montanțului, urmată de un proces de optimizare bidimensional pentru o rafinare globală a geometriei montanțului, urmata ulterior de o rafinare tridimensională pentru eliminarea completă a incluziunilor supersonice dintre montanț și aripa.

Pentru început s-a urmărit validarea rezultatelor numerice obținute prin comparație cu datele disponibile în literatura de specialitate pentru configurația de referință PADRI. Cazul de referință analizat corespunde unui regim de zbor transonic, printr-un număr Mach, $M=0.72$, o altitudine $H=30\,000\text{ft}$ și o incidență de $\alpha=1^\circ$. Configurația PADRI disponibilă public pentru analiză include aripa, montanțul și fuzelajul. Reprezentarea geometrică a configurației analizate este prezentată în Fig. 3.16:

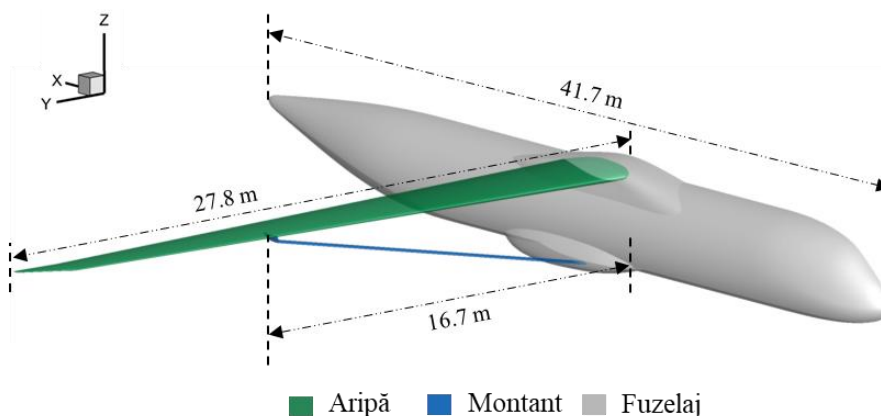


Fig. 3.16. Reprezentarea geometriei semi-model PADRI

Pentru generarea grilei de calcul s-a adoptat o abordare nestructurată, justificată de complexitatea geometrică a configurației. Procesul de generare a grilei de suprafață a fost împărțit în patru regiuni corespunzătoare fuzelajului, aripii, montantului și zonei de racordare aripă-montant

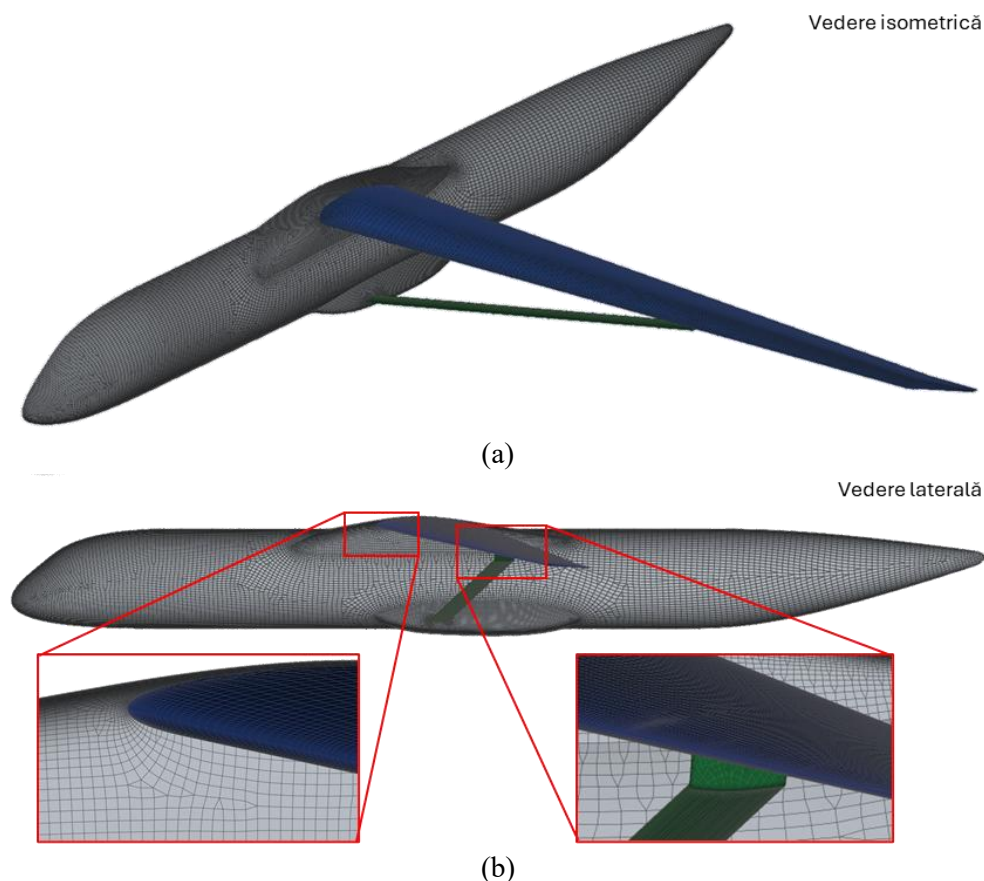


Fig. 3.17. Reprezentarea grilei de suprafață utilizată pentru generarea grilei de volum (a) vedere izometrică și (b) vedere laterală

Pentru generarea grilei de volum, regiunea stratului limită a fost discretizată plecând de la grila de suprafață generată anterior, utilizând elemente prismatice hexaedral dominante, create prin intermediul unui algoritm de tip *inflation*. Grila de volum, precum și o secțiune reprezentativă a domeniului de calcul, sunt prezentate în Fig. 3.18, unde sunt evidențiate: planul de simetrie, regiunea stratului limită și zona interioară generată prin algoritmul Hexa-Interior.

Această reprezentare permite o evaluare vizuală a calității grilei și a distribuției elementelor în raport cu regiunile de interes.

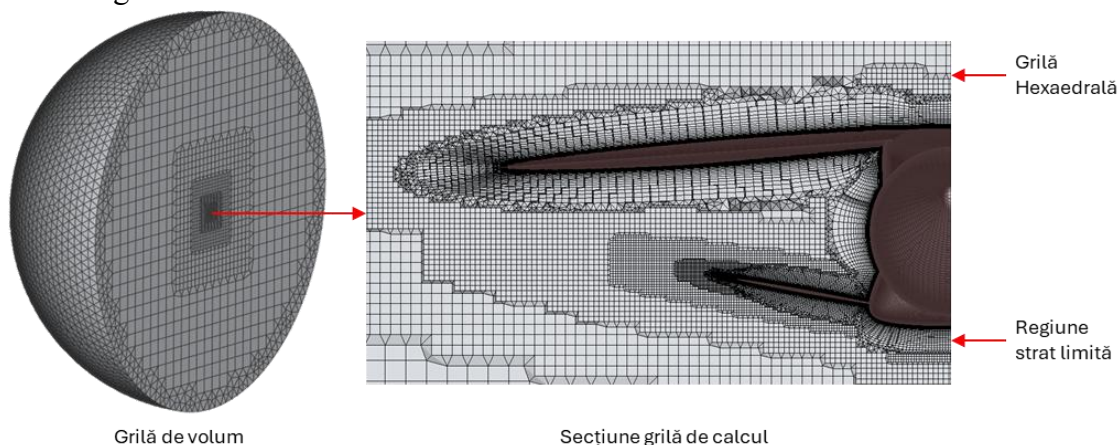


Fig. 3.18. Reprezentarea distribuției elementelor din grila de volum pe planul de simetrie, în regiunea stratului limită și în zona interioară a domeniului de calcul

Simulările numerice au fost realizate utilizând programul de analiză aerodinamică ANSYS Fluent, prin rezolvarea ecuațiilor RANS cuplate cu modelul de turbulență $k-\omega$ SST. În cazul condițiilor la limită a fost aplicată o condiție de tip *pressure far-field*. Pentru realizarea studiului de convergență al grilei, au fost generate trei niveluri de rafinare: grilă rară, grilă medie și grilă fină. Acest demers a avut ca scop evaluarea influenței dimensiunii elementelor asupra acurateței soluției numerice, precum și identificarea unei configurații de compromis între fidelitatea rezultatelor și costul computațional. În urma analizei comparative, grila medie a fost selectată ca soluție optimă, oferind un echilibru între precizie și eficiență computațională. Această configurație a fost ulterior adoptată atât pentru studiul parametric al geometriei montantului, cât și în cadrul proceselor de optimizare. În plus, rezultatele au fost comparate cu cele din lucrarea [32], care a utilizat grile structurate multibloc suprapuse folosind tehnica "overset" cu un model de turbulență cu o singură ecuație de transport de tip Spalart-Allmaras, *solverul* fiind ADFlow.

Tabelul 3-3. Studiu de convergență al grilei de calcul

Caz	M_∞	Dimensiune grilă [mil]	Δs	$C_D [\times 10^{-4}]$	C_L	$C_D \text{ err} [\%]$	$C_L \text{ err} [\%]$
1	0.72	5.3	8e-05	238	0.368	5.8%	7.8%
2		9.5		227	0.402	0.9%	0.8%
3		13.5		225	0.399	-	-
4 [32]		5.6	-	228.5	0.405	-	-

Analiza a arătat că o grilă cu 9,5 milioane de elemente oferă un optim din punct de vedere al raportului dintre costul computațional necesar și acuratețea rezultatelor. Eroarea asociată grilei medii, în raport cu cea mare, este sub 1% atât pentru coeficientul de rezistență C_D , cât și pentru coeficientul de portanță C_L , după cum se poate observa în datele prezentate în Tabelul 3-3.

Ulterior fost realizată o analiză parametrică având ca obiectiv evaluarea influenței geometriei montantului asupra comportamentului aerodinamic al configurației. Analiza a presupus variația a doi parametri principali: lungimea L și unghiul de înclinare θ , care caracterizează geometria zonei de racordare a montantului cu aripa. Acești parametri au fost selectați deoarece controlează dimensiunea canalului format între aripă și montant cât și comportamentul curgerii în anvergură. Parametrii analizați sunt reprezentați în figura de mai jos, evidențiind spațiul de căutare utilizat în cadrul studiului parametric și modificările geometrice aferente care pot afecta interacțiunile aerodinamice în zona de racordare aripă–montant.

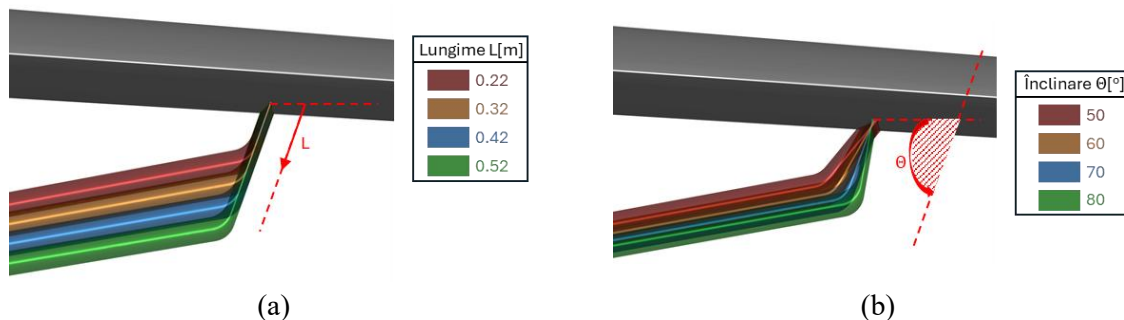


Fig. 3.19. Parametrul de lungime L (a), unghiul de înclinare (b)

Influența parametrilor geometrici a fost evaluată pentru patru unghiuri de incidență, variind de la $\alpha=0^\circ$ până la $\alpha=3^\circ$. Pornind de la geometria de referință ($L=0.32\text{m}$, $\theta=70^\circ$), lungimea montantului L a fost variată între 0.22 m și 0.52 m, cu un pas de 0.1m, în timp ce unghiul de înclinare θ a fost modificat de la 50° la 80° , cu un pas de 10° . În total, au fost analizate 28 de cazuri distincte.

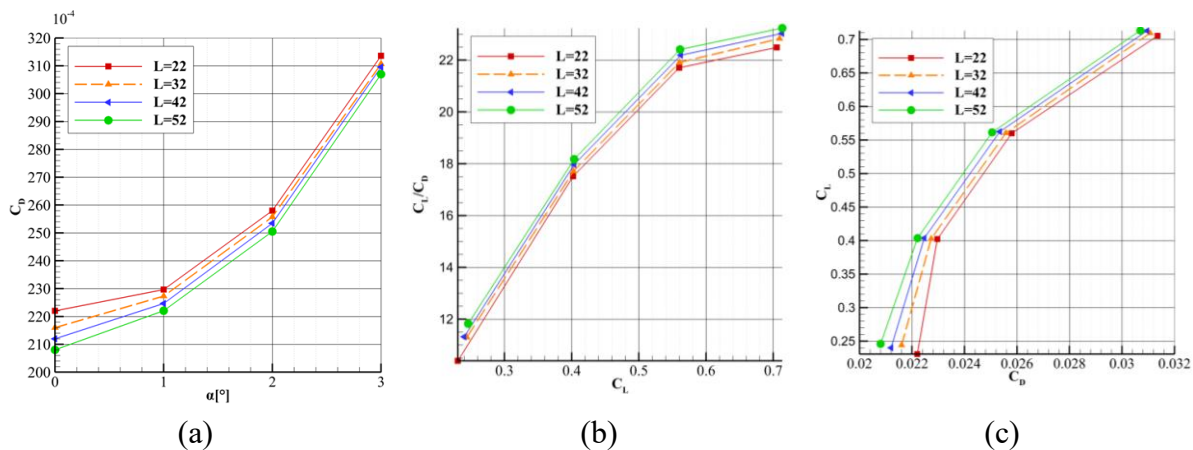


Fig. 3.20. Variația C_D vs α (a), C_L/C_D vs C_L (b) și C_L vs C_D (c) în funcție de parametrul L

Pentru o înțelegere aprofundată a influenței parametrului L , în Fig. 3.21 sunt prezentate vizualizări ale izosuprafețelor undelor de șoc utilizând metoda propusă de Lovely și Haimes, abordare similară lucrării [32].

$$Ma_n = \frac{Ma \cdot \nabla p}{|\nabla p|} = \frac{V \cdot \nabla p}{|\nabla p|} \quad (3.2)$$

În Fig. 3.21 este ilustrată variația incluziunilor supersonice în funcție de parametrul de lungime L , menținând un unghi de înclinare $\theta=70^\circ$ la o incidență de $\alpha=1^\circ$. Pentru vizualizare s-a folosit o valoare de $M=1.1$ pentru isosuprafață.

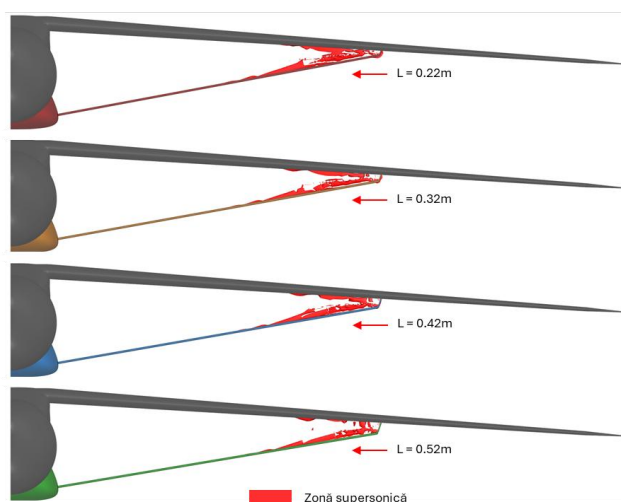


Fig. 3.21. Influența lungimii L asupra zonei supersonice pentru $\alpha=1^\circ$

În Fig. 3.22 este prezentată variația distribuției coeficientului de presiune pe intradosul aripii în funcție de unghiul de incidență α al cazului de referință. Pe măsură ce acesta crește, dimensiunea și intensitatea undei de șoc pe direcția anvergurii scade. Acest comportament poate fi atribuit modificărilor din distribuția de presiune, determinate de schimbările în condițiile de curgere. La unghiuri de incidență mai mari, gradientul de presiune de-a lungul direcției curgerii pe suprafața inferioară a aripii scade, ceea ce conduce la o diminuare atât a intensității undei de șoc. Această tendință este rezultatul scăderii vitezei curgerii pe intradosul aripii, care determină o decelerare globală a curgerii prin canalul format între aripă și montant.

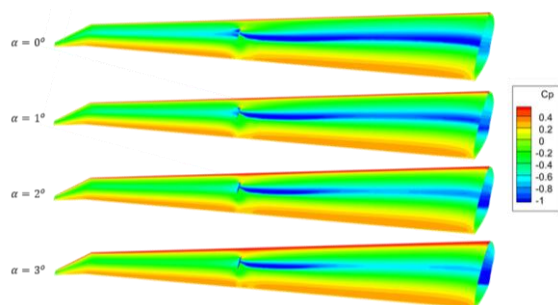


Fig. 3.22. Distribuția coeficientului de presiune pe intradosul aripii în funcție de α

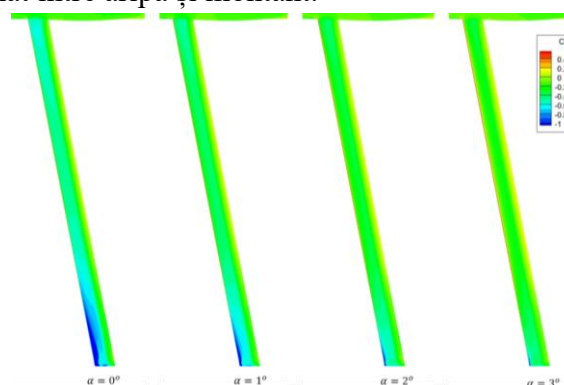


Fig. 3.23. Distribuția coeficientului de presiune pe extradosul montantului în funcție de α

Similar, analizând distribuția coeficientului de presiune din Fig. 3.23 pe extradosul montantului se observă o diminuare progresivă a intensității undei de șoc odată cu creșterea unghiului de incidență. Această atenuare poate fi atribuită reducerii interacțiunilor dintre undele de șoc generate pe intradosul aripii și cele de pe extradosul montantului. Astfel, creșterea incidenței conduce la o modificare a configurației curgerii în zona de interferență dintre aripă și montant, reducând astfel accelerarea fluidului cât și intensitatea undelor de șoc.

Pe baza concluziilor studiului parametric anterior, s-a realizat un proces de optimizare bidimensional al geometriei profilului montantului, cu scopul reducerii accelerării fluidului în canalul dintre montant și aripă. Pentru acest proces, secțiunea de referință a fost aleasă la $Y = 15$ m, reprezentând un compromis între efectele interacțiunilor undelor de șoc și influența

curgerii în anvergură accentuată de geometria de racordare aripă–montant. Secțiunea selectată este ilustrată în Fig. 3.24.

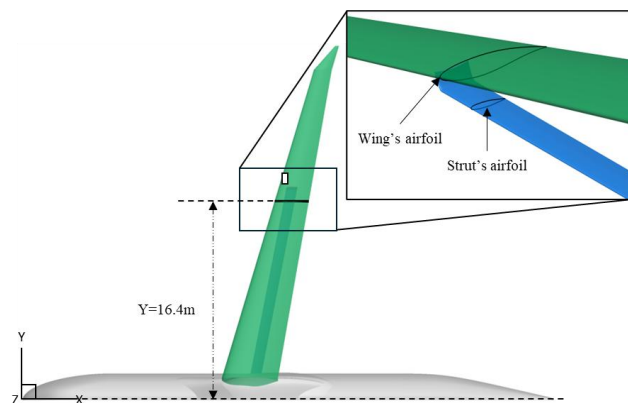


Fig. 3.24. Secțiune Y=15m

În cazul de față, procesul de optimizare a implicat șapte parametri de control (ponderile CST și incidența locală a montantului), astfel că evaluarea completă a gradientului a necesitat opt analize aerodinamice per iterație: una pentru valoarea curentă a funcției obiectiv și câte una pentru fiecare perturbare a parametrilor. De asemenea, s-a impus și o condiție de arie minimă pentru evitarea geometriilor nefezabile din punct de vedere structural. Forma matematică a problemei impuse este:

$$\begin{aligned} &\text{să se minimizeze } f(x) = C_D \\ &\text{supusă la: } S_{opt} \geq 0.9 \cdot S_{ref} \end{aligned} \quad (3.3)$$

Istoricul de convergență al optimizării indică o reducere a coeficientului de rezistență aerodinamică cu aproximativ 28%, respectând constrângerea asupra ariei minime a profilului, în timp ce coeficientul de portanță a scăzut cu circa 24%, influența montantului asupra configurației generale fiind minoră. Îmbunătățirea performanțelor este atribuită unghiului de incidență local optimizat al montantului, care a redus accelerarea fluidului în canalul aripă–montant. Optimizarea a fost realizată fără a include efectele tridimensionale, precum curgerea în anvergură sau geometria de racordare aripă–montant. Ulterior, configurația aeronavei cu montantul optimizat a fost analizată și comparată cu configurația de referință, menținând aceeași geometrie a profilului și o incidență locală constantă. În Fig. 3.25 este prezentată variația caracteristicilor aerodinamice în funcție de unghiul de atac pentru configurația optimizată în comparație cu rezultatele obținute în studiul parametric.

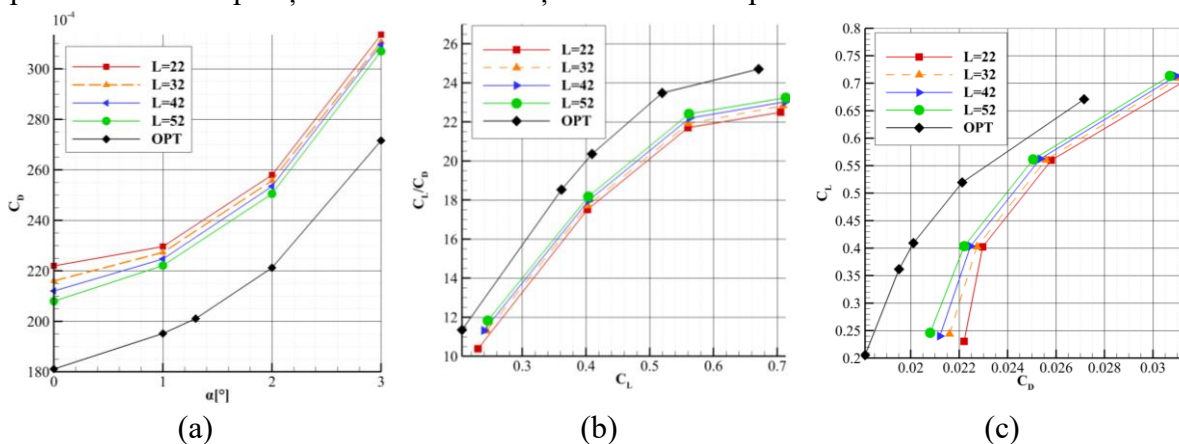


Fig. 3.25. Variația C_D vs α (a), C_L/C_D vs C_L (b) și C_L vs C_D (c) pentru configurația optimizată bidimensional în comparație cu rezultatele obținute în studiul parametric al montantului

În Fig. 3.26 sunt ilustrate incluziunile supersonice atât pentru configurația optimizată, cât și pentru cea de referință. Se remarcă o reducere substanțială a regiunii supersonice în cazul configurației optimizate, aceasta fiind eliminată aproape complet de-a lungul anvergurii, cu excepția zonei adiacente racordării montantului.

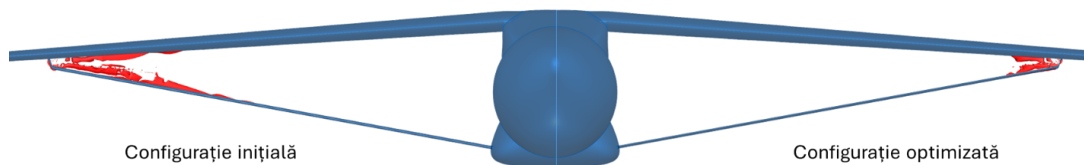


Fig. 3.26. Reprezentarea zonelor supersonice atât pentru configurația inițială cât și pentru configurația optimizată

Comparând distribuția coeficientului de presiune (C_p) pe intradosul aripii între configurația optimizată și geometria de referință, se observă o reducere semnificativă a intensității undei de șoc de-a lungul întregii aripi, cu excepția regiunii de racordare a montantului. Rezultatele evidențiază importanța geometriei optimizate a profilului montantului în diminuarea efectelor interacțiunii undelor de șoc în canalul aripă–montant, contribuind la reducerea globală a rezistenței aerodinamice. De asemenea, se subliniază potențialul îmbunătățirilor suplimentare prin optimizarea locală a regiunii de racordare, unde efectele tridimensionale și influența geometriei transversale pot fi integrate în procesul de optimizare.

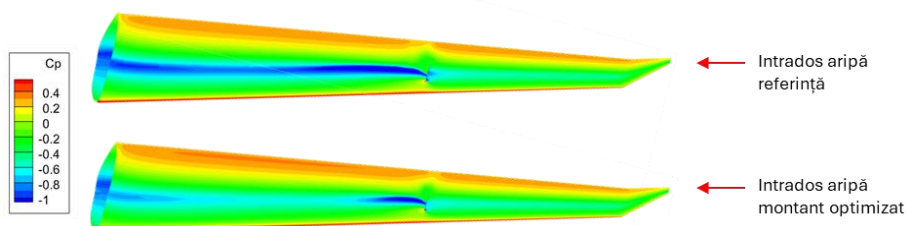


Fig. 3.27. Distribuția coeficientului de presiune pe intradosul aripii de referință și aripii optimizate

Pentru o înțelegere mai bună a fenomenului, au fost selectate 3 regiuni reprezentative ca în Fig. 3.28 în vederea analizei distribuției evoluției distribuției coeficientului de presiune în funcție de poziția în anvergură a secțiunii. Regiunile corespund unei poziții în anvergură de $Y=16.4\text{m}$ în regiunea zonei de racordare montant aripă, $Y=15\text{m}$ zona unde s-a efectuat optimizarea bidimensională și $Y=14\text{m}$ zona din exteriorul regiunii supersonice în cazul configurației optimizate.

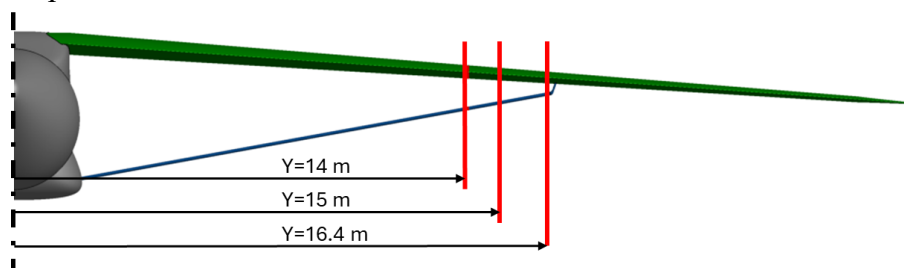


Fig. 3.28. Secțiunile de interes analizate

Distribuția coeficientului de presiune pe cele trei secțiuni analizate, prezentate în Fig. 3.29, evidențiază o reducere semnificativă a intensității interacțiunilor undelor de șoc între configurația optimizată și cea de referință. Eficiența optimizării devine din ce în ce mai evidentă

pe măsură ce secțiunile se îndepărtează de zona de racordare a montantului, unde efectele curgerii tridimensionale pe direcția anvergurii devin dominante.

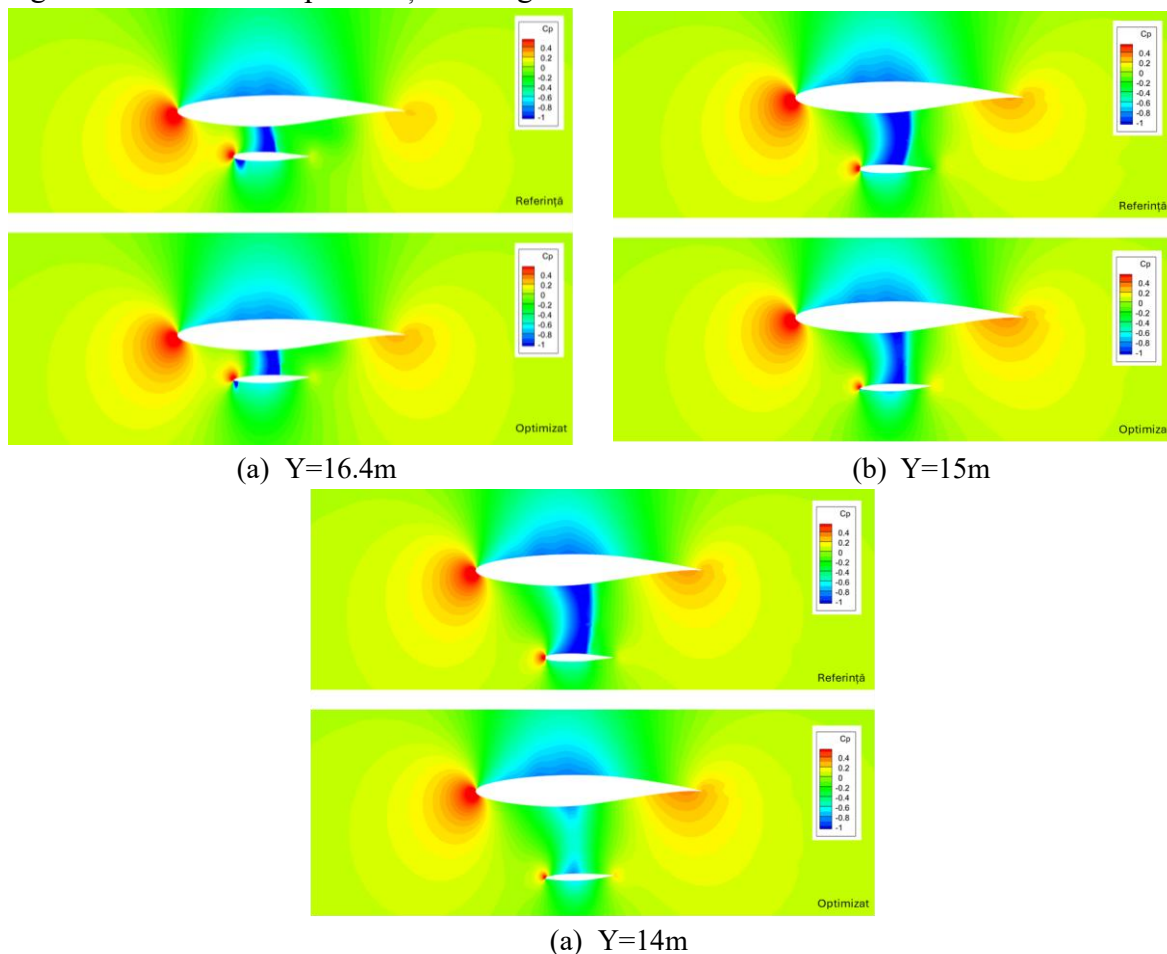


Fig. 3.29. Distribuția coeficientului de presiune în secțiunile de interes: (a) Y=16.4m, (b) Y=15m, (c) Y=14m

Pe baza rezultatelor optimizării bidimensionale a montantului, s-a dezvoltat o procedură de optimizare incluzând geometria zonei de racordare a montantului. Dat fiind efortul computațional ridicat necesar simulării complete, metodologia a fost concepută ca un compromis între fidelitate și cost computațional. S-a aplicat metoda de deformare a grilei, care permite modificări locale ale geometriei fără regenerarea completă a rețelei de calcul, reducând astfel timpul de evaluare a funcției obiectiv. Pentru eficiență, domeniul de calcul a fost restrâns la regiunea de racordare a montantului, cu plane de simetrie amplasate în zone cu efecte tridimensionale minime, asigurând astfel o fidelitate ridicată a simulării. Secțiunea analizată are o lățime de 5 m și se întinde pe intervalul Y=13–18m. Deși metoda nu reproduce complet comportamentul curgerii pentru întreaga configurație, raportul între fidelitatea simulării și reducerea efortului computațional o face fezabilă în limitele resurselor disponibile.

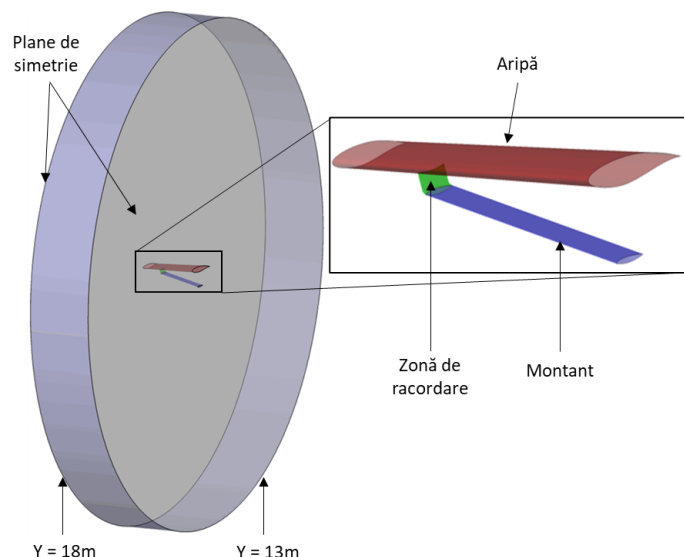


Fig. 3.30. Reprezentarea geometrică a secțiunii utilizate în procesul de optimizare aerodinamică

Geometria a fost parametrizată prin tehnica deformării prin volume, tratând nodurile grilei ca parametri de optimizare, ceea ce permite explorarea unui spațiu restrâns de configurații. Utilizarea soluției precedente ca punct de plecare reduce semnificativ timpul de convergență. Principalul dezavantaj este numărul ridicat de variabile, gestionat prin constrângerea deplasării nodurilor doar pe direcția verticală. Punctele de control utilizate în optimizare permit ajustări locale cu o amplitudine maximă de ± 0.015 m, menținând coerența și stabilitatea grilei de calcul.

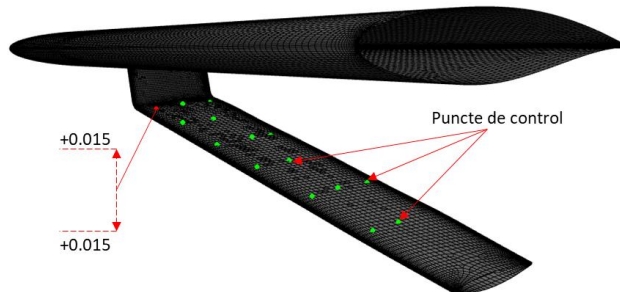


Fig. 3.31. Reprezentarea punctelor de control de pe extradosul montantului

În Fig. 3.32 sunt reprezentate variațiile coeficientului de rezistență la înaintare C_D și al coeficientului de portanță C_L în funcție de unghiul de atac α . Se observă că efectul datorat interacțiunilor undelor de șoc din regiunea de racordare a montantului au un efect de decalare cvasi-paralel al curbei rezistenței la înaintare în comparație cu configurația optimizată 2D și configurația de referință.

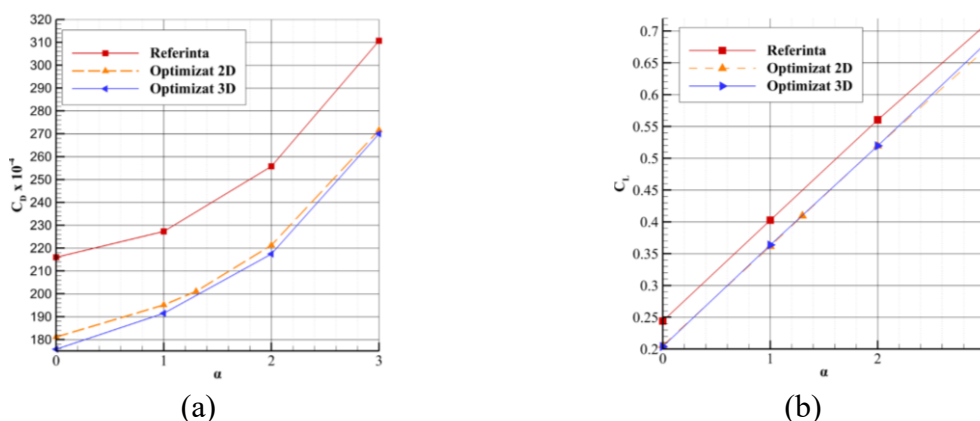


Fig. 3.32. Variația C_D vs α (a) și C_L vs α (b) pentru configurația optimizată tridimensional în comparație cu configurația optimizată bidimensional și configurația de referință

În vederea înțelegerii aprofundate a efectelor optimizării asupra caracteristicilor aerodinamice, s-au realizat două tipuri de reprezentări ale fizicii curgerii. În prima etapă, s-au comparat dimensiunile incluziunilor supersonice pentru cele trei configurații: de referință, optimizată bidimensional și optimizată tridimensional. Astfel, se evidențiază metodologia de lucru aleasă prin prezentarea rezultatelor progresiv pornind de la configurația de referință urmată de configurația optimizată 2D și în cele din urmă configurația optimizată 3D.

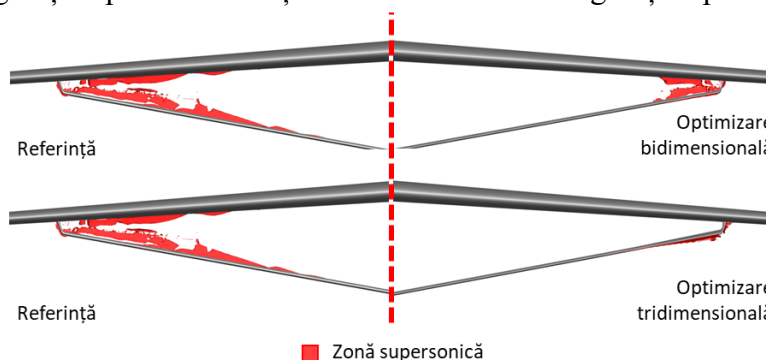


Fig. 3.33. Reprezentarea incluziunilor supersonice pentru configurațiile optimizate tridimensional și bidimensional în comparație cu configurația de referință

Optimizarea bidimensională a redus semnificativ zona supersonică în regiunea mediană a montantului, însă interacțiunile undelor de șoc dintre intradosul aripii și extradosul montantului au rămas parțial prezente în zona de racordare. În contrast, optimizarea tridimensională a eliminat complet aceste interacțiuni, obținând o distribuție mai uniformă a presiunii, deși a generat accelerări locale pe intradosul montantului și incluziuni supersonice minime. Analiza distribuției coeficientului de presiune (C_p) pe intradosul aripii și extradosul montantului a evidențiat că optimizarea tridimensională realizează o reducere completă a undelor de șoc, în timp ce optimizarea bidimensională le atenuează doar parțial. La bordul de fugă, se observă o încetinire progresivă a curgerii, dependentă de tipul optimizării aplicate, ca efect al reducerii sau eliminării undelor de șoc. Distribuția coeficientului de presiune pe extradosul montantului evidențiază eliminarea completă a intensității unei de șoc în cazul geometriei optimizate tridimensional, comparativ cu optimizarea bidimensională. În comparație cu geometria de referință unde locația undelor de șoc este evidențiată printr-un gradient de presiune mare, în ambele cazuri de optimizare accelerarea fluidului este semnificativ redusă.

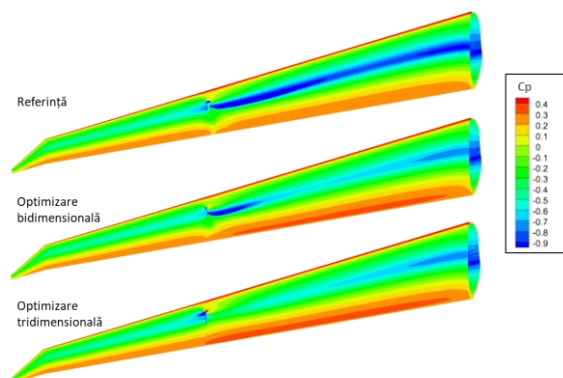


Fig. 3.34. Reprezentarea distribuției coeficientului de presiune pe intradosul aripii pentru cele trei configurații analizate

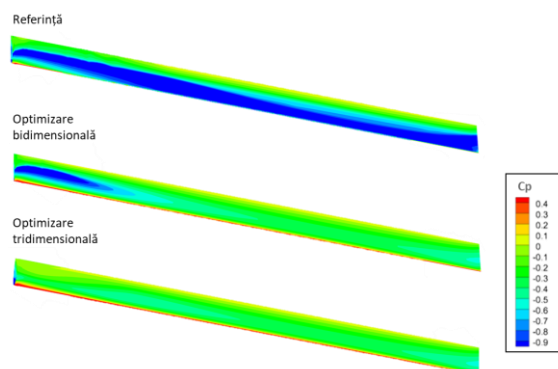


Fig. 3.35. Reprezentarea distribuției coeficientului de presiune pe intradosul aripii pentru cele trei configurații analizate

Deși optimizarea tridimensională a eliminat undele de șoc de pe extradusul montantului, reprezentările incluziunilor supersonice arată apariția lor pe intradosul montantului. Acest fenomen este atribuit incidenței locale negative a montantului și modificării semnificative a curburii profilului în regiunea racordării montant-aripă, care determină o accelerare a curgerii pe intradosul montantului.

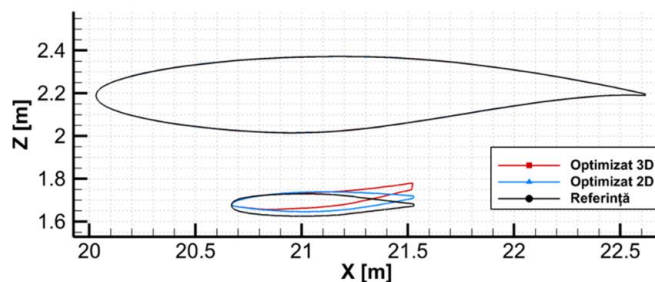


Fig. 3.36. Reprezentarea profilelor optimizate aferente montantului în secțiunea Y=16.4

În cazul geometriei canalului, se observă că există o relație directă între geometriile optimizate ale profilului și aria transversală a canalului. Acest comportament este corelat cu legea ariilor, exprimată prin relația:

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \cdot \frac{du}{u} \quad (3.4)$$

În Fig. 3.37 este ilustrată variația ariei secțiunii transversale dintre extradusul montantului și intradosul aripii. Se poate observa că reducerea rezistenței la înaintare este strâns corelată cu legea ariilor menționată anterior. Astfel, o variație redusă a ariei de-a lungul curgerii previne accelerarea locală a fluidului, contribuind la eliminarea formării undelor de șoc.

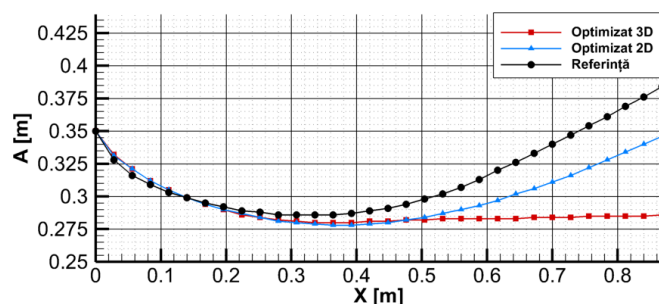


Fig. 3.37. Variația ariei transversale a canalului în lungul curgerii pentru configurația de referință, configurația optimizată bidimensional și configurația optimizată tridimensional la Y=16.4m

În cazul secțiunii critice $Y=16.4\text{m}$, analiza distribuției coeficientului de presiune indică o eliminare completă a interacțiunilor undelor de șoc. Aceasta constă în micșorarea incidenței locale a profilului prin ajustarea curburii acestuia spre bordul de fugă, astfel încât variația ariei secțiunii să tindă spre zero.

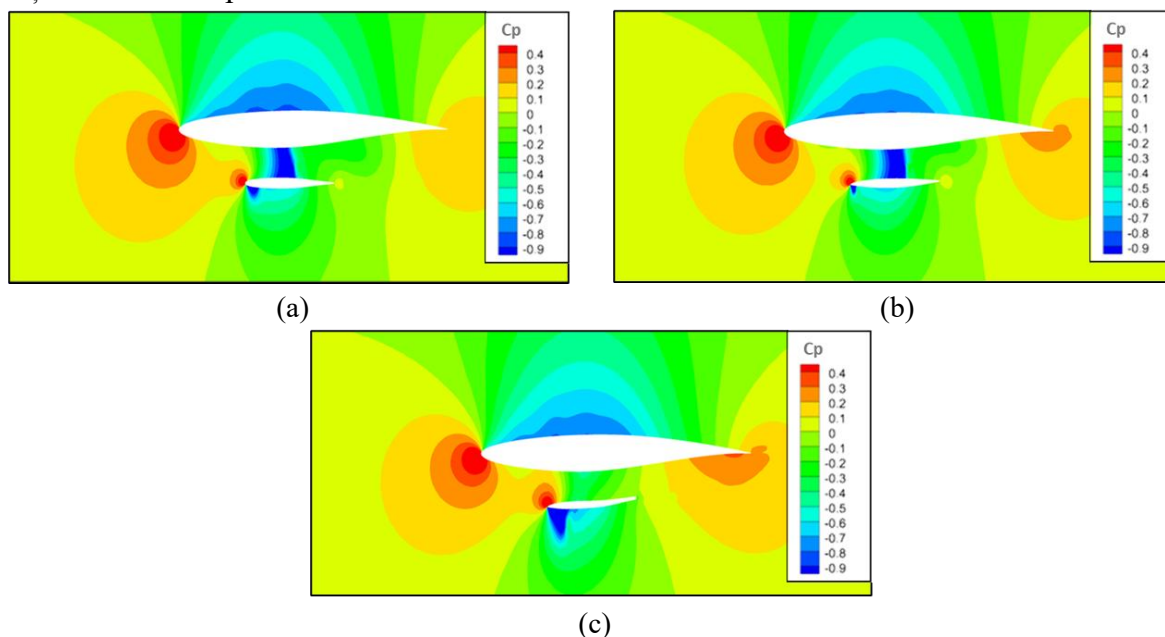


Fig. 3.38. Reprezentarea distribuției coeficientului de presiune în secțiunea critică $Y=16.4\text{m}$ pentru (a) configurația de referință, (b) configurația optimizată bidimensională și (c) configurația optimizată tridimensională

În continuarea studiului optimizării configurației de referință PADRI, s-a investigat influența nacelei, amplasată în amonte față de zona aripă-montant, asupra comportamentului aerodinamic. Geometria nacelei a fost integrată atât în configurația de referință, cât și în cea optimizată, pentru evaluarea comparativă a impactului său asupra performanțelor aerodinamice. Analiza a vizat regimuri de zbor off-design, examinând variația caracteristicilor aerodinamice în funcție de numărul Mach pentru ansamblul complet aripă-fuzelaj-montant.

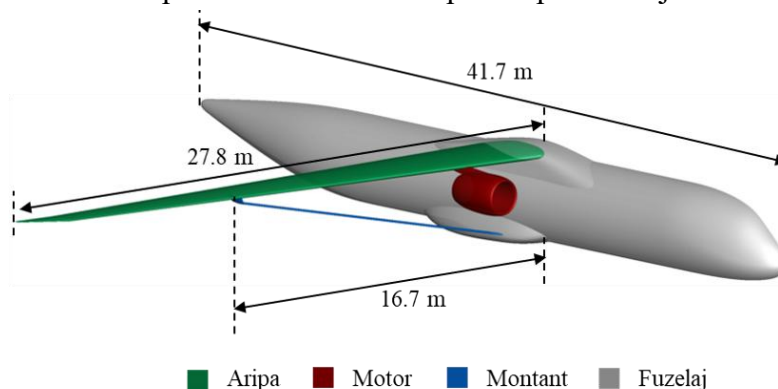


Fig. 3.39. Reprezentarea geometriei de referință la care s-a adăugat geometria nacelei

Analiza variației coeficienților de portanță și rezistență la înaintare în funcție de unghiul de incidență la $M=0.72$ evidențiază influența nacelei asupra performanțelor aerodinamice. În configurația de referință, prezența nacelei reduce coeficientul de portanță cu până la 9%, în timp ce pentru configurația optimizată pierderea maximă se reduce la 5%, efectul diminuându-se odată cu creșterea unghiului de incidență.

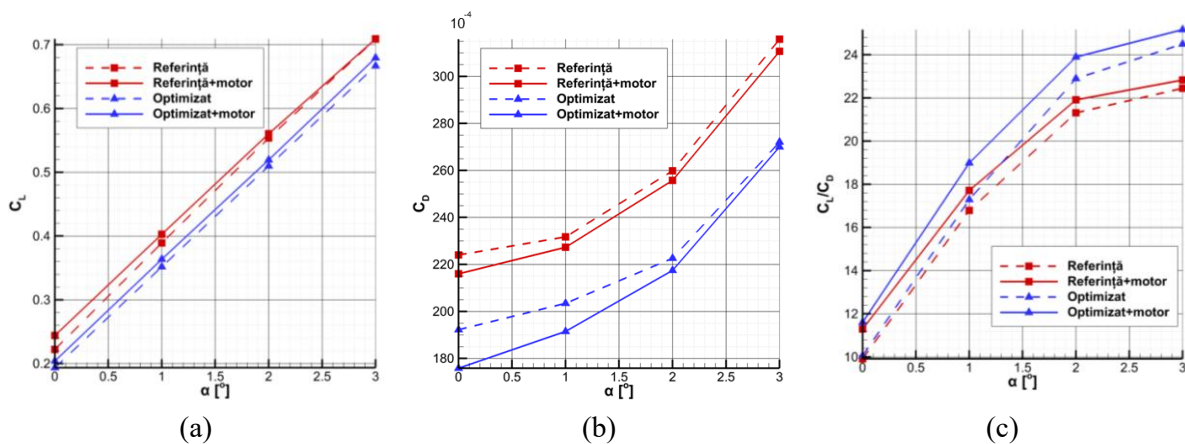


Fig. 3.40. Variația C_L vs α (a), C_D vs α (b), C_L/C_D vs α (c) atât pentru configurație de referință cât și pentru configurația optimizată

În ceea ce privește rezistența la înaintare, nacelea generează o creștere de până la 3.5% pentru configurația de referință și până la 8.5% pentru configurația optimizată, influența acestora diminuându-se, de asemenea, la creșterea incidenței.

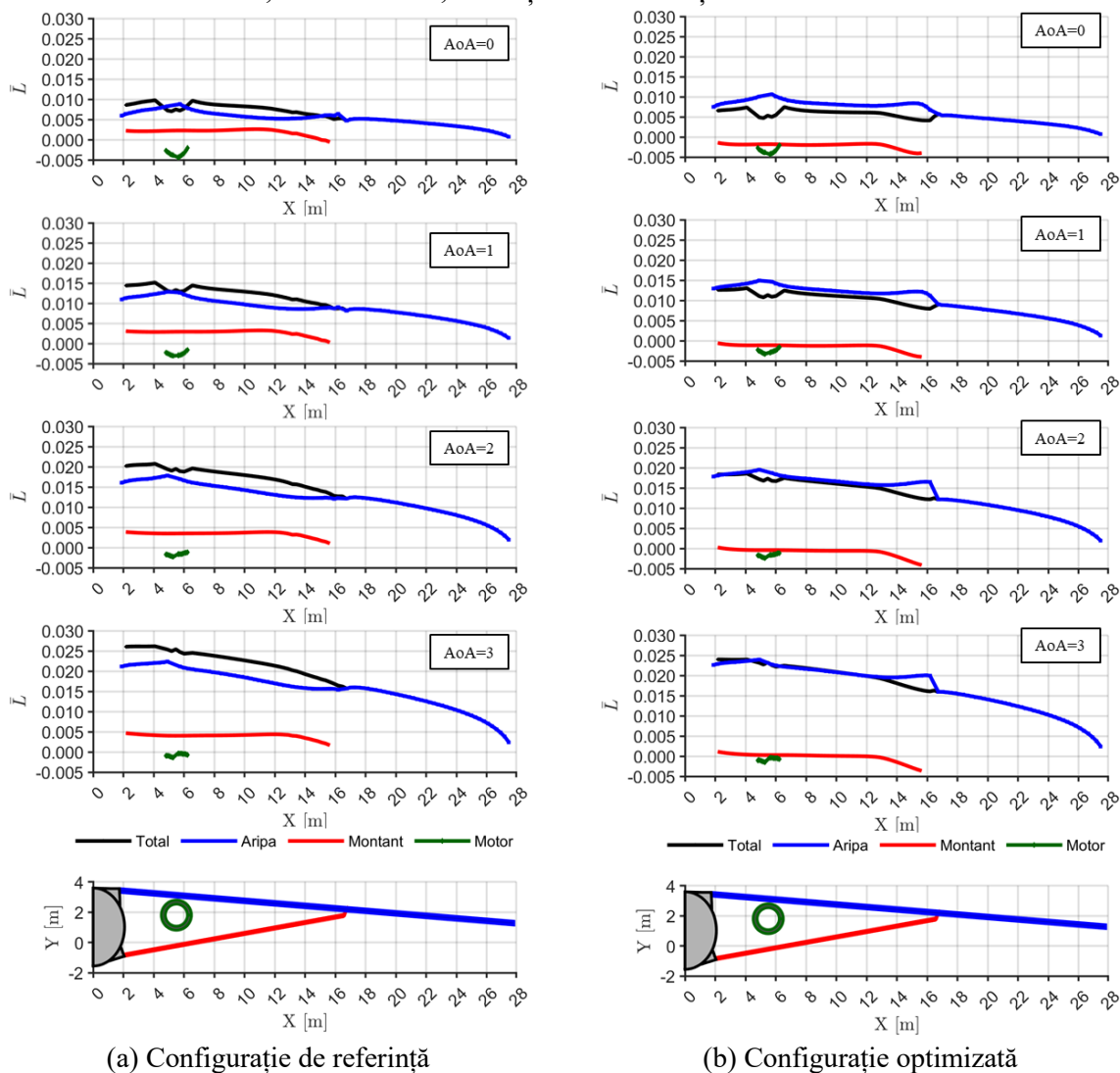


Fig. 3.41. Compararea distribuțiilor adimensionale ale forței de portanță pentru configurațiile de referință și optimizată, evidențiind contribuțiile individuale ale principalelor componente: aripă, nacelă și montan în funcție de incidență

Analiza fineței aerodinamice arată un comportament cvasi-paralel între configurațiile cu și fără nacea. Penalizarea datorată prezenței nacelei este mai semnificativă pentru configurația optimizată, atingând până la 18 drag counts, comparativ cu aproximativ 6 drag counts pentru configurația de referință. Totuși, în cazul configurației optimizate, această penalizare scade odată cu creșterea unghiului de incidență, în timp ce pentru configurația de referință incrementul de rezistență rămâne aproape constant. Distribuțiile forțelor adimensionalizate de portanță au fost evaluate pentru întreaga configurație și pe componente (aripă, nacelă și montanș) pentru patru incidente, evidențiind impactul local al interacțiunilor dintre componente asupra comportamentului aerodinamic.

În analiza regimurilor off-design, variația coeficienților aerodinamici în funcție de numărul Mach a permis identificarea regimului critic de drag-rise. Coeficientul de portanță al configurației de referință crește odată cu numărul Mach, în timp ce configurația optimizată prezintă o creștere atenuată până la $M = 0.74$, urmată de o evoluție aproape constantă între $M = 0.74-0.76$ și o scădere la $M = 0.78$.

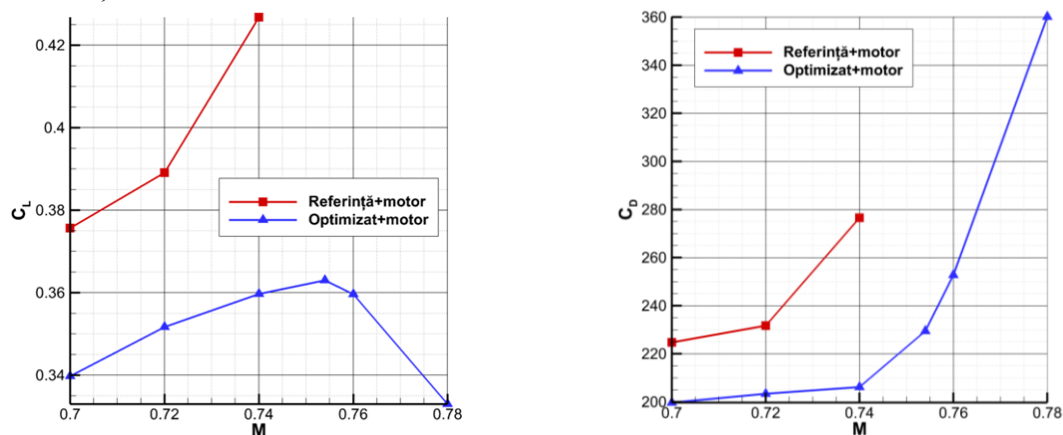


Fig. 3.42. Variația C_L vs M (a) și C_D vs M (b) atât pentru configurație de referință cât și pentru configurația optimizată

Analiza coeficientului de rezistență la înaintare evidențiază diferențe semnificative între configurația de referință și cea optimizată. În cazul configurației de referință, coeficientul de rezistență crește exponențial începând cu $M = 0.72$, indicând amplificarea efectelor de compresibilitate și a undelor de șoc asociate fenomenului de drag-rise. Configurația optimizată prezintă o evoluție aproape constantă a rezistenței până la $M = 0.74$, urmată de o creștere întârziată, sugerând o amânare a interacțiunilor undelor de șoc între montanș și aripă și menținerea unei rate reduse de creștere a coeficientului de rezistență. Analiza la $M = 0.76$ și $M = 0.78$ a vizat identificarea fenomenului de drag-rise în cazul configurației optimizate.

CONTRIBUȚII PRIVIND OPTIMIZAREA AERODINAMICĂ A UNUI AVION COMERCIAL CU ARIPĂ ȘI MONTANT

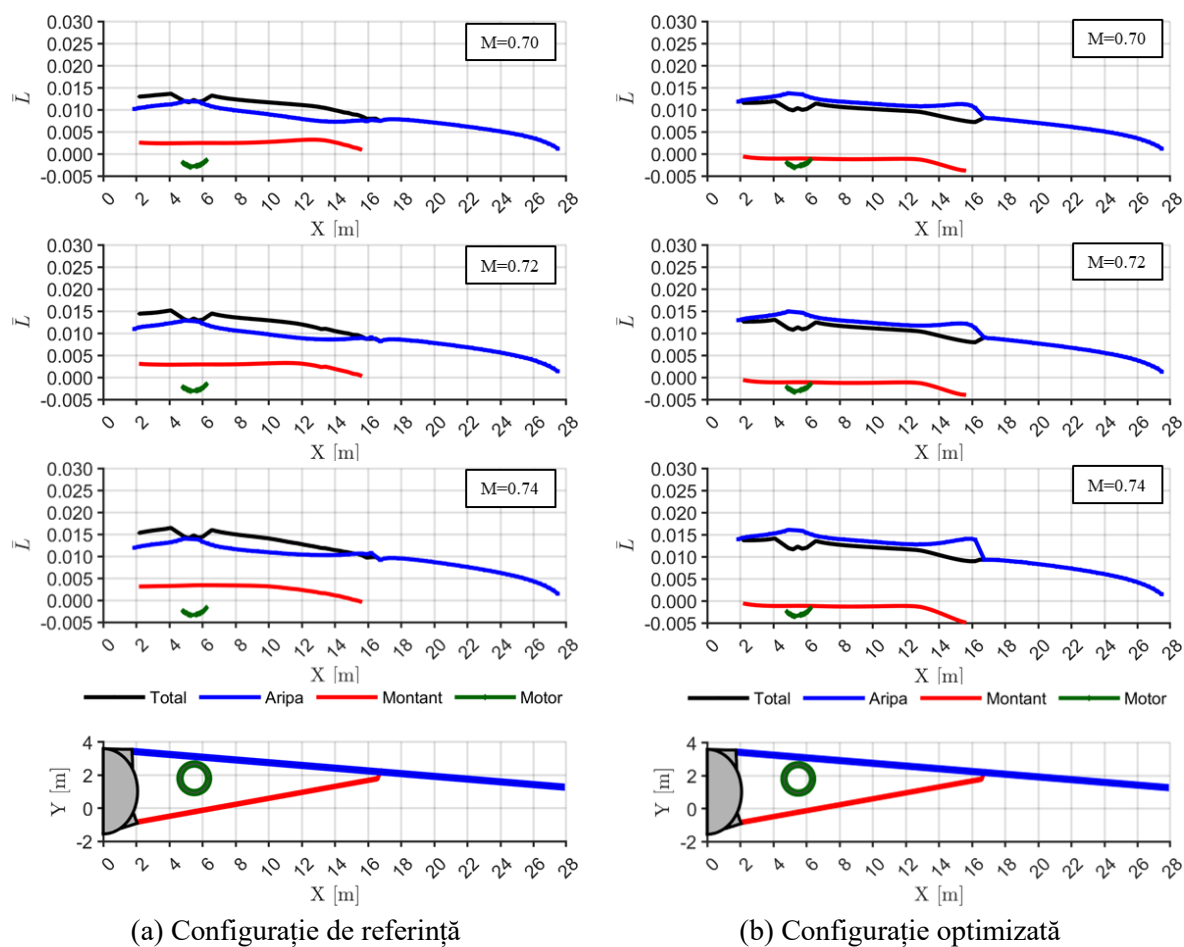


Fig. 3.43. Compararea distribuțiilor adimensionale ale forței de portanță pentru configurațiile de referință și optimizată, evidențiind contribuțiile individuale ale principalelor componente: aripă, nacelă și montanș în funcție de numărul Mach

4 CONCLUZII

4.1 REZULTATE OBTINUTE

În concluzie, lucrarea prezintă rezultatele dezvoltării unei metodologii fezabile din punct de vedere aerodinamic și computațional pentru optimizarea aerodinamică locală în regim transonic a unei aeronave neconvenționale cu aripă de alungire mare și montanț. Sunt evidențiate importanța și contribuția fiecărei etape a studiului, începând cu dezvoltarea codului aferent algoritmului de optimizare, continuând cu analiza influenței fidelității modelului de calcul aerodinamic asupra comportamentului funcției obiectiv și finalizând cu aplicarea metodelor de optimizare bidimensională și tridimensională în regim transonic pentru configurația cu aripă și montanț.

Capitolul 1 prezintă fundamentele generale ale lucrării, incluzând motivația alegerii temei și obiectivele specifice ale cercetării. În continuare este detaliată etapizarea tezei, evidențiind succesiunea pașilor necesari pentru abordarea procesului de optimizare aerodinamică în regim transonic a unei aeronave neconvenționale de tip aripă cu montanț.

Informațiile prezentate în continuare fac parte din Capitolul 2 care sintetizează evoluția istorică, contextul actual și fundamentele teoretice relevante pentru procesul de optimizare aerodinamică.

Subcapitolul 2.1, intitulat *Scurt istoric*, analizează evoluția studiilor privind aeronavele cu aripă cu montanț, începând cu primele exemple de astfel de configurații și continuând cu prezentarea, în ordine cronologică, a evoluțiilor studiilor realizate asupra acestora. Această prezentare evidențiază tendințele majore și schimbările conceptuale apărute de-a lungul timpului, creând premisele pentru înțelegerea contextului actual al cercetărilor. Stadiul prezent al studiilor este detaliat în subcapitolul 2.2 intitulat *Situația actuală*, unde sunt sintetizate contribuțiile recente din domeniu și direcțiile de cercetare aflate în dezvoltare.

Subcapitolul 2.3 abordează fundamentele teoretice ale procesului de optimizare, fiind structurat în mai multe secțiuni. În cadrul secțiunii 2.3.1 intitulată *Metode de parametrizare*, sunt analizate metodele de parametrizare întâlnite în literatură, atât pentru profilul aerodinamic, cât și pentru aripă, subliniindu-se avantajele și limitările fiecărei abordări. Secțiunea 2.3.2 numită *Metode de discretizare* prezintă tehnicile actuale de generare a grilelor de calcul utilizate în procese de optimizare ce folosesc metode de analiză aerodinamică de fidelitate înaltă. Secțiunea 2.3.3 intitulată *Modele de calcul* prezintă fundamentele teoretice ale modelelor utilizate, de la cele de fidelitate redusă până la cele de fidelitate înaltă, evidențiind ipotezele de lucru și domeniile de aplicabilitate. În secțiunea 2.3.4 numită *Algoritmi de optimizare*, sunt prezentați algoritmi de optimizare clasificați în funcție de natura acestora: determiniști sau stohastici. Tot în această secțiune este prezentat fundamentul teoretic care a stat la baza dezvoltării codului aferent algoritmului de optimizare de tip evoluție diferențiată, implementat cu ajutorul unei scheme de penalizare fără parametri și utilizat în cadrul prezentei lucrări.

Capitolul 3 prezintă o analiză detaliată a proceselor și rezultatelor obținute în cadrul optimizării aerodinamice a configurației studiate, folosind modele de calcul cu fidelitate redusă și înaltă. În această etapă sunt dezvoltate și validate metode de optimizare, implementate coduri pentru automatizarea evaluării aerodinamice, realizate studii privind influența fidelității modelului de calcul asupra comportamentului funcției obiectiv, precum și cercetări privind

utilizarea rețelelor neurale în procesele de optimizare aerodinamică. Rezultatele sunt susținute prin comparații cu date experimentale și date numerice din literatura de specialitate.

În subcapitolul 3.1 intitulat *Studiu comparativ între simulări de fidelitate redusă și fidelitate înaltă* este prezentat un studiu extins privind motivația alegerii modelului de calcul aferent procesului de optimizare al obiectului de studiu al tezei. Secțiunea 3.1.1 numită *Validarea algoritmului de optimizare* descrie procedura de validare a programului de optimizare implementat de tip evoluție diferențiată utilizând funcții test de validare din literatură. Performanța algoritmului este comparată, în paralel, cu cea a algoritmului genetic inclus în pachetul de optimizare MATLAB, evidențiindu-se avantajele soluției implementate. În secțiunea 3.1.2 intitulată *Proceduri de evaluare și automatizare* sunt prezentate procedurile dezvoltate pentru evaluarea funcției obiectiv folosind programe de analiză precum XFOIL și Fluent, incluzând etapele de generare a geometriei, a grilei de calcul și realizarea evaluării aerodinamice. Secțiunea 3.1.3 numită *Rezultate optimizare profile aerodinamice* expune diferențele dintre rezultatele obținute în urma optimizării folosind modele de calcul cu fidelitate diferită. Rezultatele obținute prin algoritmul de optimizare dezvoltat sunt validate suplimentar prin comparație cu algoritmul genetic din pachetul MATLAB, oferind un grad ridicat de certitudine asupra calității soluțiilor. De asemenea, este realizat un studiu parametric al domeniului de calcul, utilizat atât pentru o validare suplimentară a algoritmului, cât și pentru evidențierea modului în care fidelitatea modelului de calcul influențează comportamentul funcției obiectiv. În secțiunea 3.1.4 intitulată *Rezultate antrenare rețea* sunt prezentate rezultatele obținute în urma utilizării bazei de date create în secțiunea anterioară extinsă în vederea evaluării fezabilității aplicării rețelelor neuronale în cadrul acestei teze. Secțiunea 3.1.5 intitulată *Optimizare bidimensională în regim transonic* prezintă validarea procesului de analiză aerodinamică prin compararea rezultatelor cu date experimentale și simulări numerice din literatura de specialitate, utilizând un caz test de referință, urmate de prezentarea rezultatelor obținute în urma procesului de optimizare.

În subcapitolul 3.2 intitulat *Optimizarea configurației PADRI* sunt prezentate rezultatele obținute în urma procesului de optimizare a unei configurații de test din literatura de specialitate aferentă unei configurații de aeronavă cu aripă și montanș. Secțiunea 3.2.1 numită *Analiza configurației PADRI* descrie validarea numerică a simulărilor efectuate prin compararea cu date din literatura de specialitate, incluzând studiul de convergență al grilei de calcul. Secțiunea 3.2.2 intitulată *Studiul parametric al geometriei de joncțiune montanș–aripă* prezintă rezultatele unui studiu parametric dedicat geometriei montanșului, evidențiind atât influența lungimii zonei de joncțiune cât și a razei de racordare între aceasta și montanș. Rezultatele includ atât analize cantitative precum comportamentul caracteristicilor aerodinamice ale configurației în funcție de parametrii considerați cât și analize calitative ce prezintă evoluția incluziunilor supersonice și a distribuțiilor coeficientului de presiune în funcție de aceiași parametri. În secțiunea 3.2.3 numită *Optimizare bidimensională a montanșului* sunt prezentate rezultatele obținute în urma optimizării profilului montanșului, proces în care profilul acestuia a fost optimizat în prezența profilului aripii. Parametrii de optimizare au inclus ponderile asociate parametrizării CST utilizate, precum și incidența locală a montanșului, aceasta fiind introdusă ca parametru de optimizare pe baza concluziilor studiului parametric din secțiunea anterioară. Secțiunea 3.2.4 intitulată *Optimizarea tridimensională a montanșului* prezintă rezultatele obținute în urma procesului de optimizare aerodinamică în care geometria joncțiunii a fost considerată în analiza

aerodinamică aferentă evaluării funcției obiectiv. Geometria inițială folosită în acest proces a fost cea obținută în secțiunea precedentă. Procedura de optimizare a fost adaptată cerințelor privind efortul computațional, bazându-se pe informațiile dobândite în subcapitolele 3.1.3 și 3.1.5, care au indicat caracterul cvasi-unimodal al funcției obiectiv. În urma acestui proces, s-a obținut o reducere de 12,6% a rezistenței la înaintare pentru același coeficient de portanță. Rezultatele calitative relevă evoluția metodologiei de optimizare, evidențiind modificările distribuției coeficientului de presiune atât pe secțiuni, cât și pe suprafață, precum și eliminarea completă a incluziunilor supersonice dintre montanș și aripă.

Subcapitolul 3.3, intitulat *Influența nacelei și studii off-design*, prezintă o analiză detaliată a efectelor introducerii geometriei nacelei în configurația aeronavei, atât în regimul de zbor de referință, cât și în diferite condiții off-design. Această secțiune explorează modul în care prezența nacelei afectează caracteristicile aerodinamice atât ale configurației optimizate cât și a configurației de referință oferind o perspectivă completă asupra comportamentului aerodinamic. Secțiunea 3.3.1 numită *Studii privind influența nacelei* analizează impactul aerodinamic al nacelei asupra configurației aeronavei, analizat pentru mai multe unghiuri de incidență specifice regimului de zbor de referință. În cadrul acestei analize sunt prezentate modificările în distribuția portanței pe componentele individuale ale configurației, precum și influența fiecărei componente asupra distribuției totale a portanței pe întreaga aeronavă. Secțiunea 3.3.2 numită *Studii privind variația caracteristicilor aerodinamice în regimuri off-design*, prezintă o comparație detaliată între caracteristicile aerodinamice ale configurației optimizate cu nacele și cele ale configurației de referință cu nacelă evaluate la multiple regimuri de zbor off-design. Și în acest caz sunt evaluate distribuțiile de portanță pe fiecare componentă cât și efectul interacțiunii acestora.

4.2 CONTRIBUȚII ORIGINALE

Contribuțiile originale aduse în cadrul tezei sunt următoarele:

1. Dezvoltarea și implementarea unui cod aferent algoritmului de optimizare de tip evoluție diferențiată cu constrângeri, utilizat în cadrul proceselor de optimizare aerodinamică. Validarea și aplicarea acestui algoritm sunt detaliate în secțiunile 3.1.1 *Validarea procesului algoritmului de optimizare*, 3.1.3 *Rezultatele optimizării profilelor aerodinamice* și 3.1.5 *Optimizare bidimensională în regim transonic*. De asemenea, rezultatele au fost prezentate și în cadrul lucrărilor și conferințelor din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
2. Dezvoltarea unor coduri de automatizare apelate de către funcțiile obiectiv în cadrul procedeelelor de optimizare bazate pe programe de analiză de fidelitate înaltă precum Fluent și ADFlow, utilizând cuplajul dintre mai multe limbaje de programare precum Python, JavaScript și MATLAB, prezentate în secțiunile 3.1.2 *Proceduri de evaluare și automatizare aerodinamică* și 3.1.5 *Optimizare bidimensională în regim transonic*. De asemenea, rezultatele au fost prezentate în cadrul unor lucrări și conferințe științifice din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
3. Realizarea unei analize comparative detaliate privind influența nivelului de fidelitate a modelului de calcul aerodinamic asupra comportamentului funcției obiectiv și implicit, asupra rezultatelor proceselor de optimizare, conform secțiunii 3.1.3. De asemenea, rezultatele au fost prezentate în cadrul unor lucrări și conferințe științifice din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
4. Generarea unei baze de date aerodinamice de fidelitate înaltă suficient de extinse pentru antrenarea unei rețele neurale precum și studiul fezabilității utilizării acesteia în procesele de optimizare aerodinamică descris în secțiunea 3.1.4 *Rezultate antrenare rețea neurală* și prezentat în cadrul conferințelor și articolelor științifice din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
5. Studiul parametric al influenței lungimii și razei de racordare a regiunii de joncțiune asupra caracteristicilor aerodinamice ale configurației PADRI, prezentat în secțiunea 3.2.2 *Studiul parametric al geometriei joncțiunii montan-aripă* și în lucrările științifice din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
6. Determinarea influenței incidenței locale a montantului, precum și influența variației ariei dintre montan și aripă asupra interacțiunilor undelor de șoc în cadrul configurației PADRI, conform secțiunilor 3.2.3 *Optimizare bidimensională a montantului* și 3.2.4 *Optimizare tridimensională a montantului* cu rezultate prezentate în cadrul conferințelor și articolelor științifice din 4.4.1 *Listă lucrări științifice*, 4.4.2 *Listă prezentărilor tehnice și științifice*;
7. Analiza influenței geometriei nacelei și a comportamentului configurației PADRI cât și a configurației optimizate în regimuri off-design, detaliată în subcapitolul 3.3 *Influența nacelei și studii off-design*.
8. Publicarea a 8 articole științifice originale.

4.3 PERSPECTIVE DE DEZVOLTARE ULTERIOARĂ

Lucrarea de față propune două direcții majore pentru dezvoltări viitoare, menite să extindă și să îmbunătățească metodologia actuală de optimizare aerodinamică și să aducă contribuții la proiectarea configurațiilor aerospațiale de nouă generație.

Prima dintre aceste direcții se concentrează asupra implementării unor metode de control pasiv sau activ aplicate configurației de referință. Obiectivul principal îl constituie eliminarea sau reducerea zonelor de separare a curgerii induse de undele de șoc, precum și atenuarea interacțiunilor dintre undele de șoc generate în zona de joncțiune dintre montant și aripă, zone critice din punct de vedere al eficienței aerodinamice. Controlul pasiv, prin introducerea unor dispozitive de tip micro-generatoare de vârtejuri, reprezintă o soluție posibilă și ușor de implementat din punct de vedere tehnologic, având avantajul reducerii zonelor de separare. În paralel, controlul activ, prin metode precum succiona sau injecția de fluid, oferă un grad sporit de adaptabilitate la diferite regimuri de zbor, permițând modificarea locală a curgerii. Această direcție de cercetare deschide totodată calea către combinații hibride de metode pasive și active, cu potențialul de a maximiza eficiența controlului curgerii în funcție de condițiile de operare. În plus, investigațiile viitoare pot include modificări locale ale profilului aripii și optimizări aerodinamice simultane pentru aripă și montant, având ca scop identificarea unor soluții integrate care să minimizeze efectele adverse ale undelor de șoc și să îmbunătățească finețea aerodinamică.

A doua perspectivă de dezvoltare urmărește integrarea evaluării structurale în cadrul procesului de optimizare aerodinamică, transformând metodologia actuală într-o abordare multidisciplinară de tip aero-structural. Astfel, optimizare nu vizează doar reducerea rezistenței la înaintare sau maximizarea portanței, ci și respectarea constrângerilor impuse de greutate, rezistență structurală și fezabilitate din punct de vedere al manufacturării. Totuși, această extindere a metodologiei implică o creștere semnificativă a costului computațional, deoarece analiza structurală presupune generarea și evaluarea unui număr mare de configurații, fiecare necesitând atât simulări aerodinamice, cât și evaluări structurale detaliate. În acest sens, devine necesară dezvoltarea unor procese automatizate de generare și analiză a structurii interne a aripii și montantului.

Această abordare integrată ar putea conduce la obținerea unor configurații eficiente care să răspundă cerințelor stringente ale aviației, precum reducerea consumului de combustibil, scăderea emisiilor de carbon și creșterea sustenabilității. În plus, rezultatele obținute ar putea fi extrapolate și către alte tipuri de configurații neconvenționale, cum ar fi aeronavele de tip aripă zburătoare sau aripă Prandtl.

4.4 LISTA LUCRĂRILOR ȘI PREZENTĂRILOR

4.4.1 Lista lucrărilor științifice

De-a lungul studiilor doctorale, s-au realizat și publicat 8 articole științifice relevante pentru tematica prezentei teze, după cum urmează:

1.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., & Bunescu, I. (2025), " <i>Exploring the Impact of Strut Geometry on Strut-Braced Wing Configurations</i> ", <u>MDPI Aerospace</u> , 12(6), 473.
2.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I., Negoită M.-F., & Stoican M.-G. (2023), " <i>Design Exploration of the NACA Airfoil Family Using High-Fidelity CFD Analysis</i> ", <u>INCAS BULLETIN</u> , Volume 17, Issue 2/ 2025, pp. 35 – 45
3.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Stoican M.-G. (2024), " <i>CFD Numerical Simulations of the Strut Braced Wing Configuration using Overset Grid Technique</i> ", <u>AIP</u> , in press.
4.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., & Bunescu, I. (2023), " <i>Studies Regarding Aerodynamic Optimization Processes of Supercritical Airfoils</i> ", <u>AIP</u> , in press.
5.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Onel A.-O. (2023), " <i>Studies Regarding the Aerodynamic Performance of Truss-Braced Wing Configurations in Transonic Regime</i> ", <u>AIP</u> , in press.
6.	Hothazie, M.-V. , Bunescu, I., Stoican M.-G. & Chelemen D.-S. (2024), " <i>Investigating the Effectiveness of Vortex Generators in Aviation through High-Fidelity CFD Analysis</i> ", <u>INCAS BULLETIN</u> , Volume 16, Issue 3/ 2024, pp. 51 – 60
7.	Negoita M.-F. & Hothazie, M.-V. (2024) " <i>A Machine Learning-Based Approach for Predicting Aerodynamic Coefficients Using Deep Neural Networks and CFD Data</i> ", <u>INCAS BULLETIN</u> , Volume 16, Issue 4/ 2024, pp. 91 – 104
8.	Negoita M.-F., Crunțeanu, D.-E., Hothazie, M.-V. , & Pricop, M.-V., (2023) " <i>Enhancing Airfoil Performance through Artificial Neural Networks and Genetic Algorithm Optimization</i> ", <u>INCAS BULLETIN</u> , Volume 15, Issue 4/ 2023, pp. 199 – 209

Dintre acestea, articolul 1 este publicat într-un jurnal cotate WoS, articolele 3,4,5 sunt în publicare în jurnale indexate WoS, iar articolele 2,6,7,8 sunt publicate în jurnalul INCAS BULLETIN indexat în BDI.

4.4.2 Lista prezentărilor tehnice și științifice

În cadrul studiilor doctorale, autorul a prezentat 8 lucrări la manifestări științifice internaționale după cum urmează:

1.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., & Bunescu, I. ” <i>Exploring the Impact of Strut Geometry on Strut-Braced Wing Configurations</i> ”, <u><i>AIAA Sci-Tech Forum</i></u> , Hyatt Regency Orlando Orlando, FL, Ianuarie 2025.
2.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I., Stoican, M.-G., & Chelemen, D.-Ș ” <i>Strut Braced Wing Configuration Investigation Using High-Fidelity CFD Analysis</i> ”, <u><i>International Conference of Aerospace Sciences</i></u> , Bucharest, Romania, 17-18 October 2024.
3.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Stoican M.-G., ” <i>CFD Numerical Simulations of the Strut Braced Wing Configuration using Overset Grid Technique</i> ”, <u><i>The 22nd International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics</i></u> , Crete, Greece, 16 – 22 September 2024.
4.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Stoican, M.-G., ” <i>Investigating Truss-Braced Wing Configuration through CFD Based Analysis</i> ”, <u><i>The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering. ECCOMAS Congress 2024</i></u> , Lisbon, Portugal, 3 – 7 June 2024.
5.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Stoican M.-G., ” <i>Studies Regarding the Aerodynamic Performance of Truss-Braced Wing Configurations in Transonic Regime</i> ”, <u><i>The 21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics</i></u> , Crete, Greece, 16 – 22 September 2023.
6.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., & Bunescu, I. (2023), ” <i>Studies Regarding Aerodynamic Optimization Processes of Supercritical Airfoils</i> ”, <u><i>ICNPAA</i></u> , Prague, Czech Republic, 27 – 30 June 2023.
7.	Hothazie, M.-V. , Pricop, M.-V. & Bunescu, I., ” <i>Investigating the Effectiveness of Vortex Generators in Aviation through High-Fidelity CFD Analysis</i> ”, Aerospace Europe Conference 2023, Joint 10th EUCASS – 9th CEAS Conference, Switzerland, 9-13 July, 2023.
8.	Hothazie, M.-V. , Crunțeanu, D.-E., Pricop, M.-V., Bunescu, I. & Stoican M.-G., ” <i>Low-speed airfoil shape optimization using high-fidelity CFD analysis</i> ”, <u><i>AIAA Sci-Tech Forum</i></u> , National Harbor, MD & ONLINE, 23–27 January 2023.

BIBLIOGRAFIE

- [1] B. Dy, A. Meeran, S. C. Joyce, A. Agarwal, and S. Joyce, “A new world of airports: forecasting 2050 aviation networks towards sustainable adaptation,” 2023. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/375912568>
- [2] “N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies, Final Report,” 2010.
- [3] “Flightpath 2050 Europe’s Vision for Aviation.” doi: 10.2777/50266.
- [4] J. E. Green, “Laminar Flow Control-Back to the Future?”, [Online]. Available: http://cdiac.ornl.gov/pns/current_ghg.html,
- [5] A. Kretov and D. Tiniakov, “Evaluation of the Mass and Aerodynamic Efficiency of a High Aspect Ratio Wing for Prospective Passenger Aircraft,” *Aerospace*, vol. 9, no. 9, Sep. 2022, doi: 10.3390/aerospace9090497.
- [6] S. Kilimtidis and V. Kostopoulos, “Multidisciplinary structural optimization of novel high-aspect ratio composite aircraft wings,” *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 66, no. 7, Jul. 2023, doi: 10.1007/s00158-023-03600-1.
- [7] G. K. W. Kenway and J. R. R. A. Martins, “Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration,” *J Aircr*, vol. 51, no. 1, pp. 144–160, 2014, doi: 10.2514/1.C032150.
- [8] G. J. Kennedy, G. W. Kenway, and J. R. R. A. Martins, “High aspect ratio wing design: Optimal aerostructural tradeoffs for the next generation of materials,” in *52nd Aerospace Sciences Meeting*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2014. doi: 10.2514/6.2014-0596.
- [9] O. Gur, M. Bhatia, J. A. Schetz, W. H. Mason, R. K. Kapania, and D. N. Mavris, “Design optimization of a truss-braced-wing transonic transport aircraft,” *J Aircr*, vol. 47, no. 6, pp. 1907–1917, 2010, doi: 10.2514/1.47546.
- [10] F. Gern, A. Ko, B. Grossman, R. Haftka, R. K. Kapania, and W. H. Mason, “Transport Weight Reduction through MDO: The Strut-Braced Wing Transonic Transport”.
- [11] D. P. Wells, “Wing Configuration Impact on Design Optimums for a Subsonic Passenger Transport.”
- [12] J. M. Coggin, R. K. Kapania, W. Zhao, J. A. Schetz, and V. Hodigere-Siddaramaiah, “Nonlinear aeroelastic analysis of a truss based wing wind tunnel model,” in *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2014. doi: 10.2514/6.2014-0335.
- [13] M. K. Bradley and C. K. Droney, “Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development,” *NASA technical report*, no. April 2011, 2011.
- [14] M. K. Bradley and C. K. Droney, “Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report,” 2011. [Online]. Available: <http://www.sti.nasa.gov>
- [15] D. P. Wells, G. M. Gatlin, J. C. June, and T. V. Marien, “NASA TRANSONIC TRUSS-BRACED WING STUDIES.”
- [16] J. M. Grasmeyer *et al.*, “Multidisciplinary Design Optimization of a Strut-Braced Wing Aircraft with Tip-Mounted Engines,” 1998.
- [17] J. Xiong, N. Nguyen, and J. Fugate, “Jig twist optimization of mach 0.745 transonic truss-braced wing aircraft and high-fidelity cfd validation,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020. doi: 10.2514/6.2020-0451.
- [18] J. Xiong and N. Nguyen, “Steady and Unsteady Simulations of Transonic Truss-Braced Wing Aircraft for Flight Dynamic Stability Analysis,” in *AIAA AVIATION 2022 Forum*, 2022. doi: 10.2514/6.2022-4151.

- [19] J. Xiong, N. T. Nguyen, and J. Fugate, "Study of Mach 0.8 Transonic Truss-Braced Wing Aircraft Wing-Strut Interference Effects," in *AIAA Scitech 2021 Forum*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jan. 2021. doi: 10.2514/6.2021-0336.
- [20] G. Kenway, J. Housman, and C. Kiris, "NASA Ames Research Center Contributions to the PADRI workshop," 2017.
- [21] "PADRI Workshop." Accessed: Nov. 27, 2024. [Online]. Available: <https://congress.cimne.com/padri-2017/frontal/default.asp>
- [22] JEAN-CHRISTOPHE CARBONEL, "Hurel-Dubois aircraft and their pioneering long wings," Key.Aero.
- [23] "Hurel Dubois HD34," *Oldprops.ukhome*, Jan. 12, 2014.
- [24] W. Mallik, "Multidisciplinary Design Optimization and Cruise Mach Number Study of Truss-Braced Wing Aircraft," 2018, doi: 10.13140/RG.2.2.33858.02241.
- [25] Graham Warwick, "Gallery: A Timeline Of The Truss-Braced Wing," *Aviation Week Network*, Feb. 07, 2020.
- [26] M. K. Bradley and C. K. Droney, "Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report," 2011. [Online]. Available: <http://www.sti.nasa.gov>
- [27] Sandie Gibbs, "In Future Aircraft Designs We 'Truss,'" *nasa.gov*, Jan. 24, 2014.
- [28] Richard Schuurman, "NASA paves the way for a 737 successor," *AirInsight Group*, May 30, 2021.
- [29] Graham Warwick, "Gallery: A Timeline Of The Truss-Braced Wing," *Aviation Week Network*, Feb. 07, 2020.
- [30] S. Kilimtzis and V. Kostopoulos, "Multidisciplinary structural optimization of novel high-aspect ratio composite aircraft wings," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 66, no. 7, p. 150, Jul. 2023, doi: 10.1007/s00158-023-03600-1.
- [31] R. L. Campbell, S. A. Viken, and M. N. Lynde, "Application of Passive Drag Reduction Methods to a Generic Strut-Braced Wing."
- [32] N. R. Secco and J. R. R. A. Martins, "RANS-Based Aerodynamic Shape Optimization of a Strut-Braced Wing with Overset Meshes," *J Aircr*, vol. 56, no. 1, pp. 217–227, Jan. 2019, doi: 10.2514/1.C034934.
- [33] E. Ting, K. W. Reynolds, N. T. Nguyen, and J. Totah, "Aerodynamic Analysis of the Truss-Braced Wing Aircraft Using Vortex-Lattice Superposition Approach," in *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jun. 2014. doi: 10.2514/6.2014-2597.
- [34] Sarah Mann, "NASA's X-66 Sustainable Aircraft Model Sails Through First Wind Tests," *nasa.gov*, Nov. 21, 2024.
- [35] DLR Digital Hangar, "DLR ZEExplore Truss-Braced-Wing Turbofan," DLR.
- [36] Ladson Charles L and Brooks Cuyler W, "Development of a computer program to obtain ordinates for NACA 4-digit, 4-digit modified, 5-digit, and 16 series airfoils," Nov. 1975.
- [37] Snorri. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Butterworth-Heinemann, 2014.
- [38] M. Belda and T. Hyhlík, "Interactive Airfoil Optimization Using Parsec Parametrization and Adjoint Method," *Applied Sciences*, vol. 14, no. 8, p. 3495, Apr. 2024, doi: 10.3390/app14083495.
- [39] G. Tortora, A. Concilio, and R. Pecora, "Airfoil Shape Morphing through a Novel Parameterization and Fitting Optimization Method Based on Uniform Non-Rational B-Spline Functions," *Designs (Basel)*, vol. 7, no. 1, p. 28, Feb. 2023, doi: 10.3390/designs7010028.
- [40] K. Lane and D. Marshall, "Inverse Airfoil Design Utilizing CST Parameterization," in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*,

- Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jan. 2010. doi: 10.2514/6.2010-1228.
- [41] T. Chau and D. W. Zingg, “Aerodynamic Optimization and Fuel Burn Evaluation of a Transonic Strut-Braced-Wing Single-Aisle Aircraft,” *J Aircr*, vol. 60, no. 5, pp. 1638–1658, Sep. 2023, doi: 10.2514/1.C037158.
- [42] B. Zhu, W. Zhang, and Y. Huang, “Energy extraction properties of a flapping wing with a deformable airfoil,” *IET Renewable Power Generation*, vol. 13, no. 11, pp. 1823–1832, Aug. 2019, doi: 10.1049/iet-rpg.2018.6193.
- [43] Andereg David and Yildirim Anil, “Overset Theory: Tips and Troubleshooting ,” MDO Lab.
- [44] D. Li and R. Hartmann, “Adjoint-Based Error Estimation and Mesh Refinement in an Adjoint-Based Airfoil Shape Optimization of a Transonic Benchmark Problem,” 2016, pp. 537–546. doi: 10.1007/978-3-319-27279-5_47.
- [45] A. M. Morris, C. B. Allen, and T. C. S. Rendall, “CFD-based optimization of aerofoils using radial basis functions for domain element parameterization and mesh deformation,” *Int J Numer Methods Fluids*, vol. 58, no. 8, pp. 827–860, Nov. 2008, doi: 10.1002/fld.1769.
- [46] Z. Lyu, G. K. W. Kenway, and J. R. R. A. Martins, “Aerodynamic Shape Optimization Investigations of the Common Research Model Wing Benchmark,” *AIAA Journal*, vol. 53, no. 4, pp. 968–985, Apr. 2015, doi: 10.2514/1.J053318.
- [47] A. Jameson, L. Martinelli, and J. Vassberg, “Using Computational Fluid Dynamics For Aerodynamics- A Critical Assessment,” in *23rd International Congress of Aeronautical Sciences*, Toronto Canada, Sep. 2002.
- [48] J. Guerrero, “Roadmap to Lecture 5: RANS Equations, Reynolds Averaging,” Mar. 2021.
- [49] G. Dhiman and V. Kumar, “Spotted hyena optimizer: A novel bio-inspired based metaheuristic technique for engineering applications,” *Advances in Engineering Software*, vol. 114, pp. 48–70, Dec. 2017, doi: 10.1016/j.advengsoft.2017.05.014.
- [50] Thomas. Bäck, *Evolutionary algorithms in theory and practice: evolution strategies, evolutionary programming, genetic algorithms*. Oxford University Press, 2020.
- [51] B. Alatas and U. Can, “Physics based Metaheuristic Optimization Algorithms for Global Optimization Physics Based Metaheuristic Algorithms for Global Optimization,” 2015. [Online]. Available: <http://www.aiscience.org/journal/ajiscehttp://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>
- [52] A. Darwish, “Bio-inspired computing: Algorithms review, deep analysis, and the scope of applications,” *Future Computing and Informatics Journal*, vol. 3, no. 2, pp. 231–246, Dec. 2018, doi: 10.1016/j.fcij.2018.06.001.
- [53] X.-S. Yang and M. Karamanoglu, “Swarm Intelligence and Bio-Inspired Computation,” in *Swarm Intelligence and Bio-Inspired Computation*, Elsevier, 2013, pp. 3–23. doi: 10.1016/B978-0-12-405163-8.00001-6.
- [54] Yongsheng. Ding, Lei. Chen, and Kuangrong. Hao, *Bio-inspired collaborative intelligent control and optimization*. Springer Singapore, 2018.
- [55] E.-S. M. El-Alfy and A. A. Al-Hasan, “A novel bio-inspired predictive model for spam filtering based on dendritic cell algorithm,” in *2014 IEEE Symposium on Computational Intelligence in Cyber Security (CICS)*, IEEE, Dec. 2014, pp. 1–7. doi: 10.1109/CICYBS.2014.7013372.
- [56] S. N. Skinner and H. Zare-Behtash, “State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods,” *Appl Soft Comput*, vol. 62, pp. 933–962, Jan. 2018, doi: 10.1016/j.asoc.2017.09.030.
- [57] Rogalsky Tim, Derksen R., and Kocabiyik S., “Differential Evolution in Aerodynamic Optimization,” 1999.

- [58] M.-V. HOTHAZIE, G. ICHIM, and M.-V. PRICOP, “Development and validation of constraints handling in a Differential Evolution optimizer,” *INCAS BULLETIN*, vol. 12, no. 1, pp. 59–66, Mar. 2020, doi: 10.13111/2066-8201.2020.12.1.6.
- [59] M. V. Hothazie, G. Ichim, and M. V. Pricop, “Development and validation of constraints handling in a differential evolution optimizer,” *INCAS Bulletin*, vol. 12, no. 1, pp. 59–66, 2020, doi: 10.13111/2066-8201.2020.12.1.6.
- [60] *Experimental data base for computer program assessment : report of the Fluid Dynamics Panel, Working Group 04*. North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1979.
- [61] C. A. Mader, G. K. W. Kenway, A. Yildirim, and J. R. R. A. Martins, “ADflow: An Open-Source Computational Fluid Dynamics Solver for Aerodynamic and Multidisciplinary Optimization,” *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 17, no. 9, pp. 508–527, Sep. 2020, doi: 10.2514/1.I010796.