

République algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Institut d'aéronautique et des études spatiales

THESE

En vue de l'obtention du
Doctorat de troisième cycle

Présentée et soutenue par

BENKHALED Amar

Etude de l'optimisation de la consommation de carburant pour les avions

Composition de la commission d'examen

BOUKRAA Salah	Professeur, Université Blida1	Président
LAGHA Mohand	Professeur, Université Blida1	Examineur
BENKHEDDA Amina	Professeur, Université Blida1	Directrice de thèse
BENAOUDA Zouaoui Braham	Professeur, Université Blida1	Invité
LEBAH Yahia	Professeur, Université Oran1	Examineur
ARIBI Nouredine	MCA, Université Oran1	Examineur
MOGTIT Abdessamed	MCA, Ecole Supérieure de l'Air – Oran	Examineur

Université Saad Dahleb Blida 1

Département de navigation aérienne

REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à toutes les personnes qui ont contribué, de près ou de loin, à la réalisation de cette thèse.

En premier lieu, je souhaite remercier mes enseignants et encadrants, dont le soutien, les conseils éclairés et l'expertise m'ont guidé tout au long de ce travail. Leur patience, leur disponibilité et leur engagement ont été des sources d'inspiration constantes. Sans leur précieuse aide, cette thèse n'aurait jamais vu le jour.

Je tiens également à exprimer ma reconnaissance à ma famille, pour leur soutien indéfectible, leur encouragement et leur présence bienveillante. À mes parents, qui m'ont inculqué les valeurs du travail, de la persévérance et de l'effort, je leur dois beaucoup. Leur confiance et leurs sacrifices m'ont permis d'arriver là où je suis aujourd'hui.

Enfin, à tous ceux qui ont contribué à ce projet d'une manière ou d'une autre, amis, collègues, je vous adresse mes sincères remerciements.

Résumé

Le document traite des défis économiques et environnementaux liés à la consommation de carburant dans l'aviation commerciale. La gestion de cette consommation est essentielle pour réduire les coûts d'exploitation et limiter les émissions de CO₂, devenant ainsi un enjeu central pour l'industrie aéronautique. L'étude explore différentes méthodes d'optimisation visant à améliorer l'efficacité énergétique des avions.

Les premières parties de l'étude se concentrent sur les innovations technologiques, notamment la réduction du poids des aéronefs, l'amélioration de l'aérodynamique et le développement de moteurs plus performants. L'accent est mis sur la conception des ailes et l'analyse de la traînée et de la portance pour mieux comprendre leur impact sur la performance en vol. Des modèles d'optimisation multidisciplinaires sont utilisés pour trouver un équilibre entre la performance des avions et la réduction des émissions polluantes.

L'étude propose ensuite des techniques d'optimisation utilisant des algorithmes d'intelligence artificielle tels que les algorithmes génétiques et l'optimisation par essais particuliers (PSO). Ces outils permettent d'optimiser des paramètres de vol comme l'altitude et la vitesse, afin de minimiser la consommation de carburant. Les simulations réalisées sur des données de vol réelles montrent qu'il est possible de réaliser d'importantes économies en ajustant les profils de montée et les conditions de croisière.

En conclusion, le document propose des recommandations pour l'industrie aéronautique, comme l'adoption de configurations d'ailes innovantes, l'optimisation de la gestion du trafic aérien et l'utilisation de modèles prédictifs avancés. Ces stratégies permettent de réduire la consommation de carburant tout en maintenant la performance des vols, contribuant ainsi à des opérations aériennes plus durables et économiquement viables.

Mots-clefs

Consommation de carburant des avions - Portée aérienne spécifique (SAR) - Consommation de carburant - Moteurs d'avion - Estimation de carburant - Optimisation des paramètres opérationnels - Altitude et vitesse optimales - Algorithmes PSO (Particle Swarm Optimization).

Abstract

The document addresses the economic and environmental challenges related to fuel consumption in commercial aviation. Managing fuel consumption is essential to reduce operating costs and limit CO2 emissions, making it a key issue for the aviation industry. The study explores various optimization methods aimed at improving the energy efficiency of aircraft.

The initial sections of the study focus on technological innovations, including weight reduction, aerodynamic improvements, and the development of more efficient engines. Emphasis is placed on wing design and the analysis of drag and lift to better understand their impact on flight performance. Multidisciplinary optimization models are used to balance aircraft performance with the reduction of pollutant emissions.

The study then proposes optimization techniques using artificial intelligence algorithms, such as genetic algorithms and particle swarm optimization (PSO). These tools optimize flight parameters such as altitude and speed to minimize fuel consumption. Simulations based on real flight data demonstrate that significant savings can be achieved by adjusting climb profiles and cruising conditions.

In conclusion, the document offers recommendations for the aviation industry, including adopting innovative wing configurations, optimizing air traffic management, and using advanced predictive models. These strategies help reduce fuel consumption while maintaining flight performance, contributing to more sustainable and economically viable air operations.

Keywords:

Aircraft fuel consumption; Specific Air Range (SAR); Fuel consumption; Aircraft engines; Fuel estimation; Operational parameters optimization; Optimal altitude and speed; PSO algorithms (Particle Swarm Optimization).

ملخص

يتناول هذا المستند التحديات الاقتصادية والبيئية المتعلقة باستهلاك الوقود في الطيران التجاري. يُعدّ التحكم في استهلاك الوقود ضروريًا لتقليل تكاليف التشغيل والحد من انبعاثات ثاني أكسيد الكربون، مما يجعله قضية محورية لصناعة الطيران. تستكشف الدراسة طرقًا متعددة تهدف إلى تحسين كفاءة استهلاك الطاقة للطائرات.

تركز الأجزاء الأولى من الدراسة على الابتكارات التكنولوجية، بما في ذلك تقليل الوزن، وتحسين الديناميكا الهوائية، وتطوير محركات أكثر كفاءة. يتم تسليط الضوء على تصميم الأجنحة وتحليل مقاومة الهواء والرفع لفهم تأثيرها على أداء الطيران بشكل أفضل. يتم استخدام نماذج التحسين متعددة التخصصات لتحقيق التوازن بين أداء الطائرات وتقليل انبعاثات الملوثات.

بعد ذلك، تقترح الدراسة تقنيات تحسين باستخدام خوارزميات الذكاء الاصطناعي، مثل الخوارزميات الجينية وتحسين تساعد هذه الأدوات في تحسين معايير الطيران مثل الارتفاع والسرعة لتقليل استهلاك الوقود. (PSO) سرب الجسيمات توضح المحاكاة المستندة إلى بيانات الطيران الفعلية أنه يمكن تحقيق وفورات كبيرة من خلال تعديل ملفات التسلق وظروف الطيران.

في الختام، يقدم المستند توصيات لصناعة الطيران، بما في ذلك تبني تصميمات جديدة للأجنحة، وتحسين إدارة حركة الطيران، واستخدام نماذج تنبؤية متقدمة. تساهم هذه الاستراتيجيات في تقليل استهلاك الوقود مع الحفاظ على أداء الطيران، مما يعزز من عمليات الطيران المستدامة والمربحة اقتصاديًا.

الكلمات المفتاحية : استهلاك وقود الطائرات ؛ المدى الجوي النوعي؛ استهلاك الوقود؛ محركات الطائرات؛ تقدير الوقود؛ تحسين المعلمات التشغيلية؛ الارتفاع والسرعة المثاليان؛ خوارزميات تحسين سرب الجسيمات.

Table des matières

Introduction générale.....	1
CHAPITRE 1 : ETAT DE L'ART.....	3
Introduction.....	4
1. Méthodologies d'Optimisation	5
1.1. Technologie et Conception des Avions :.....	5
1.1.1. Réduction de la traînée :.....	5
a. Amélioration de l'efficacité aérodynamique :.....	5
b. Traînée induite :	5
b.1. Augmenter l'allongement des ailes.....	6
b.2. Utiliser des winglets.....	6
b.3. Optimiser la distribution de la portance.....	6
c. Traînée à portance nulle :	6
c.1 Contrôle de l'écoulement laminaire naturel NLF (Natural Laminar Flow).....	6
c.2 Contrôle de l'écoulement laminaire hybride HLFC (Hybrid Laminar Flow Control).....	6
c.3 Configurations non-planaires.....	6
c.4 Réduction de la traînée induite.....	6
c.5 Augmentation de l'efficacité aérodynamique globale.....	6
1.2. Altitude et vitesse de croisière optimales :.....	7
1.2.1. Optimisation de l'altitude de croisière :.....	7
1.2.1.a Densité de l'air.....	7
1.2.1.b Conditions météorologiques	7
1.2.1.c Poids de l'avion.....	7
1.2.2. Optimisation de la vitesse de croisière :.....	7
1.2.2.a Rapport portance/traînée (L/D).....	8
1.2.2.b Consommation spécifique de carburant (SFC).....	8

1.2.2.c Durée de vol.....	8
1.2.3 Méthodologie de simulation :.....	8
1.2.3.a Modélisation de vol.....	8
1.2.3.b Analyse paramétrique.....	8
1.2.3.c Optimisation multi-objective.....	8
2.Opérations et Infrastructures Aériennes :.....	13
2.1 Méthodologies Utilisées dans les Recherches Antérieures	18
2.1.a Méthodologies Analytiques :.....	18
2.1.b Méthodologies Empiriques :	19
2.1.b.1 Études expérimentales et cas pratiques.....	19
2.1.b.2 Optimisation de la Trajectoire des Avions.....	21
2.1.b.3 Méthodes d'apprentissage.....	23
Conclusion.....	28
CHAPITRE 2 : ANALYSE DES PARAMETRES ET FACTEURS AFFECTANT LA CONSOMMATION DE CARBURANT DES AVIONS.....	30
Introduction.....	31
Caractéristiques Techniques de l'Avion :	32
2.1 Aérodynamique :	32
2.1.1 Définitions aéronautiques :.....	32
2.1.2 Forces Aérodynamiques :.....	39
2.1.3 Coefficients Aérodynamiques	41
2.1.3.1 Coefficient de Portance (C_L) :	41
2.1.3.2 Coefficient de Traînée (C_D).....	47
2.2 masse et centrage.....	55
2.2.1 Centre de gravité	57
2.2.1.1 Détermination du centre de gravité (CG).....	57

2.2.1.2 Stabilité statique longitudinale et réglage du stabilisateur	59
2.3 Masse de l'avion et consommation de carburant	60
2.4 Centrage (centre de gravité - CG) et consommation de carburant	61
2.5 Changement de CG en vol et ajustement de la consommation	61
2.6 Importance des phases de vol	61
2.7 Débit de carburant et consommation spécifique de carburant à la poussée	62
Conclusion	65
CHAPITRE 3 : APPROCHES ET METHODOLOGIES D'ANALYSE	66
Introduction	67
3.1 Définitions et concepts clés :	68
3.1.1 La portée :	68
3.1.2 L'endurance :	69
3.2 Développement de modèle mathématique	71
3.2.1 Estimation de la traînée	71
3.2.2 Le coefficient de portance	72
3.2.3 La traînée à portance nulle	73
3.2.4 Les paramètres atmosphériques	73
3.2.4.1 La densité de l'air	73
3.2.4.2 La température	75
3.2.4.3 La viscosité de l'air	77
3.2.5 Le facteur de traînée induite	77
3.2.6 La pression dynamique	78
3.2.7 Le TSFC	78
Conclusion	93
CHAPITRE 4 : RESULTATS et DISCUSSION	94
Introduction	95
4.1 Analyse des résultats	96

4.1.1 Analyse des erreurs et précision du modèle	97
4.1.2 Impact des résultats sur l'optimisation de la consommation de carburant	97
4.2 Discussion:	99
4.2.1 Impact de la Température et de la Densité de l'Air sur les Performances.....	100
4.2.2 Optimisation de la Portée et de la Consommation de Carburant	101
4.2.3 L'Importance du Poids et de la Vitesse	101
4.3 Application du modèle et optimisation de la consommation de carburant d'un vol réel	102
4.4 Discussion :	106
4.5 Limites de l'étude	106
Utilisation de données météorologiques en temps réel	108
Modèles statistiques et stochastiques	109
Prédictions spécifiques au vol	109
Conclusion.....	110
Conclusion générale	112
REFERENCES.....	114

Introduction générale

Le secteur de l'aviation joue un rôle fondamental dans la connectivité mondiale, facilitant les échanges économiques, culturels et sociaux à une échelle sans précédent. Cependant, cette industrie est confrontée à des défis croissants, notamment la consommation de carburant, qui représente l'un des principaux postes de dépenses des compagnies aériennes et une source significative d'émissions de gaz à effet de serre. En effet, la volatilité des prix du pétrole, conjuguée à l'augmentation du trafic aérien mondial, exacerbe la pression sur les compagnies aériennes pour optimiser leurs opérations et minimiser les coûts. Par ailleurs, l'impact environnemental de l'aviation, notamment en termes d'émissions de CO₂, soulève des préoccupations de plus en plus vives, dans un contexte où les régulations internationales se durcissent pour limiter l'empreinte carbone du secteur.

La consommation de carburant dans l'aviation représente actuellement entre 2 % et 3 % de la consommation mondiale de combustibles fossiles. Cette part relativement modeste cache néanmoins une dynamique de croissance rapide, exacerbée par l'augmentation continue de la demande de transport aérien. Face à cette réalité, l'optimisation de la consommation de carburant est devenue un enjeu stratégique, tant sur le plan économique qu'environnemental. Il devient impératif de trouver des solutions novatrices pour améliorer l'efficacité énergétique des aéronefs, réduire les coûts opérationnels et limiter l'impact sur l'environnement.

Les avancées technologiques dans la conception des moteurs, des cellules d'avions, et l'utilisation de matériaux composites légers et résistants ont permis des gains notables en termes d'efficacité. De plus, l'optimisation aérodynamique, la gestion améliorée des opérations de vol, et les nouvelles stratégies de gestion du trafic aérien offrent des pistes intéressantes pour réduire la consommation de carburant. Cependant, les gains potentiels de ces innovations ne sont pleinement réalisés que lorsqu'ils sont intégrés dans des modèles d'optimisation complets, capables de prendre en compte la complexité des opérations aériennes modernes.

C'est dans ce contexte que cette étude s'inscrit, avec pour objectif principal d'explorer et de proposer des méthodes d'optimisation multidisciplinaires pour réduire la consommation de carburant dans l'aviation commerciale. En utilisant des approches algorithmiques avancées, comme les algorithmes génétiques et l'optimisation par essais particuliers, cette recherche vise à identifier les paramètres critiques tels que l'altitude de croisière et la vitesse optimale pour un vol donné. L'intégration de ces méthodes dans des simulations de vols réels permet de

quantifier les économies de carburant potentielles et d'évaluer les impacts économiques et environnementaux associés.

Ainsi, cette thèse se propose de contribuer aux efforts de l'industrie aéronautique pour relever le double défi de la compétitivité économique et de la durabilité environnementale, en développant des modèles et des outils d'optimisation adaptés aux réalités opérationnelles des compagnies aériennes. Les résultats de cette recherche visent à offrir aux acteurs du secteur des solutions pragmatiques et efficaces pour améliorer l'efficacité énergétique des avions et réduire leur empreinte carbone.

De manière plus spécifique, la contribution principale de ce travail réside dans le développement d'un modèle mathématique intégrant l'ensemble des paramètres influençant la consommation de carburant des avions, auquel est appliqué l'algorithme d'optimisation par essaim particulaire (PSO). Ce modèle a ensuite été utilisé à travers l'étude d'un cas réel de vol entre Alger et Bruxelles, permettant d'identifier les conditions optimales de vitesse et d'altitude pour minimiser la consommation.

Enfin, l'organisation du manuscrit s'articule en quatre chapitres complémentaires. Le premier est consacré à l'état de l'art relatif à la consommation de carburant aéronautique et aux différentes approches d'optimisation développées dans ce domaine. Le deuxième chapitre analyse en détail les paramètres influençant la consommation, en mettant en évidence leurs effets respectifs et leurs interactions. Le troisième chapitre présente la méthodologie adoptée ainsi que le modèle mathématique développé pour intégrer l'ensemble de ces paramètres. Enfin, le quatrième chapitre est dédié à la présentation, à l'analyse et à la discussion des résultats obtenus, permettant ainsi de valider la pertinence du modèle proposé et de dégager les perspectives de recherche futures.

CHAPITRE 1 :

ETAT DE L'ART

Introduction :

L'industrie du transport aérien, en tant que catalyseur crucial pour le développement économique et social des nations, joue un rôle essentiel dans la connexion des personnes, des pays et des cultures à travers le monde. Cependant, cette industrie fait face à des défis majeurs, parmi lesquels la consommation élevée de carburant est particulièrement critique. L'augmentation des prix du carburant a entraîné une hausse des prix des billets d'avion, rendant la gestion efficace du carburant un aspect central pour les compagnies aériennes. La volatilité des prix du pétrole, l'augmentation du trafic aérien, et la concurrence accrue ne font qu'accentuer l'importance de cette problématique.

La consommation de carburant dans l'aviation représente actuellement entre 2 % et 3 % de l'utilisation totale de combustibles fossiles dans le monde. La gestion de ce paramètre de coût d'exploitation direct demeure un défi croissant pour l'industrie, influençant directement les coûts d'exploitation des compagnies aériennes ainsi que la demande de voyages aériens et de fret. De plus, la consommation de carburant est étroitement liée aux émissions de CO₂, posant des défis environnementaux supplémentaires. Les avancées technologiques offrent cependant des opportunités pour optimiser la consommation de carburant, en particulier à travers des innovations dans la conception des moteurs et des cellules d'avion, ainsi que l'utilisation de matériaux composites légers et à haute résistance.

L'amélioration de l'efficacité énergétique des avions est une réponse directe à ces défis. Cette amélioration dépend de plusieurs facteurs, parmi lesquels la conception des moteurs et des cellules, la réduction du poids des avions, et l'optimisation de l'aérodynamique. La convergence entre la technologie émergente et les caractéristiques de conception conduit à l'optimisation de la consommation de carburant. L'aérodynamique, en particulier, joue un rôle crucial dans la réduction de la traînée et donc de la consommation de carburant. De plus, des moteurs à turbofan plus efficaces sont en cours de développement pour une utilisation optimale du carburant.

Ainsi, l'étude des paramètres influençant la consommation de carburant dans l'aviation est essentielle pour atteindre une consommation de carburant optimale. Cette étude explore ces paramètres, fournissant une base pour le secteur de l'aviation afin de relever les défis économiques et environnementaux associés à la consommation de carburant. [1]

1. Méthodologies d'Optimisation

1.1. Technologie et Conception des Avions :

Les améliorations technologiques, telles que la réduction du poids structurel, l'optimisation de l'aérodynamisme et l'amélioration de l'efficacité des moteurs, sont essentielles pour réduire la consommation de carburant.

Des métriques de performance telles que la consommation spécifique de carburant par poussée (TSFC), le rapport de portance à traînée (L/D) et l'efficacité structurelle ($OEW/MTOW$) sont utilisées pour évaluer l'efficacité technologique des avions.

Dans l'article [2], l'optimisation de la conception des avions a été étudiée. Les paramètres de conception explorés dans cette étude étaient les suivants : poids maximum au décollage, surface de référence de l'aile, rapport d'aspect de l'aile, angle de flèche de l'aile, position longitudinale de l'aile, altitude initiale de croisière, altitude finale de croisière, autonomie, poids de la charge utile, nombre de Mach en croisière, nombre de moteurs, consommation spécifique de carburant par poussée. Ils ont étudié l'optimisation multi-objectif de l'autonomie de l'avion et de la consommation de carburant. Les principaux paramètres discutés dans cette étude étaient : moteur, cellule, envergure, corde, flèche, poids au décollage et altitude de croisière.

1.1.1. Réduction de la traînée :

a. Amélioration de l'efficacité aérodynamique :

L'amélioration de l'efficacité aérodynamique est essentielle pour diminuer la consommation de carburant des avions. La traînée aérodynamique est une force qui s'oppose au mouvement de l'avion à travers l'air et peut être divisée en plusieurs composants, dont la traînée induite et la traînée à portance nulle. La réduction de ces composants de traînée permet d'améliorer l'efficacité de l'avion et de réduire sa consommation de carburant.

b. Traînée induite :

La traînée induite est générée par les ailes de l'avion lorsqu'elles produisent de la portance. Elle est proportionnelle au carré de la portance et inversement proportionnelle à l'allongement de l'aile. Pour réduire cette traînée, les concepteurs peuvent :

b.1 Augmenter l'allongement des ailes : Des ailes plus longues et plus fines augmentent l'allongement, ce qui réduit la traînée induite. Cependant, cela peut entraîner des défis structurels et des contraintes de conception.

b.2 Utiliser des winglets : Les winglets sont des extensions verticales aux extrémités des ailes qui réduisent les tourbillons marginaux et, par conséquent, la traînée induite.

b.3 Optimiser la distribution de la portance : Une distribution elliptique de la portance le long de l'envergure de l'aile est idéale pour minimiser la traînée induite. Cela peut être atteint par le biais de la conception géométrique et de l'utilisation de dispositifs comme les volets et les ailerons.

c. Traînée à portance nulle :

La traînée à portance nulle est composée principalement de la traînée de frottement de la peau et de la traînée de forme, et elle est présente même lorsque l'aile ne produit pas de portance. Pour la réduire, les techniques suivantes sont utilisées :

c.1 Contrôle de l'écoulement laminaire naturel NLF (Natural Laminar Flow) : Cette technique consiste à façonner les profils d'aile de manière à maintenir un écoulement laminaire (non turbulent) sur une plus grande partie de l'aile. L'écoulement laminaire réduit la traînée de frottement de la peau par rapport à l'écoulement turbulent.

c.2 Contrôle de l'écoulement laminaire hybride HLFC (Hybrid Laminar Flow Control) : Ce procédé combine la conception des profils d'aile et l'aspiration de la couche limite à travers de petits trous ou fentes sur la surface de l'aile pour prolonger la zone de l'écoulement laminaire. Cela permet de réduire davantage la traînée de frottement de la peau.

c.3 Configurations non-planaires : Les configurations non-planaires, telles que les ailes en flèche inversée, les ailes en W ou les configurations à ailes multiples, offrent des avantages significatifs en termes d'efficacité aérodynamique par rapport aux configurations de surfaces portantes planes conventionnelles. Les principaux avantages incluent :

c.4 Réduction de la traînée induite : En redistribuant la portance et en minimisant les effets des tourbillons marginaux, ces configurations peuvent réduire la traînée induite de manière plus efficace.

c.5 Augmentation de l'efficacité aérodynamique globale : En optimisant les interactions entre les différentes surfaces portantes, les configurations non-planaires peuvent améliorer le

rapport portance/trainée, ce qui se traduit par une meilleure performance aérodynamique et une réduction de la consommation de carburant.

La réduction de la traînée, tant induite que à portance nulle, par le biais de techniques de conception avancées et de configurations non-planaires, est cruciale pour améliorer l'efficacité aérodynamique des avions et réduire leur consommation de carburant. Ces améliorations permettent non seulement de réduire les coûts d'exploitation mais également de diminuer l'impact environnemental de l'aviation.

1.2. Altitude et vitesse de croisière optimales :

La consommation de carburant des avions est fortement influencée par l'altitude et la vitesse de croisière. Optimiser ces paramètres permet de réduire considérablement la consommation de carburant, ce qui est crucial pour améliorer l'efficacité opérationnelle et réduire les coûts d'exploitation ainsi que l'impact environnemental. Les simulations de vol jouent un rôle essentiel dans la détermination des altitudes et des vitesses de croisière optimales pour différentes missions de vol.

1.2.1. Optimisation de l'altitude de croisière :

L'altitude de croisière optimale est déterminée en tenant compte de plusieurs facteurs :

1.2.1.a Densité de l'air : À des altitudes plus élevées, la densité de l'air diminue, ce qui réduit la traînée aérodynamique et permet une consommation de carburant plus faible. Cependant, cela doit être équilibré avec la performance du moteur, car les moteurs à réaction peuvent perdre en efficacité à des altitudes trop élevées.

1.2.1.b Conditions météorologiques: Les conditions de vent et de température varient avec l'altitude. Les vents favorables peuvent être exploités pour réduire la consommation de carburant, tandis que les turbulences et les variations de température doivent être minimisées.

1.2.1.c Poids de l'avion : Le poids de l'avion change au fur et à mesure que le carburant est consommé. Par conséquent, l'altitude de croisière optimale peut varier pendant le vol, nécessitant des ajustements progressifs.

1.2.2. Optimisation de la vitesse de croisière :

La vitesse de croisière optimale est également cruciale et dépend de plusieurs paramètres :

1.2.2.a Rapport portance/trainée (L/D) : Un rapport L/D élevé signifie que l'avion est plus efficace aérodynamiquement. La vitesse de croisière doit être choisie pour maximiser ce rapport, minimisant ainsi la traînée pour une portance donnée.

1.2.2.b Consommation spécifique de carburant (SFC) : La SFC des moteurs varie avec la vitesse. Les moteurs ont généralement une plage de vitesses où ils sont les plus efficaces. La vitesse de croisière doit être choisie pour minimiser la SFC tout en maintenant les performances requises.

1.2.2.c Durée de vol : Une vitesse de croisière plus élevée réduit la durée du vol mais peut augmenter la consommation de carburant par unité de distance. Une analyse coût-avantage est nécessaire pour trouver un équilibre entre la durée du vol et la consommation de carburant.

1.2.3 Méthodologie de simulation :

Pour déterminer les altitudes et vitesses de croisière optimales, les simulations suivantes sont réalisées :

1.2.3.a Modélisation de vol : Les modèles de performance de vol sont utilisés pour simuler différentes configurations de vol à diverses altitudes et vitesses. Ces modèles intègrent des données sur la traînée aérodynamique, la poussée du moteur, et la consommation de carburant.

1.2.3.b Analyse paramétrique : Des simulations paramétriques sont conduites pour analyser la consommation de carburant à différentes combinaisons d'altitude et de vitesse. Les résultats sont ensuite comparés pour identifier les configurations optimales.

1.2.3.c Optimisation multi-objective : Des techniques d'optimisation multi-objective peuvent être utilisées pour équilibrer plusieurs critères, tels que la consommation de carburant, le temps de vol, et les émissions. Les algorithmes génétiques et autres méthodes d'optimisation sont souvent employés pour explorer l'espace de conception et identifier les solutions optimales.

En conclusion, l'optimisation de l'altitude et de la vitesse de croisière est un processus complexe mais essentiel pour minimiser la consommation de carburant des avions. Les simulations de vol permettent d'évaluer les performances à diverses altitudes et vitesses, et les techniques d'optimisation aident à identifier les configurations les plus efficaces. Ces optimisations contribuent non seulement à réduire les coûts d'exploitation, mais aussi à diminuer l'empreinte environnementale de l'aviation. [2]

Dans l'article [3], ils ont développé un cadre d'optimisation multidisciplinaire flexible pour la conception d'avions. Cette étude permet un haut degré de liberté dans la mise en œuvre de différents objectifs, contraintes et analyses disciplinaires. Les variables de conception explorées étaient : envergure de l'aile, surface de l'aile, rapport d'effilement de l'aile, dièdre de l'aile, flèche de l'aile, envergure de l'empennage horizontal, surface de l'empennage horizontal, effilement de l'empennage horizontal, dièdre de l'empennage horizontal, flèche de l'empennage horizontal, envergure de l'empennage vertical, surface de l'empennage vertical, effilement de l'empennage vertical, flèche de l'empennage vertical, masse de carburant, altitude de croisière, configuration du fuselage.

L'objectif principal est de développer une architecture MDO (Multi-Disciplinary Optimization) capable de gérer une variété d'objectifs d'optimisation et d'analyses disciplinaires spécifiques aux problèmes, permettant ainsi une grande flexibilité dans la conception d'avions en tenant compte des exigences de navigabilité et des nouvelles réglementations environnementales.

La conception d'avions est un processus complexe et coûteux, nécessitant la prise en compte de nombreuses contraintes de performance et de navigabilité dès les premières étapes. Cette recherche introduit des contraintes de navigabilité dans un cadre MDO général pour la conception conceptuelle des avions, afin de réduire les révisions coûteuses en phase avancée de conception.

Méthodologie

Deux architectures MDO ont été développées :

1. Une architecture basée sur un algorithme GA (Genetic Algorithm) couplé à un algorithme MDF (Multidisciplinary Feasible) pour gérer les variables de conception discrètes et continues.
2. Une architecture hybride utilisant un algorithme SQP ‘‘Sequential Quadratic Programming’’ (Programmation Quadratique Séquentielle) pour les variables continues et un GA pour les variables discrètes.

Formulation du Problème

La formulation de l'optimisation collaborative (CO) permet de séparer les disciplines en groupes traditionnels de conception, chacun avec un algorithme d'optimisation adapté. Cela est particulièrement utile pour les problèmes complexes que ne peuvent pas gérer efficacement un seul optimiseur.

Analyses structurelles

Aérodynamique : Utilisation d'un solveur de réseau vortex non planaire, subsonique, avec correction de compressibilité et des équations semi-empiriques pour estimer les coefficients de traînée et de portance, ainsi que les dérivées de stabilité.

Masse et Équilibre : Analyse structurale basée sur des estimations statistiques standard pour déterminer la masse de l'avion, la localisation du centre de gravité et les moments d'inertie, avec des contraintes de stabilité statique.

Performance : Calcul des performances estimées de l'avion, incluant la distance de décollage, les performances de montée, l'altitude de croisière, la portée, et les performances d'atterrissage. Les performances sont simulées sous des conditions de vol réalistes et des situations de contingence pour déterminer les exigences en carburant de réserve et les performances de vol en cas de panne moteur.

Résultats

L'algorithme génétiques (multi-objectif/GA) a été testé en optimisant un avion de base similaire à un Airbus 320 ou Boeing 737. Plusieurs objectifs d'optimisation ont été considérés, comme la maximisation de la portée et la minimisation de la consommation de carburant sur une route donnée. Les résultats ont montré une amélioration de la portée en augmentant la capacité de carburant et en réduisant la traînée induite.[3]

Une architecture d'optimisation capable de traiter une grande variété de problèmes de conception d'avions a été développée. Les méthodes CO et MDF ont été mises en œuvre avec des optimisateurs GA et hybrides pour gérer les variables de conception discrètes et continues. Les méthodes d'analyse des performances adoptées ont permis l'application de certaines contraintes de navigabilité.

Ce document présente une approche intégrée et flexible pour la conception conceptuelle d'avions, prenant en compte les exigences de performance, de navigabilité et les réglementations environnementales. [3]

Dans l'article [4], ils ont mené une étude sur l'optimisation multi-objective des avions, visant à minimiser les coûts d'exploitation directs et les émissions de CO₂ et de NO_x sur des réseaux de routes spécifiques. Leur méthodologie inclut une décomposition hiérarchique et l'utilisation d'algorithmes d'optimisation spécifiques aux disciplines, avec l'algorithme génétique multi-objective NSGA-II pour la conception des avions et le solveur d'entiers CPLEX pour

l'assignation de la flotte. L'étude, basée sur un réseau de routes impliquant 4 villes et 8 segments, a porté sur la conception d'un avion monocouloir. Les résultats montrent un front de Pareto illustrant les compromis entre les coûts d'exploitation et les émissions de NOX, ainsi qu'entre les émissions de CO2 et de NOX. Les bénéfices de l'utilisation de moteurs à haut taux de dilution et d'ailes à fort rapport d'aspect et épaisseur augmentée sont mis en évidence, démontrant que les avancées dans la technologie des moteurs et des ailes peuvent améliorer significativement l'efficacité environnementale et économique des avions. Cette étude fournit une base solide pour de futures recherches sur la conception optimisée des avions afin de réduire l'impact environnemental tout en maintenant la viabilité économique.

Formulation du Problème

Le problème est formulé comme une optimisation multi-objectifs pour concevoir un ou plusieurs types d'avions capables de satisfaire la demande sur un réseau de routes donné. Les objectifs sont de minimiser les coûts opérationnels directs (DOC + I) et les émissions de CO2 et NOX. Une approche hiérarchique est utilisée avec des algorithmes d'optimisation spécifiques à chaque discipline.

Méthodologie d'Optimisation

Formulation Initiale

L'approche "tout-en-un" est initialement envisagée, mais elle est rapidement jugée intraversable en raison de la complexité du problème. L'optimisation est alors décomposée en sous-espaces, chacun ayant son propre algorithme d'optimisation et ses analyses.

Formulation Hiérarchique

Une méthodologie d'optimisation hiérarchique est dérivée pour exploiter la connaissance du problème. Le sous-espace de conception des avions utilise une version modifiée de l'algorithme génétique multi-objectifs NSGA-II, tandis que le sous-espace d'affectation de la flotte utilise le solveur d'entiers CPLEX.

Analyses Disciplinaires

Analyse de la Conception des Avions

Un outil de conception préliminaire (PASS) est utilisé pour toutes les analyses de conception des avions. L'outil est modulaire, permettant d'incorporer des modèles de fidélité variable en fonction de l'application.

Modèle de Moteur

Un nouveau modèle de propulsion est ajouté pour refléter avec précision l'impact des variables de conception des moteurs sur les émissions. Les émissions de CO₂ sont directement liées à la consommation de carburant, tandis que les émissions de NOX sont modélisées en fonction du rapport de pression global (OPR) et de la température d'entrée de la turbine (TET).

Résultats

Résultats de la Conception des Avions

Les résultats montrent que les conceptions optimales utilisent des moteurs à haut rapport de dilution et des ailes plus épaisses et à plus grand allongement que les avions commerciaux actuels. Les compromis entre les coûts opérationnels et les émissions de NOX ainsi qu'entre les émissions de CO₂ et de NOX sont analysés.

Résultats de l'Affectation de la Flotte

La solution d'affectation de la flotte optimise le nombre de vols sur chaque segment et le nombre total d'avions nécessaires pour satisfaire la demande. La solution montre que les affectations de flotte optimales tendent à des facteurs de charge élevés pour minimiser les coûts et les émissions. [4]

L'industrie aéronautique joue un rôle crucial en construisant des avions et en fabriquant des pièces pour leur maintenance, avec une attention particulière portée à l'économie de carburant, qui est l'une des préoccupations majeures. La réduction de la consommation spécifique de carburant des avions peut être obtenue par divers moyens. Parmi les méthodes les plus simples et les plus efficaces, on trouve l'imposition de modifications mineures sur l'aile principale de l'avion ou sur les pièces exposées au flux d'air. Ces modifications visent à réduire la résistance aérodynamique et à permettre un vol plus fluide. L'article [5] a proposé des modifications géométriques sur des ailes d'avion existantes, agissant comme des générateurs de vortex, pour réduire la traînée et augmenter le rapport portance/traînée, aboutissant à une réduction de la consommation de carburant. Par exemple, l'aile NACA 2412 a été modifiée et soumise à une analyse approfondie des flux à l'aide du logiciel Ansys Fluent, basé sur la dynamique des fluides computationnelle. Les résultats de son étude ont montré que la modification en dent de scie de l'aile principale offre la meilleure efficacité aérodynamique par rapport à d'autres modifications, démontrant ainsi le potentiel de ces approches pour améliorer l'efficacité énergétique dans l'industrie aéronautique. [5]

2.Opérations et Infrastructures Aériennes :

L'optimisation des opérations aériennes, y compris la gestion du trafic aérien, la planification des vols et la conception des infrastructures aéroportuaires, peut significativement réduire la consommation de carburant.

Des améliorations telles que la réduction du temps de taxi et l'optimisation des trajectoires de vol sont cruciales.

Le rapport [6] explore les avantages potentiels de l'optimisation des profils de vitesse et d'altitude des avions commerciaux en croisière pour réduire la consommation de carburant. En analysant les données de 257 vols domestiques aux États-Unis, les auteurs ont développé des profils optimisés, incluant des montées continues et des montées par paliers de 1 000 et 2 000 pieds. Les méthodes utilisées comprennent la collecte de données de vol et atmosphériques, l'utilisation de l'outil de performance des avions Piano-X, et la création d'un code d'analyse personnalisé pour estimer la consommation de carburant à chaque segment de vol. Les résultats montrent qu'une réduction maximale de 3,5 % de la consommation de carburant en croisière est possible, ce qui représente une réduction de 2,6 % à l'échelle du système. Les améliorations de la performance de vitesse offrent un potentiel de réduction de 2,4 %, contre 1,5 % pour l'altitude. Ces stratégies, réalisables à court terme, promettent d'améliorer la performance environnementale de l'aviation en réduisant les émissions de carbone et en augmentant l'efficacité énergétique.

Méthodologie

Collecte de Données : Les données de trajectoire de vol, les données atmosphériques et les données de performance des avions ont été collectées à partir de diverses sources, y compris le système ETMS de la FAA, le modèle atmosphérique NARR de la NOAA, et l'outil d'analyse de performance des avions Piano-X.

Sélection des Cas d'Étude : 257 vols domestiques américains ont été sélectionnés pour l'analyse. Les types d'avions choisis incluent le Boeing 737-700, l'Airbus A320, le Boeing 757-200, le McDonnell Douglas MD-82, le Canadair CRJ-200, et le Bombardier Dash 8 Q400.

Analyse de Performance des Vols :

Identification de la Phase de Croisière : Les segments de croisière ont été identifiés manuellement en excluant les phases de montée et de descente des profils de vol.

Estimation du Poids Initial : Le poids initial de chaque avion a été estimé en supposant que l'altitude de croisière planifiée correspond à l'altitude optimale pour le poids initial de l'avion.

Calcul de la Consommation de Carburant : Un outil personnalisé a été développé pour calculer la consommation de carburant pour chaque segment de vol en utilisant les données de performance des avions, les conditions atmosphériques, et les profils de vol réels et optimisés. La procédure inclut la correction pour les effets de poids, de vitesse, et d'altitude, ainsi que pour les montées et descentes.

Développement des Profils Optimaux :

Des profils de vitesse et d'altitude optimaux ont été générés en utilisant des itérations pour minimiser la consommation de carburant. Les profils de montée continue (cruise climbs) et de montées par paliers (step climbs) de 1 000 et 2 000 pieds ont été analysés, ainsi que les profils de vitesse optimale et de croisière à long rayon (LRC).

Résultats

Réduction de la Consommation de Carburant :

Les résultats montrent qu'une réduction maximale de 3,5 % de la consommation de carburant en croisière est possible avec une optimisation complète de l'altitude et de la vitesse, ce qui représente une réduction de 2,6 % à l'échelle du système.

Optimisation de la Vitesse et de l'Altitude :

Les vols ont montré un potentiel d'amélioration plus important pour l'optimisation de la vitesse (jusqu'à 2,4 %) par rapport à l'optimisation de l'altitude (jusqu'à 1,5 %).

Discussion des Résultats

Les stratégies d'amélioration telles que les montées par paliers et la réduction de la vitesse sont prometteuses à court terme, car elles rencontrent peu de barrières opérationnelles. Les profils

optimaux de vitesse et d'altitude promettent d'améliorer la performance environnementale de l'industrie aéronautique.

Barrières Opérationnelles et Mitigations

Les barrières identifiées incluent les contraintes de l'espace aérien et les pratiques de planification des compagnies aériennes. Des stratégies de montée continue et de montée par paliers, ainsi que des efforts de réduction de la vitesse, sont proposées pour surmonter ces obstacles.

En résumé, le document présente une étude détaillée sur les stratégies d'optimisation de la vitesse et de l'altitude pour réduire la consommation de carburant en croisière, en utilisant des données réelles de vol et des outils de performance d'avions, avec des résultats prometteurs pour l'amélioration de l'efficacité opérationnelle et la réduction des émissions dans l'aviation. [6]

Ensuite, deux articles explorent les stratégies d'optimisation de la consommation de carburant des avions commerciaux en croisière. Lovegren et Hansman ont analysé 257 vols domestiques aux États-Unis en utilisant des données de performance des avions modélisées avec Piano-X et des données atmosphériques pour estimer la consommation de carburant à chaque segment de vol. Ils ont développé des profils de vitesse et d'altitude optimaux, montrant une réduction potentielle maximale de 3,5 % de la consommation de carburant en croisière. Jensen et al. ont étendu cette analyse à plus de 200 000 vols de 2012, en générant des profils d'altitude optimaux en utilisant Piano-X et des données météorologiques historiques de la NOAA. Ils ont identifié des réductions de carburant possibles de 1,87 % à 1,96 % selon les profils d'altitude optimisés. Les deux études démontrent que des ajustements opérationnels mineurs, tels que des montées continues ou par paliers, peuvent offrir des économies significatives de carburant et améliorer l'efficacité énergétique des avions.

L'article [7] présente une analyse approfondie des stratégies d'optimisation de la vitesse de croisière pour réduire la consommation de carburant des compagnies aériennes commerciales.

Objectifs de Recherche

Estimation des Bénéfices d'Efficacité Maximale grâce à l'Optimisation de la Vitesse de Croisière : Cette partie du projet vise à quantifier les bénéfices potentiels en termes d'efficacité du carburant à l'échelle du système grâce à l'optimisation de la vitesse de croisière. Les modèles

de performance des avions, combinés à des données historiques sur les trajectoires radar, les conditions météorologiques et des heuristiques d'estimation de poids, sont utilisés pour évaluer l'efficacité actuelle des opérations de croisière et le potentiel d'amélioration.

Comparaison de l'Efficacité du Carburant lors des Jours Normaux et des Jours Perturbés : Cette recherche cherche également à comprendre comment les conditions météorologiques et les retards influencent l'efficacité des opérations de croisière. Les données de performance du système aérien sont utilisées pour évaluer l'efficacité opérationnelle sur des jours caractérisés comme normaux ou perturbés, en se concentrant sur les aéroports majeurs aux États-Unis.

Méthodologie

La recherche utilise un cadre d'analyse de la consommation de carburant qui intègre des trajectoires radar historiques, des données météorologiques et des modèles de performance des avions. Les trajectoires de croisière sont optimisées en termes de vitesse et d'altitude pour maximiser l'efficacité du carburant. Les résultats de cette optimisation sont comparés aux trajectoires de croisière réelles pour évaluer les bénéfices potentiels.

Résultats

Optimisation de la Vitesse de Croisière : Les résultats montrent que l'optimisation de la vitesse de croisière pourrait réduire la consommation de carburant en croisière de 1,93 % en moyenne avec une augmentation moyenne du temps de vol de 3,86 %. Une optimisation de la croisière à longue portée (moins optimale que la vitesse de croisière maximale) pourrait réduire la consommation de carburant de 0,89 % avec un impact négligeable sur le temps de vol.

Comparaison des Jours Normaux et Perturbés :

Les analyses montrent que les différences d'efficacité entre les jours normaux et perturbés sont minimales pour certains aéroports. Par exemple, les vols à destination de New York semblent fonctionner plus efficacement en croisière que ceux partant de New York, indépendamment des perturbations. [7]

L'article [8] présenté lors de la 14e conférence AIAA sur la technologie de l'aviation, l'intégration et les opérations en 2014, aborde des stratégies d'optimisation de l'altitude de croisière pour réduire la consommation de carburant des compagnies aériennes commerciales.

Objectifs de la Recherche

Estimation des Bénéfices d'Efficacité Maximale grâce à l'Optimisation de l'Altitude de Croisière : Le principal objectif est de déterminer le potentiel de réduction de la consommation de carburant grâce à l'optimisation de l'altitude de croisière pour les opérations domestiques américaines. Cette optimisation consiste à permettre des changements d'altitude non contraints pour minimiser la consommation de carburant, tout en maintenant les trajectoires latérales et les profils de vitesse constants par rapport aux enregistrements historiques.

Identification des Opérations à Haut Potentiel de Bénéfices : L'objectif est de déterminer les opérations spécifiques au sein du NAS (National Airspace System) qui pourraient bénéficier le plus de l'optimisation de l'altitude. Cela permettrait de cibler les compagnies aériennes et les types d'appareils les plus susceptibles de réaliser des économies de carburant significatives.

Comparaison des Bénéfices entre l'Optimisation de la Vitesse et de l'Altitude :

En comparant les bénéfices de l'optimisation de l'altitude avec ceux de l'optimisation de la vitesse, cette analyse fournit des informations utiles pour les planificateurs de vol, les pilotes et les contrôleurs de la circulation aérienne sur les stratégies optimales de planification des trajectoires.

Méthodologie et Portée

L'analyse porte sur les opérations domestiques aux États-Unis et utilise des données de plus de 200 000 vols historiques réalisés en 2012. Les données incluent les performances des avions, les trajectoires de vol (latitude/longitude, altitudes, horodatages), et les conditions météorologiques historiques (vent et température). Les performances des avions sont modélisées à l'aide de l'outil Lissys Piano-X, qui fournit des estimations de la consommation de carburant pour différentes configurations de vol. Les trajectoires de vol sont obtenues du système ETMS (Enhanced Traffic Management System) de la FAA, et les données météorologiques proviennent des archives NARR (North American Regional Reanalysis) de la NOAA.

Résultats

Optimisation de l'Altitude de Croisière (Croissance Continue) : La réduction moyenne de la consommation de carburant observée pour l'optimisation de l'altitude de croisière est de 1,87 %. La majorité des vols opèrent déjà près du profil d'altitude optimal, mais certains vols pourraient voir des réductions de consommation de carburant de plus de 15 %.

Optimisation par Paliers de 1000 et 2000 Pieds : Les optimisations par paliers de 1000 pieds et de 2000 pieds montrent des réductions moyennes de la consommation de carburant de 1,90 % et 1,75 %, respectivement. Les profils par paliers de 1000 pieds offrent des bénéfices similaires à l'optimisation de la croissance continue, ce qui les rend intéressants pour une mise en œuvre à court terme.

Profils Flexibles de Montée et Descente :

Les profils flexibles de montée et descente permettent une réduction moyenne de 1,96 % de la consommation de carburant, grâce à l'ajustement des altitudes en fonction des conditions locales de vent et de température.

Classification par Type d'Appareil et Compagnie Aérienne : Les résultats montrent des différences significatives entre les types d'appareils et les compagnies aériennes. Les avions régionaux sont souvent plus éloignés de leurs altitudes optimales par rapport aux avions de ligne principaux. Les compagnies aériennes régionales montrent également un potentiel d'optimisation plus élevé. [8]

2.1 Méthodologies Utilisées dans les Recherches Antérieures

Les recherches sur la FCO (fuel consumption optimization) utilisent diverses méthodologies, classées en deux grandes catégories : analytique et empirique.

2.1.a Méthodologies Analytiques :

Recherche conceptuelle et mathématique : Utilisation de modèles logiques et descriptifs pour prévoir et optimiser la consommation de carburant. Les techniques incluent la programmation linéaire, la programmation mixte en nombres entiers, la programmation dynamique et les algorithmes basés sur la nature (GA, PSO).

Modélisation par simulation : Évaluation des performances des avions et proposition de solutions d'amélioration par des techniques de simulation.

2.1.b Méthodologies Empiriques :

2.1.b.1 Études expérimentales et cas pratiques : Analyse des données réelles pour valider les modèles théoriques et examiner les relations dans des contextes pratiques.

Recherche statistique : Vérification empirique des relations théoriques à travers des analyses statistiques des données.

La méthode du réseau neuronal convolutif auto-organisé (CNN) proposée dans l'étude [9] est conçue pour améliorer l'estimation de la consommation de carburant des avions en utilisant une architecture en cascade.

Objectif

L'objectif principal de cette méthode est de fournir des estimations précises de la consommation de carburant des avions en analysant des données complexes et de haute dimension. Cela permet de réduire la nécessité de marges supplémentaires de carburant basées sur l'expérience, ce qui peut entraîner des économies de carburant et une réduction des coûts.

Méthodologie

Collecte et Prétraitement des Données : Les données de 19 117 vols internationaux, opérés par 107 avions gros porteurs, ont été collectées. Ces données incluent des paramètres opérationnels tels que la durée du vol, la vitesse, l'altitude, les conditions météorologiques, etc. Les données sont normalisées et les variables catégorielles sont converties en vecteurs binaires par encodage à chaud (one-hot encoding).

Décomposition Linéaire Orthogonale : La première étape du CNN consiste à effectuer une décomposition linéaire orthogonale des données d'entrée pour générer des unités cachées linéairement indépendantes. Cela est fait en utilisant la décomposition en valeurs propres de la matrice de covariance des données d'entrée.

Architecture en Cascade : Le réseau est initialisé avec une architecture minimale, où les unités cachées sont ajoutées séquentiellement. Cela signifie qu'on commence par un réseau simple et qu'on ajoute progressivement des couches cachées pour améliorer la performance.

Chaque nouvelle couche cachée reçoit des connexions de toutes les unités d'entrée et des unités cachées existantes.

Calcul Analytique des Poids de Connexion : Les poids de connexion entre les unités d'entrée et les unités cachées sont calculés analytiquement en utilisant la méthode des moindres carrés ordinaires (OLS) plutôt que par une optimisation itérative traditionnelle.

Les poids de connexion entre les unités cachées et la sortie sont également déterminés analytiquement pour minimiser l'erreur quadratique moyenne (RMSE).

Fonction d'Activation Non-Linéaire : Une fonction d'activation sigmoïde est utilisée pour introduire la non-linéarité dans le réseau, permettant ainsi au modèle de capturer les relations complexes entre les variables d'entrée et la consommation de carburant.

Critères d'Arrêt : L'entraînement du modèle continue jusqu'à ce que l'erreur de prédiction atteigne un seuil prédéfini ou commence à augmenter, indiquant une convergence.

Avantages de la Méthode :

Performance de Généralisation Améliorée : En générant des unités cachées linéairement indépendantes, le CNN évite la redondance et améliore la capacité du modèle à généraliser sur des données non vues.

Convergence Rapide : Le calcul analytique des poids de connexion permet une convergence plus rapide par rapport aux méthodes traditionnelles qui nécessitent des ajustements itératifs des poids.

Réduction de l'Intervention Humaine : En éliminant le besoin d'une expérimentation itérative pour trouver les meilleurs hyperparamètres, la méthode réduit la dépendance à l'expertise humaine.

La méthode CNN proposée par les auteurs offre une approche efficace et précise pour estimer la consommation de carburant des avions. Elle améliore la performance par rapport aux méthodes d'ingénierie et aux réseaux neuronaux traditionnels, tout en réduisant les coûts opérationnels et l'impact environnemental des compagnies aériennes. [9]

Le document 'A practical approach for optimizing aircraft trajectories in winds' présente une étude approfondie sur l'optimisation des trajectoires d'avions en se concentrant sur la réduction de la consommation de carburant et du temps de trajet en tenant compte des conditions de vent.

2.1.b.2 Optimisation de la Trajectoire des Avions

L'étude vise à développer un algorithme pratique d'optimisation de trajectoire pour les avions, minimisant le coût en temps et en carburant en combinant des méthodes de calcul des routes

minimisant le temps dans les vents sur plusieurs plans horizontaux et un modèle de consommation de carburant pour générer des profils verticaux optimaux en carburant.

Procédures d'Optimisation :

Le processus d'optimisation implique deux étapes principales :

Profil Vertical Optimal : Cela implique de résoudre les altitudes de croisière optimales et les temps de montée en échelon en route. L'altitude de croisière optimale de l'avion augmente à mesure que le carburant est consommé, réduisant le poids de l'avion.

Génération de Trajectoire Horizontale : Cela implique de calculer les caps optimaux de l'avion dans les vents sur plusieurs niveaux de vol. Les segments de trajectoire sont optimisés en utilisant une combinaison de calcul des variations et de programmation dynamique.

Données et Outils :

L'algorithme d'optimisation est appliqué aux vols de fret commerciaux opérant à Anchorage, AK, en utilisant des données de trafic aérien et de vent global d'octobre 2010 obtenues du Global Forecast System (GFS).

L'étude analyse près de 12 500 vols de fret de 2010, en se concentrant sur les vols de l'aéroport international Ted Stevens d'Anchorage (ANC) vers diverses destinations.

Résultats

Trajectoires Optimales au Vent : Les avantages potentiels des trajectoires optimales au vent avec un profil vertical optimal sont évalués en comparant :

Trajectoires Optimales au Vent (WO) : Trajectoires de profil vertical optimal.

Trajectoires Optimales au Vent à un Seul Niveau de Vol (WO1FL) : Trajectoires à une seule altitude sans tenir compte des montées en échelon.

Comparaison des Performances :

Économies de Carburant et de Temps : Les vols domestiques montrent des économies de carburant allant jusqu'à 3 %, ce qui équivaut à 5-10 minutes de temps et 0.4-1.0 tonne de carburant pour les principaux aéroports comme KSDF, KEWR et KMEM.

Les vols internationaux montrent des économies de carburant de plus de 10 %. Pour les vols vers des destinations telles que VHHH, RKSI et ZSPD, le temps de trajet est réduit de 23-54 minutes et la consommation de carburant est réduite de 2.3-7.6 tonnes.

Facteurs Affectant la Précision :

La précision des avantages évalués est influencée par la qualité des plans de vol dans la base de données, les hypothèses sur le poids de l'avion et les profils de vitesse aérienne, ainsi que les coûts supplémentaires impliqués dans l'exploitation dans l'espace aérien étranger.

L'étude démontre avec succès le potentiel de gains de temps et de carburant significatifs grâce à des trajectoires optimisées tenant compte des conditions de vent et des profils verticaux. Cette approche offre une direction prometteuse pour améliorer l'efficacité des vols de fret commerciaux, soulignant l'importance de l'optimisation détaillée des trajectoires dans l'aviation. [10]

L'article [11] présente une méthode d'optimisation basée sur un algorithme génétique à codage réel (RCGA) pour minimiser la consommation de carburant d'un avion de transport moyen-courrier.

L'objectif principal de cette étude est de minimiser la consommation de carburant par kilomètre passager disponible (ASK) pour une mission de vol spécifique. Le problème d'optimisation est centré sur le segment de vol en croisière et inclut les variables de conception de l'avion (aile, fuselage, empennage) et les variables du moteur (consommation spécifique de carburant par poussée et poussée du moteur).

Variables de conception et contraintes : L'étude considère neuf variables de conception pour l'optimisation : la masse maximale au décollage (MTOW), l'envergure, le rapport d'aspect de l'aile, le diamètre du fuselage, la longueur du fuselage, la surface de l'empennage horizontal, la surface de l'empennage vertical, la consommation spécifique de carburant par poussée (C_T), et

la poussée requise du moteur (Treq). Ces variables sont soumises à diverses contraintes géométriques, de performance et aérodynamiques pour assurer un design faisable et performant.

Algorithme génétique à codage réel (RCGA)

L'algorithme d'optimisation utilisé est le RCGA, qui utilise un opérateur de croisement basé sur la direction (DBX). Le DBX combine les informations des parents en utilisant directement leur fitness pour générer les chromosomes descendants. Les chromosomes sont classés en deux groupes selon leur fitness, et le croisement est effectué pour améliorer l'efficacité de la recombinaison des gènes.

Résultats de l'optimisation

Les résultats montrent que l'algorithme RCGA avec le croisement DBX permet de réduire la consommation de carburant par kilomètre passager disponible de manière significative par rapport à un croisement uniforme traditionnel. Par exemple, la consommation de carburant a été réduite de 2.09 à 2.04 kg/100 passagers kilomètres, ce qui représente une amélioration de 1.40%. En outre, des gains ont été observés dans la masse maximale au décollage et les caractéristiques de l'aile, démontrant l'efficacité de l'algorithme proposé.

L'étude conclut que l'algorithme RCGA avec le croisement DBX est une méthode efficace pour l'optimisation de la consommation de carburant d'un avion de transport. Les résultats obtenus montrent une convergence lente mais significative, et des efforts supplémentaires de calcul pourraient encore améliorer les performances. Les résultats de cette optimisation offrent des perspectives pour des études futures et des améliorations potentielles dans la conception des avions.

En résumé, le document propose une approche novatrice pour optimiser la consommation de carburant des avions en utilisant un algorithme génétique avancé, démontrant ainsi des améliorations significatives par rapport aux méthodes traditionnelles. [11]

L'article intitulé "Modélisation de la consommation de carburant des avions à l'aide d'algorithmes d'apprentissage automatique" présente une étude détaillée sur l'application des techniques d'apprentissage automatique pour modéliser la consommation de carburant des avions.

2.1.b.3 Méthodes d'apprentissage

L'article explore les modèles d'apprentissage itératif tels que les réseaux de neurones et les arbres de décision, qui peuvent décrire des interdépendances complexes et fournir des solutions de régression et de classification.

Réseaux de Neurones

Les réseaux de neurones imitent la fonctionnalité du cerveau humain, utilisant des couches de nœuds interconnectés (neurones) pour traiter les entrées et produire des sorties. La performance d'un réseau de neurones dépend de son architecture, de la méthode de formation et des fonctions d'activation. L'étude utilise un réseau de neurones à propagation avant avec une couche cachée et une régularisation bayésienne pour éviter le surapprentissage.

Arbres de Décision

Les arbres de décision sont des modèles simples qui divisent les données en sous-ensembles basés sur des règles de décision à chaque nœud, menant à des résultats de régression ou de classification aux feuilles. L'étude discute de l'utilisation de l'entropie et du gain d'information pour optimiser les structures des arbres et éviter le surapprentissage par élagage.

Base de Données

Les données proviennent des enregistrements complets de vol de la NASA, englobant plus de 180 000 vols avec des paramètres tels que les données aériennes, les paramètres du moteur, les entrées de commande, les données de navigation, les données environnementales et les paramètres du système. Cet ensemble de données étendu soutient le développement de modèles robustes.

Méthode de Régression

Prétraitement des Données : Le prétraitement des données implique le filtrage des valeurs aberrantes et la normalisation des données pour améliorer la précision du modèle. Des méthodes telles que les filtres médians et les algorithmes de clustering (par exemple, k-means) aident à traiter les enregistrements de données défectueux et à garantir une qualité de données cohérente.

Sélection des Prédicteurs du Modèle : L'étude sélectionne les paramètres pertinents en se basant sur des méthodes statistiques et des algorithmes de sélection de sous-ensemble de caractéristiques. Cela réduit la complexité du modèle et améliore l'efficacité computationnelle.

Sélection des Architectures de Réseau de Neurones : L'architecture comprend une couche cachée avec dix neurones, choisie en fonction des études précédentes et de la complexité du problème. La régularisation bayésienne et les fonctions d'activation sigmoïdes sont utilisées pour optimiser la formation.

Processus d'Apprentissage et Généralisabilité : Les données sont divisées en ensembles de formation, de validation et de test, avec une validation croisée en dix parties pour assurer une performance robuste du modèle. La généralisation des modèles est testée par rapport à des données inconnues pour équilibrer le biais et la variance.

Métriques de Validation : Des métriques telles que l'erreur absolue moyenne (MAE), l'erreur relative moyenne (MRE), l'erreur quadratique moyenne (MSE) et le coefficient de détermination (R^2) évaluent la performance du modèle.

Résultats et Discussion

Modélisation du Flux de Carburant pour des Missions de Vol Complètes

Les réseaux de neurones et les arbres de décision sont utilisés pour modéliser le flux de carburant sur des vols complets. Les réseaux de neurones offrent une grande précision mais nécessitent des ressources computationnelles importantes, tandis que les arbres de décision offrent des temps d'entraînement plus rapides.

Modélisation du Flux de Carburant pour le Vol de Croisière

Pour le vol de croisière, les arbres de décision montrent moins d'erreurs et une meilleure généralisabilité que les réseaux de neurones. Les métriques de validation indiquent la robustesse et la précision des modèles.

Les deux méthodes peuvent modéliser efficacement la consommation de carburant des avions, les réseaux de neurones étant plus performants pour les missions de vol complètes et les arbres de décision excelling dans les phases de croisière. Les étapes de prétraitement et la réduction des caractéristiques améliorent la performance du modèle.

L'étude démontre le potentiel des algorithmes d'apprentissage automatique pour la modélisation de la consommation de carburant, suggérant des travaux futurs sur l'optimisation topologique, la sélection des caractéristiques et l'utilisation d'algorithmes génétiques. L'application commerciale de ces méthodes dans l'aviation peut entraîner des économies de coûts et des améliorations d'efficacité significatives. [12]

L'article intitulé "Fuel Estimation in Air Transportation : Modeling global fuel consumption for commercial aviation" présente un cadre novateur pour l'estimation du carburant dans le transport aérien (FEAT), utilisant une approche à deux composants pour modéliser la consommation mondiale de carburant pour l'aviation commerciale.

Méthodologie

Modèle à haute-fidélité : Le modèle à haute-fidélité utilise le modèle de performance des avions BADA d'EUROCONTROL pour simuler les profils de vol et calculer la consommation de carburant pour des distances de mission données.

Modèle réduit : Le modèle réduit est une approximation de la consommation de carburant utilisant la distance entre les aéroports d'origine et de destination ainsi que le type d'avion. Ce modèle permet d'estimer rapidement la consommation de carburant pour les mouvements d'avions programmés à l'échelle mondiale sur une année entière.

Données et Prétraitement : Les données utilisées proviennent de différentes sources, incluant les mouvements de vols mondiaux, les spécifications des flottes d'avions, et les données de trajectoires de vol radar. Les prétraitements impliquent le filtrage des données invalides et la correction des distances de vol inefficaces.

Résultats et Discussion

Précision des modèles réduits

Les courbes de régression des modèles réduits pour tous les types d'avions montrent une bonne adéquation avec les modèles à haute-fidélité, avec des coefficients de détermination (R^2) supérieurs à 0.997 pour tous les avions modélisés.

Estimation globale de la consommation de carburant

Les modèles réduits ont été utilisés pour estimer la consommation totale de carburant et les émissions de CO₂ pour l'année 2018. Les résultats montrent une légère sous-estimation par rapport aux données rapportées, avec une erreur moyenne de 4.8%. [13]

Conclusion :

L'industrie du transport aérien joue un rôle crucial dans le développement économique et social mondial, mais elle fait face à des défis significatifs en matière de consommation de carburant et d'impact environnemental. La gestion efficace de la consommation de carburant est devenue un aspect central pour les compagnies aériennes, influençant directement leurs coûts d'exploitation et leur compétitivité.

Les recherches et les études sur l'optimisation de la consommation de carburant dans l'aviation commerciale ont exploré diverses approches technologiques et opérationnelles. Parmi celles-ci, les avancées dans la conception des avions et des moteurs, telles que l'optimisation aérodynamique, l'utilisation de matériaux composites légers, et le développement de moteurs à turbofan plus efficaces, se sont révélées essentielles pour réduire la consommation de carburant. De plus, des configurations non-planaires et des améliorations dans la gestion du trafic aérien et des opérations aéroportuaires ont également montré un potentiel significatif pour des économies de carburant.

Les études sur l'optimisation de la vitesse et de l'altitude de croisière ont démontré que des ajustements mineurs dans les profils de vol peuvent entraîner des réductions notables de la consommation de carburant. Les approches d'optimisation multi-objectifs et les méthodes basées sur des algorithmes génétiques ont permis de trouver des solutions efficaces pour minimiser les coûts d'exploitation tout en réduisant les émissions de CO₂ et de NO_x.

Les techniques d'apprentissage automatique, comme les réseaux de neurones et les arbres de décision, ont offert des méthodes robustes pour modéliser la consommation de carburant en utilisant des données de vol complètes. Ces approches basées sur les données surpassent souvent les modèles traditionnels en termes de précision et de capacité à capturer des interdépendances complexes.

Le cadre FEAT (Fuel Estimation in Air Transportation) a combiné des modèles à haute fidélité et réduits pour estimer la consommation mondiale de carburant de manière efficace et précise. Ce cadre offre une flexibilité pour évaluer rapidement les stratégies de décarbonisation et les innovations technologiques.

En conclusion, les recherches actuelles fournissent une base solide pour des améliorations continues dans l'efficacité énergétique des avions. Les approches intégrées et multidisciplinaires, combinant des innovations technologiques, des optimisations opérationnelles et des techniques avancées de modélisation, sont essentielles pour relever les défis économiques et environnementaux de l'industrie aéronautique. La poursuite de ces efforts est cruciale pour garantir un avenir durable et compétitif pour le transport aérien mondial.

Chapitre 2 : Analyse des Paramètres et Facteurs Affectant la Consommation de Carburant des Avions

Introduction

L'efficacité énergétique et la réduction de la consommation de carburant sont devenues des priorités essentielles dans l'industrie aéronautique, tant pour des raisons économiques qu'environnementales. La consommation de carburant des avions est un enjeu majeur, influencé par une multitude de paramètres et de facteurs interconnectés. La compréhension approfondie de ces éléments est cruciale pour le développement de stratégies visant à optimiser l'efficacité des vols et à minimiser l'impact environnemental.

Ce chapitre se propose d'examiner en détail les principaux paramètres et facteurs qui affectent la consommation de carburant des avions. En analysant les caractéristiques techniques des aéronefs, les conditions de vol, les pratiques opérationnelles, ainsi que les facteurs externes, nous chercherons à identifier les leviers d'action potentiels pour améliorer l'efficacité énergétique.

Nous aborderons d'abord les caractéristiques techniques des avions, telles que l'aérodynamique, le poids, et la performance des moteurs. Ensuite, nous explorerons les conditions de vol, notamment l'altitude, la vitesse et les conditions météorologiques, qui jouent un rôle significatif dans la consommation de carburant. Par la suite, nous nous pencherons sur les pratiques opérationnelles et de maintenance, incluant la planification des vols et les techniques de pilotage, ainsi que sur les innovations technologiques susceptibles de réduire la consommation de carburant.

Enfin, nous prendrons en compte les facteurs externes, tels que les réglementations environnementales et les infrastructures aéroportuaires, qui peuvent également impacter de manière significative la consommation de carburant. Cette analyse globale nous permettra de dégager des pistes de recherche et des recommandations pratiques pour les acteurs de l'industrie aéronautique.

En somme, ce chapitre vise à fournir une compréhension holistique des divers éléments influençant la consommation de carburant des avions, afin de contribuer à l'élaboration de solutions durables et efficaces pour l'avenir de l'aviation.

Caractéristiques Techniques de l'Avion :

2.1 Aérodynamique :

L'aérodynamique joue un rôle majeur dans la consommation de carburant des avions. Elle concerne l'étude des forces et des mouvements de l'air autour d'un objet en mouvement, tel qu'un avion. Les paramètres aérodynamiques influencent directement la résistance au mouvement, la portance, et donc l'efficacité globale de l'avion en vol. Une meilleure compréhension et optimisation de ces paramètres peuvent entraîner des économies significatives de carburant. Les définitions suivantes ont été présentées par Edward Lewis Houghton et Carpenter, Peter William dans [14]

2.1.1 Définitions aéronautiques :

La géométrie de l'aile :

La forme de l'aile en vue de plan montre ses différents paramètres géométriques, comme illustré dans la figure 1. Les extrémités des bords d'attaque et de fuite sont reliées par des lignes droites à travers le fuselage, bien que ces bords puissent aussi être prolongés jusqu'à l'axe central de l'avion s'ils sont droits.

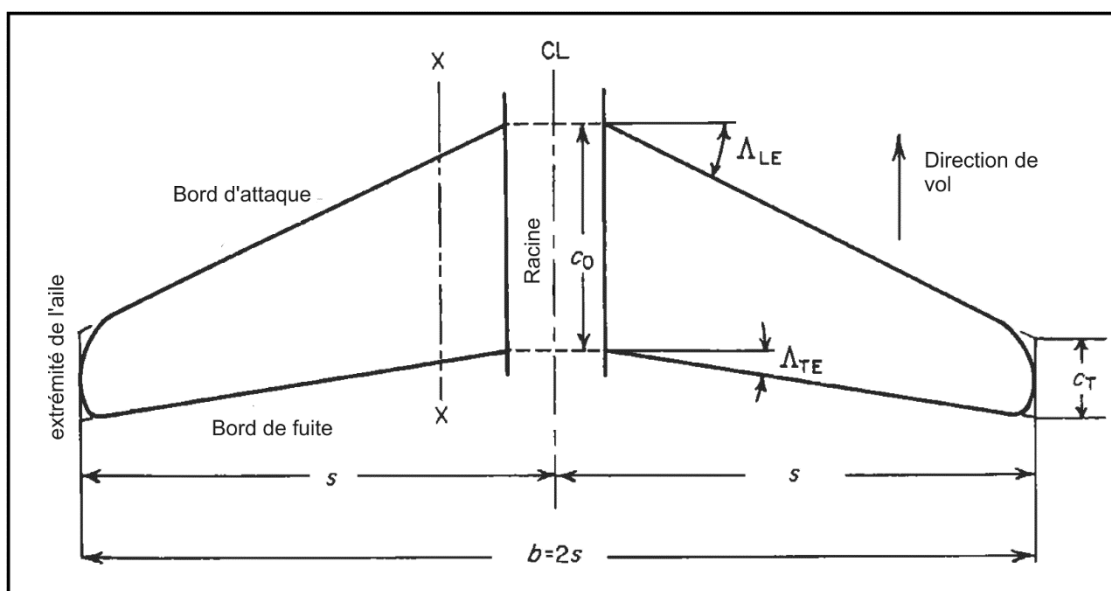


Figure 2.1. Géométrie de la forme en plan de l'aile

L'envergure : L'envergure de l'aile, notée **b**, est une dimension fondamentale dans la conception des aéronefs, définie comme la distance totale entre les extrémités des ailes. Cette mesure influence directement la portance, la traînée et la stabilité de l'avion. L'envergure est

essentielle pour déterminer l'allongement de l'aile, un paramètre clé de l'efficacité aérodynamique.

La demi-envergure, notée s , est la distance qui s'étend de chaque extrémité de l'aile jusqu'à l'axe central du fuselage. Elle représente la moitié de l'envergure totale et est souvent utilisée pour des calculs aérodynamiques et structurels. Par exemple, dans les analyses de performance en vol et les simulations, la demi-envergure simplifie les calculs de distribution de la portance et des forces aérodynamiques sur l'aile.

Une envergure plus grande tend à améliorer l'efficacité aérodynamique en réduisant la traînée induite par la portance, ce qui est particulièrement bénéfique pour les avions de ligne et les planeurs, qui cherchent à maximiser leur portée et leur autonomie. Cependant, une envergure accrue peut également poser des défis en termes de conception structurelle, de poids et de maniabilité, nécessitant des compromis soigneux.

Les cordes de l'aile : notées C_T et C_0 , sont des dimensions essentielles pour comprendre la géométrie de l'aile. C_T représente la corde à l'extrémité de l'aile, tandis que C_0 est la corde à la racine de l'aile, là où celle-ci est attachée au fuselage. La corde de la racine C_0 est mesurée comme la distance entre les points d'intersection des prolongements des bords d'attaque et de fuite avec l'axe central du fuselage. Cette dimension est cruciale car elle influe sur la portance et la traînée générées par l'aile. La variation de la longueur de la corde de la racine à l'extrémité contribue à définir la forme en plan de l'aile et affecte les caractéristiques aérodynamiques, telles que l'efficacité de la portance, la distribution des charges le long de l'aile, et la stabilité de l'avion. Une aile avec une corde de racine plus large et une corde d'extrémité plus étroite a souvent un rapport d'effilement élevé, améliorant ainsi l'efficacité aérodynamique et réduisant la traînée induite.

Surface de l'aile : La surface de l'aile est une caractéristique essentielle dans la conception et l'analyse des performances des aéronefs. La surface en plan de l'aile, incluant la portion qui se prolonge à l'intérieur du fuselage, est appelée la surface brute de l'aile. Ce paramètre englobe toute la superficie occupée par l'aile, y compris les sections intégrées au fuselage, offrant une mesure complète de l'espace aérodynamique disponible pour générer de la portance.

Le terme "surface de l'aile", noté S et utilisé sans autre précision, fait généralement référence à cette surface brute. C'est cette mesure qui est souvent citée dans les spécifications techniques des aéronefs et utilisée pour calculer des paramètres aérodynamiques tels que la charge alaire,

qui est le rapport entre la masse de l'avion et la surface de l'aile, influençant ainsi la performance de décollage, d'atterrissage et de manœuvre.

La surface en plan de l'aile exposée, qui exclut la partie intégrée dans le fuselage, est appelée la surface nette de l'aile, notée S_N . Cette mesure est particulièrement pertinente pour évaluer la contribution directe de l'aile à la portance pendant le vol. La surface nette exclut les zones qui ne participent pas activement à la génération de portance en raison de leur position à l'intérieur du fuselage.

La distinction entre surface brute et surface nette est cruciale pour les ingénieurs aéronautiques. Par exemple, lors de la conception d'ailes pour des avions de transport ou des avions militaires, la surface nette est utilisée pour optimiser la répartition de la portance et minimiser la traînée. De plus, dans les simulations et les essais en soufflerie, la surface nette permet une analyse plus précise des performances aérodynamiques de l'aile en condition de vol.

Cordes moyennes : La corde moyenne standard, ou corde moyenne géométrique noté c , défini par la formule $c = \frac{S}{b}$, où S représente la surface de l'aile et b l'envergure. Cette mesure donne une moyenne géométrique de la longueur des cordes le long de l'envergure de l'aile.

Une autre corde moyenne est la corde moyenne aérodynamique (CMA). La CMA est particulièrement importante en aérodynamique car elle représente la corde unique pour laquelle les caractéristiques aérodynamiques de l'aile peuvent être approximées. Cette corde permet de simplifier l'analyse des forces et moments aérodynamiques agissant sur l'aile. La définition précise de la CMA prend en compte la distribution de la portance et d'autres facteurs aérodynamiques le long de l'envergure de l'aile.

La corde moyenne aérodynamique (CMA) se calcule en tenant compte de la distribution de la portance le long de l'aile. Elle est définie de manière à ce que la portance totale et le moment de tangage total de l'aile puissent être représentés par une seule corde. La formule générale pour la CMA est :

$$CMA = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy$$

$c(y)$ est la longueur de la corde à une distance y du centre de l'aile.

L'allongement : l'allongement est un paramètre aérodynamique qui mesure la proportion entre l'envergure de l'aile et sa corde moyenne. Il est noté A , ou parfois AR . Cette mesure est essentielle car elle donne une indication de l'étroitesse de la forme en plan de l'aile. Plus

précisément, l'allongement est calculé comme le carré de l'envergure divisé par la surface de l'aile :

$$A = \frac{b^2}{S}$$

Un allongement élevé signifie que l'aile est longue et étroite, ce qui est généralement favorable pour réduire la traînée induite et améliorer l'efficacité aérodynamique à basse vitesse. En revanche, un allongement faible indique une aile plus courte et plus large, souvent utilisée pour des avions nécessitant une grande manœuvrabilité et des caractéristiques de vol robustes à haute vitesse.

L'angle de flèche : L'angle de flèche d'une aile est un paramètre aérodynamique essentiel dans la conception des ailes d'avion, influençant considérablement les performances en vol, en particulier à haute vitesse. Cet angle, noté Λ , est défini comme l'angle entre une ligne tracée le long de l'envergure de l'aile à une fraction constante de la corde à partir du bord d'attaque, et une ligne perpendiculaire à l'axe central de l'avion. En d'autres termes, c'est l'inclinaison des ailes par rapport à une position perpendiculaire à la direction de vol de l'avion. L'angle de flèche peut être mesuré à plusieurs points caractéristiques de l'aile, tels que le bord d'attaque Λ_{LE} , la ligne du quart de corde $\Lambda_{1/4}$ et le bord de fuite Λ_{TE} . Chaque mesure donne des informations importantes pour la conception aérodynamique. L'angle de flèche réduit la traînée de compressibilité à des vitesses transsoniques et supersoniques, déplace le centre de pression vers l'arrière pour améliorer la stabilité longitudinale, et améliore la manœuvrabilité à haute vitesse. Toutefois, il peut compromettre les performances à basse vitesse, augmenter la complexité structurelle et introduire des effets de roulis et de lacet non désirés. Une conception équilibrée doit prendre en compte ces différents facteurs pour optimiser les performances globales de l'avion.

L'angle d'incidence : Noté α , est un paramètre aérodynamique fondamental qui joue un rôle crucial dans la performance en vol d'un avion. Lorsqu'un avion est en vol, les lignes de corde des différentes sections de l'aile ne sont généralement pas parallèles à la direction du vol. L'angle entre la ligne de corde d'une section de profil donnée et la direction du vol ou du flux d'air non perturbé est appelé l'angle d'incidence géométrique. Cet angle détermine l'orientation de l'aile par rapport à l'écoulement d'air, influençant ainsi directement la portance et la traînée.

Une augmentation de l'angle d'incidence entraîne une augmentation de la portance jusqu'à un certain point critique, appelé angle de décrochage. Au-delà de cet angle, la portance diminue

brusquement et l'aile entre en décrochage, une condition où l'écoulement d'air devient turbulent et la portance ne peut plus être maintenue de manière efficace. C'est pourquoi il est crucial pour les pilotes de gérer l'angle d'incidence pour éviter le décrochage, surtout lors des phases critiques de vol comme le décollage et l'atterrissage.

L'angle d'incidence n'est pas constant le long de l'envergure de l'aile. Les concepteurs d'avions utilisent souvent un vrillage de l'aile, où l'angle d'incidence varie de la racine à l'extrémité de l'aile. Cette variation peut être délibérément introduite pour améliorer les caractéristiques de vol. Par exemple, un wash-out, où l'incidence diminue vers l'extrémité de l'aile, aide à prévenir le décrochage en assurant que les extrémités des ailes décrochent en dernier. Cela maintient un certain contrôle latéral même lorsque l'aile est proche du décrochage.

L'angle d'incidence optimal varie en fonction des conditions de vol et des exigences spécifiques de la mission de l'avion. Par exemple, les avions de ligne peuvent avoir un angle d'incidence fixe optimisé pour la croisière, tandis que les avions de chasse peuvent avoir des dispositifs de contrôle comme les volets ou les bords de bord d'attaque pour ajuster l'angle d'incidence en temps réel et maximiser les performances en combat aérien.

La compréhension et le contrôle de l'angle d'incidence sont essentiels non seulement pour la performance mais aussi pour la sécurité du vol. Des instruments de bord, tels que les indicateurs d'angle d'attaque, fournissent aux pilotes des informations en temps réel sur l'angle d'incidence, leur permettant de prendre des décisions éclairées pour maintenir le vol dans des conditions optimales.

L'angle de dièdre : noté Γ , est un paramètre géométrique crucial dans la conception des ailes d'avion. Cet angle se définit comme l'inclinaison des ailes par rapport à un plan horizontal lorsqu'on regarde l'avion de face. Si les ailes sont inclinées vers le haut, on parle de dièdre positif, et si elles sont inclinées vers le bas, on parle de dièdre négatif. L'angle de dièdre joue un rôle fondamental dans la stabilité latérale de l'avion. Un dièdre positif améliore la capacité de l'avion à revenir à une position d'équilibre après une perturbation. Par exemple, si une rafale de vent incline l'avion sur un côté, la forme diédrale des ailes produit une différence de portance entre l'aile basse et l'aile haute, générant un moment de redressement qui ramène l'avion à sa position initiale. Le dièdre influence également le comportement de l'avion en virage. En virage coordonné, la portance générée par les ailes inclinées produit un effet de stabilisation. Toutefois, un dièdre excessif peut rendre l'avion trop stable et difficile à manœuvrer, tandis qu'un dièdre négatif peut améliorer la manœuvrabilité mais au détriment de la stabilité. Sur les avions à ailes

en flèche ou ailes delta, l'effet de l'angle de dièdre est souvent compensé par d'autres caractéristiques de conception, comme les ailettes ou les empennages horizontaux surélevés. Ces configurations d'aile utilisent des angles de dièdre différents pour optimiser la performance et la stabilité à des vitesses élevées. L'interaction entre l'angle de dièdre et l'angle de flèche de l'aile est complexe. Les ailes en flèche, courantes sur les avions de ligne et les avions militaires supersoniques, nécessitent un ajustement soigneux de l'angle de dièdre pour maintenir la stabilité latérale. En général, les ailes en flèche ont un dièdre réduit ou nul pour compenser les effets de stabilité naturelle induits par la flèche. Les ingénieurs aéronautiques ajustent l'angle de dièdre pour atteindre un équilibre entre stabilité et performance. Sur les avions légers et les planeurs, un dièdre plus important est souvent utilisé pour une meilleure stabilité à basse vitesse et dans des conditions turbulentes. En revanche, les avions de chasse et les avions de haute performance peuvent avoir un dièdre minimal ou même négatif pour maximiser la manœuvrabilité

Géométrie du profil aérodynamique:

Si une aile horizontale est coupée par un plan vertical parallèle à l'axe central, la forme de la section résultante est généralement du type montré dans la Fig.2

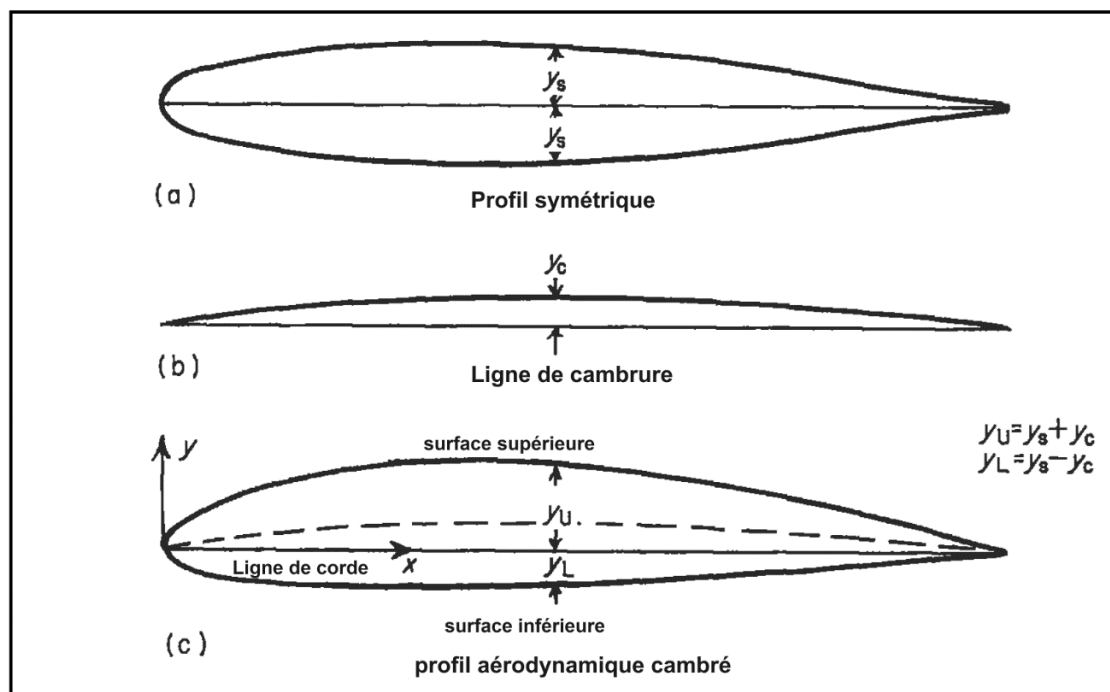


Figure 2.2. Géométrie de la section de l'aile

Voici une section de profil aérodynamique. Pour une utilisation subsonique, la section du profil aérodynamique a un bord d'attaque arrondi. La profondeur augmente progressivement jusqu'à atteindre un maximum, généralement situé entre un tiers et un quart de la longueur du profil, puis diminue vers l'arrière de la section.

Si le bord d'attaque est arrondi, il possède un rayon de courbure défini. Il est donc possible de dessiner un cercle de ce rayon qui coïncide avec un très court arc de la section où la courbure est la plus grande. Le bord de fuite peut être aigu ou posséder également un rayon de courbure, bien que celui-ci soit normalement beaucoup plus petit que pour le bord d'attaque. Ainsi, un petit cercle peut être dessiné pour coïncider avec l'arc de courbure maximale du bord de fuite, et une ligne peut être tracée passant par les centres de courbure maximale des bords d'attaque et de fuite. Cette ligne, lorsqu'elle est prolongée pour intersecter la section à chaque extrémité, est appelée la ligne de corde. La longueur de la ligne de corde est la corde du profil aérodynamique, notée (c).

Le point où la ligne de corde intersecte l'avant de la section est utilisé comme origine d'un système d'axes, l'axe (x) étant la ligne de corde et l'axe (y) étant perpendiculaire à la ligne de corde, positif vers le haut. La forme de la section est ensuite généralement donnée sous forme de tableau de valeurs de (x) et des valeurs correspondantes de (y). Ces ordonnées de section sont habituellement exprimées en pourcentages de la corde, $(100x/c) \%$ et $(100y/c) \%$.

Cambrure : À n'importe quelle distance le long de la corde à partir du nez, un point peut être marqué à mi-chemin entre les surfaces supérieure et inférieure. Le lieu de tous ces points, généralement courbé, est la ligne médiane de la section, généralement appelée la ligne de cambrure. La hauteur maximale de la ligne de cambrure au-dessus de la ligne de corde est notée δ , et la quantité $100 \delta / c \%$ est appelée le pourcentage de cambrure de la section. Les sections de profil aérodynamique ont des cambrures généralement comprises entre zéro (une section symétrique) et 5 %, bien que des cambrures beaucoup plus importantes soient utilisées dans les cascades, par exemple pour les aubes de turbine.

Distribution de l'épaisseur : Une fois la ligne médiane, ou ligne de cambrure, déterminée, les distances entre cette ligne et les surfaces supérieure et inférieure peuvent être mesurées pour n'importe quelle valeur de x . Par définition de la ligne de cambrure, ces distances sont égales. On peut mesurer ces distances à tous les points le long de la corde, puis les tracer par rapport à x à partir d'une ligne droite. Le résultat est une forme symétrique appelée distribution de l'épaisseur ou carénage symétrique.

Un paramètre important de la distribution de l'épaisseur est l'épaisseur maximale, ou profondeur, notée t . Lorsqu'elle est exprimée en fraction de la corde, on parle du rapport épaisseur/corde, souvent exprimé en pourcentage $100t/c\%$). Les valeurs actuelles varient de 13 % à 18 % pour les avions subsoniques, et descendent à environ 3 % pour les avions supersoniques.

La position le long de la corde où cette épaisseur maximale se produit est un autre paramètre important de la distribution de l'épaisseur. Les valeurs se situent généralement entre 30 % et 60 % de la corde à partir du bord d'attaque. Certaines sections plus anciennes avaient l'épaisseur maximale à environ 25 % de la corde, tandis que certaines sections plus extrêmes ont l'épaisseur maximale à plus de 60 % de la corde derrière le bord d'attaque.

On peut considérer que toute section de profil aérodynamique est une distribution d'épaisseur tracée autour d'une ligne de cambrure. Les conventions américaines et britanniques diffèrent quant à la méthode exacte de dérivation d'une section de profil aérodynamique à partir d'une ligne de cambrure et d'une distribution d'épaisseur données. Dans la convention britannique, la ligne de cambrure est tracée, puis les ordonnées d'épaisseur sont tracées à partir de celle-ci, perpendiculairement à la ligne de corde. Ainsi, la distribution de l'épaisseur est, en fait, déformée jusqu'à ce que sa ligne médiane, initialement droite, soit distordue pour coïncider avec la ligne de cambrure donnée. La convention américaine stipule que les ordonnées d'épaisseur sont tracées perpendiculairement à la ligne de cambrure courbée. La distribution de l'épaisseur est donc considérée comme étant pliée jusqu'à ce que sa ligne médiane coïncide avec la ligne de cambrure donnée.

Étant donné que la courbure de la ligne de cambrure est généralement très faible, la différence de forme de la section de profil aérodynamique donnée par ces deux conventions est très petite.

2.1.2 Forces Aérodynamiques :

Les forces aérodynamiques principales sont la portance (L), la traînée (D), la poussée (T) et le poids (W). La portance est la force perpendiculaire à la direction du mouvement de l'avion et est principalement générée par les ailes. La traînée est la force opposée à la direction du mouvement et est divisée en traînée de forme, traînée de frottement et traînée induite. La poussée est générée par les moteurs pour contrer la traînée et permettre à l'avion de maintenir sa vitesse. Enfin, le poids est la force due à la gravité agissant vers le bas.

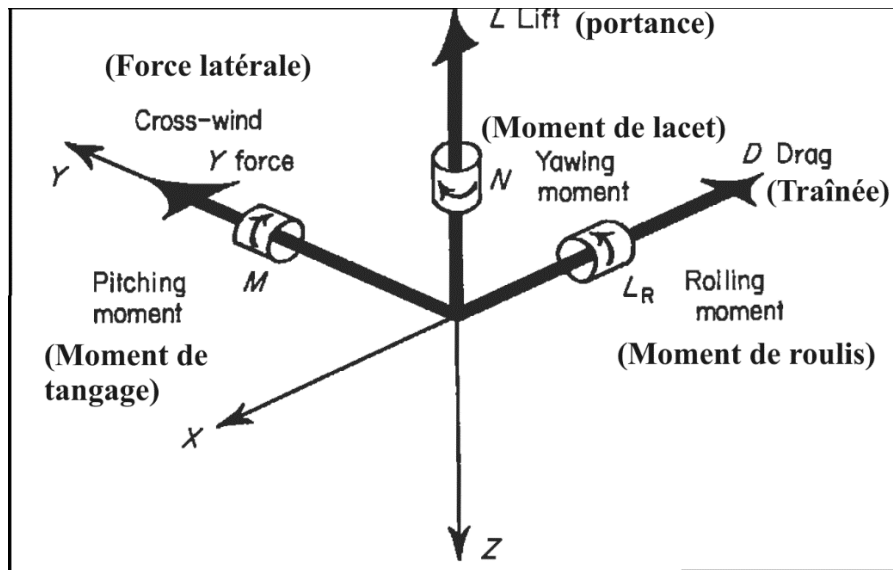


Figure 2.3. Les systèmes de composants de force et de moment.

Portance : Il s'agit de la composante de la force agissant vers le haut, perpendiculairement à la direction du vol ou au flux d'air non perturbé. La flèche V représente la direction du vol, la flèche L représente la portance agissant vers le haut, et la flèche W représente le poids de l'avion, indiquant la verticale descendante. La comparaison des figures (a) et (c) montre que la direction de la portance n'est pas fixe par rapport à l'avion, tandis que les figures (a), (b) et (d) montrent que cette direction n'est pas fixe par rapport à la Terre. En règle générale, si l'on se souvient que la portance est toujours une composante perpendiculaire à la direction du vol, la direction exacte dans laquelle la portance agit sera évidente, en particulier après avoir consulté la Figure 3.

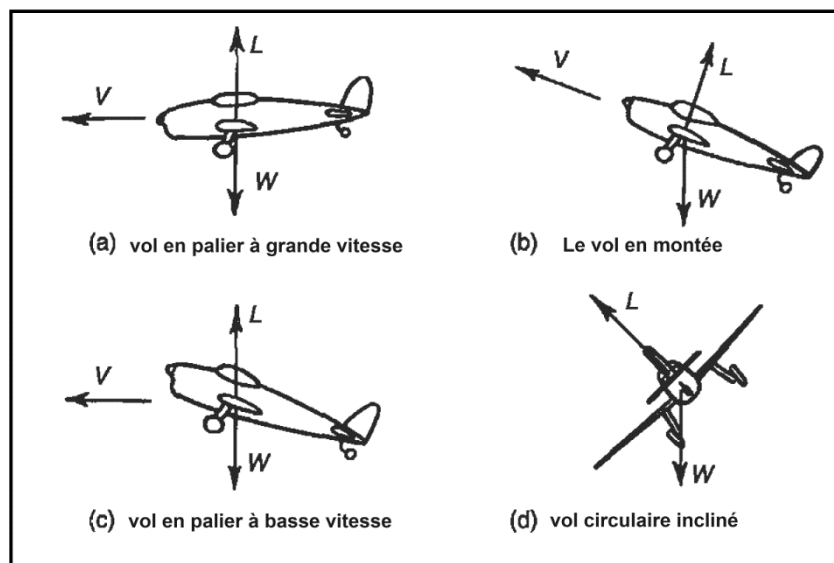


Figure 2.4. La direction de la force de portance

2.1.3 Coefficients Aérodynamiques

Les performances aérodynamiques d'un avion sont souvent quantifiées par des coefficients sans dimension. Les principaux sont le coefficient de portance (C_L) présenté dans ce qui et le coefficient de traînée (C_D). Ces coefficients dépendent de la forme de l'aile, de l'angle d'attaque, de la viscosité de l'air, et du régime de vol (subsonique, transsonique, supersonique).

2.1.3.1 Coefficient de Portance (C_L) :

Le coefficient de portance présenté ci-dessous est basé sur [15]

Le coefficient de portance est une mesure de la capacité de l'aile à générer de la portance. Il est influencé par le profil de l'aile, l'angle d'attaque et la répartition de la pression sur la surface de l'aile. Un profil d'aile bien conçu peut maximiser le C_L tout en minimisant la traînée associée. Le coefficient de portance se calcule comme suit :

$$C_L = \frac{L}{qS}$$

Où L est la portance nette agissant sur l'avion (unités typiques : N, lb) ;

q est la pression dynamique en écoulement libre (unités typiques : N/m², lb/ft²) ; et

S est la surface de référence de l'aile (unités typiques : m², ft²).

La pression dynamique peut être exprimée de plusieurs manières différentes, selon l'application. À titre de référence, la pression dynamique est exprimée ci-dessous en termes de vitesse aérienne vraie de l'avion, vitesse équivalente de l'air, et, pour les opérations à haute vitesse, le nombre de Mach:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V^2$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 a_0^2 \delta M^2$$

Où ρ est la densité de l'air ambiant (unités typiques : kg/m³, slug/ft³);

V est la vitesse air réelle de l'avion (unités typiques : m/s, ft/s);

ρ_0 est la densité de l'air à la mer niveau ISA (unités typiques : kg/m³, slug/ft³);

σ est la densité relative de l'air (sans unité);

V_e est la vitesse air équivalente de l'avion (unités typiques : m/s, ft/s);

a_0 est la vitesse du son dans l'air au niveau de la mer ISA (unités typiques : m/s, ft/s);

δ est la pression relative de l'air (sans unité);

$$\delta = \frac{p_{\infty}}{p_0}$$

où p_{∞} est la pression de l'air ambiant (statique) (unités typiques : N/m², lb/ft²) ; et p_0 est la pression de référence au niveau de la mer selon l'ISA (unités typiques : N/m², lb/ft²).

M est le nombre de Mach en vol de l'avion (sans unité).

Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque

L'angle d'attaque est généralement désigné par la lettre grecque alpha (α); Alpha est mesuré depuis le vent relatif (c'est-à-dire la direction de l'écoulement d'air en aval) jusqu'à une ligne de référence. Pour un profil aérodynamique, il est mesuré par rapport à la corde. Pour un avion, différentes conventions sont utilisées, selon l'application spécifique. Pour le travail aérodynamique général, la ligne de référence souvent sélectionné est l'axe longitudinal de l'avion (c'est-à-dire l'axe X, tel que défini par le système d'axes du corps dans la figure 2. Il est également courant de définir alpha par rapport à une corde d'aile de référence. Pour l'analyse de la stabilité de l'avion, il est souvent pratique de mesurer l'angle d'attaque par rapport à une condition de portance nulle (auquel cas $C_L = 0$ lorsque $\alpha = 0$).

C_L augmente de manière presque linéaire avec l'augmentation de l'angle d'attaque jusqu'à une valeur limite ; il entre ensuite dans une région de non-linéarité significative, qui présente un maximum clair (lorsque $C_L = C_{L_{\max}}$) associé au décrochage de l'aile. Le graphique C_L en fonction de α est généralement appelé la courbe de portance et la dérivée $Dc_L/d\alpha$ la pente de la courbe de portance.

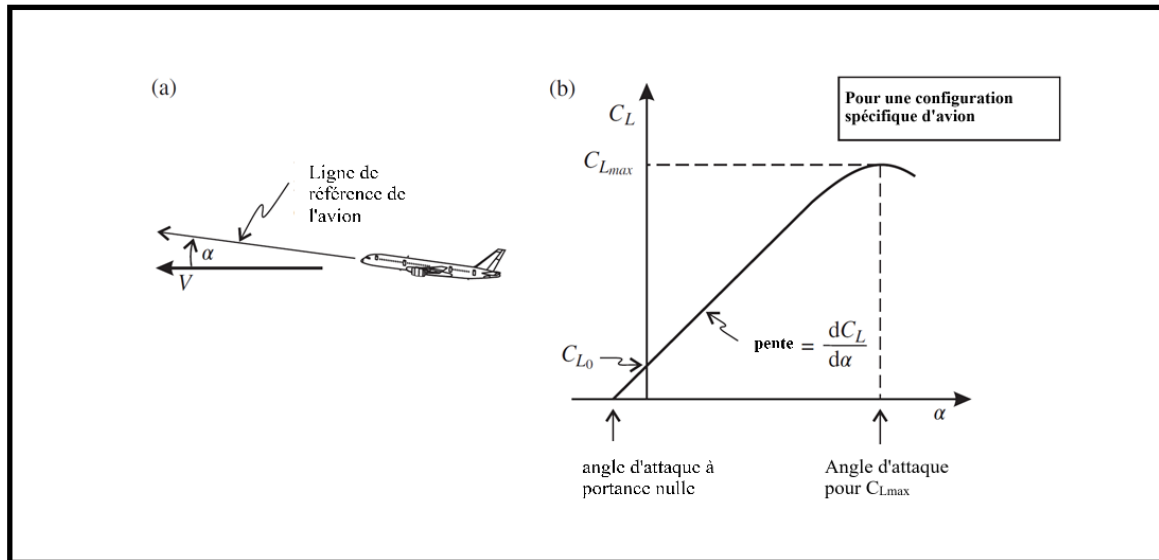


Figure 2.5. (a) Angle d'attaque de l'avion ;(b) Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque.

Coefficient de portance en vol droit et horizontal

En vol droit et horizontal, c'est-à-dire lorsque les ailes ne sont pas inclinées et que l'avion ne monte ni ne descend, la portance nette de l'avion équilibre exactement son poids. Pour cette condition de vol, le coefficient de portance peut être écrit comme suit :

$$C_{L1} = \frac{W}{qS} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{q}$$

Où C_{L1} est le coefficient de portance à 1 g (c'est-à-dire, $L = W$) (sans unité);

W est le poids de l'avion (unités typiques : N, lb); et

W/S est appelé la charge alaire (unités typiques : N/m², lb/ft²).

Influence du CG sur la courbe de portance

La position du centre de gravité (CG) de l'avion a une influence faible, mais non négligeable, sur la relation entre la portance (C_L) et l'angle d'attaque (α). La position du CG de l'avion au décollage dépend de plusieurs facteurs, notamment la répartition des passagers et du fret, ainsi que la localisation du carburant. Elle peut également varier pendant le vol à mesure que le carburant est consommé. Il existe des limites pour chaque phase du vol concernant la distance

maximale vers l'avant et vers l'arrière que le CG peut atteindre par rapport à sa position nominale de référence.

L'explication sur la manière dont la position du CG influe sur la courbe de portance est basée sur le concept d'une condition de vol compensée, où la somme des moments de tangage autour du CG de l'avion est nulle. Dans une condition de vol compensée et de niveau, la gouverne horizontale produit une force aérodynamique dirigée vers le bas pour équilibrer les moments aérodynamiques de piqué autour du CG générés par l'aile et le fuselage. Lorsque le CG est situé à l'arrière, la force de descente de la gouverne, nécessaire pour maintenir l'avion en équilibre, serait plus petite par rapport à une position de CG avant. Cela signifie que la portance de l'aile nécessaire pour équilibrer la somme du poids de l'avion et de la force de descente de la gouverne est moindre. Correspondant à la portance réduite de l'aile serait un angle d'attaque réduit.

Dans une condition de vol compensée et de niveau, la portance nette (L) doit être égale au poids de l'avion (W). Par conséquent, si le poids de l'avion (ainsi que la vitesse et l'altitude) ne changent pas, alors C_L ne changera pas même si la position du CG varie. En conséquence, pour générer le même C_L total pour un vol en 1 g stable, la courbe de portance pour un CG arrière doit se situer au-dessus de celle pour un CG avant. L'angle d'attaque pour un avion de transport à réaction typique est signalé être environ 2 degrés de moins en croisière lorsque le CG est à la limite arrière par rapport à lorsqu'il est à la limite avant.

L'approche conventionnelle adoptée pour la génération de données de performance (à utiliser par les équipages de vol, par exemple) est basée sur une position de CG de référence (par exemple, 25% de la corde moyenne aérodynamique est souvent utilisée); des données pour corriger ces valeurs pour d'autres positions de CG sont fournies, le cas échéant.

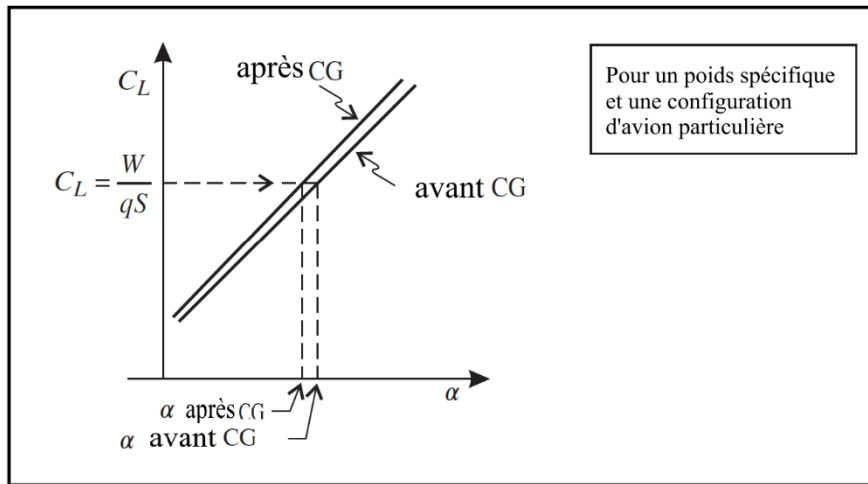


Figure 2.6. Influence du CG sur le coefficient de portance.

Coefficient de portance en vol de manœuvre:

Les mécanismes du vol de manœuvre, qui impliquent l'avion changeant sa trajectoire de vol par une rotation autour des axes de tangage, de roulis, ou de lacet. Lorsqu'un avion effectue une manœuvre de tangage ou une manœuvre de roulis, la portance de l'avion ne sera généralement pas égale à son poids. Pour décrire la portance d'un avion pendant le vol de manœuvre, il est pratique d'introduire un facteur de charge.

Par définition, un facteur de charge est une force aérodynamique (charge), normalisée en la divisant par le poids de l'avion. Un facteur de charge est donc un vecteur ; sa direction est la même que celle de la force sur laquelle il est basé. Dans l'étude du vol de manœuvre, c'est le rapport entre la portance de l'avion et son poids qui est d'intérêt:

$$n_z = \frac{L}{W}$$

n_z est le facteur de charge normal au trajet de vol, sans unité)

En utilisant cette définition, il est possible d'exprimer le coefficient de portance en fonction du poids de l'avion et du facteur de charge, de plusieurs manières alternatives mais équivalentes, pour une condition de vol générale.

$$C_L = \frac{L}{qS} = \frac{2n_z W}{\rho V^2 S} = \frac{2n_z W}{\rho_0 \sigma V^2 S} = \frac{2n_z W}{\rho_0 V_e^2 S} = \frac{2n_z \left(\frac{W}{\delta} \right)}{\rho_0 a_0^2 M^2 S}$$

La raison pour exprimer le paramètre du poids comme W/δ (comme fait dans la dernière forme du coefficient de portance dans ci-dessus) est que la poussée du moteur est souvent écrite de cette manière. Exprimer à la fois le poids et la poussée de cette manière identique simplifie le processus d'analyse dans certaines situations.

Coefficient de portance en croisière

Pendant de longues périodes en croisière, les avions de transport à réaction volent à une hauteur constante (ou presque constante), avec un nombre de Mach constant et les ailes à l'horizontale, donc, pendant ces moments, la portance sera égale au poids. Un coefficient de portance typique pendant la croisière pour un avion de ligne conventionnel est de 0,5 (cette valeur est fréquemment utilisée pour les analyses préliminaires).

Pendant la croisière, le carburant est consommé ; l'avion devient donc plus léger et la portance requise diminue. En outre, la réduction de la portance entraînera une réduction de la traînée totale. Si la vitesse et la hauteur restent inchangées, alors le coefficient de portance diminuera progressivement (en d'autres termes, l'angle d'attaque diminuera). La relation entre le coefficient de portance et le poids de l'avion, dans ces conditions, est linéaire. Il est cependant courant pendant les vols long-courriers que le pilote effectue une ou plusieurs montées en palier pendant la croisière; dans de tels cas, la relation entre le coefficient de portance et le poids montrera un changement brusque, associé à la densité de l'air plus faible à l'altitude supérieure.

Le coefficient de portance diminue linéairement avec le poids de l'avion. Cependant, le taux de variation du coefficient de portance avec le temps pendant la croisière ne serait pas exactement constant. Le taux de variation du poids d'un avion est égal au taux de consommation de carburant (d'autres changements dans le poids d'un avion de ligne sont considérés négligeables). Le débit de carburant peut être exprimé comme le produit de la consommation spécifique de carburant (TSFC) et de la poussée nette (FN). Maintenant, si l'avion doit maintenir une vitesse et une hauteur constantes, la poussée doit être réduite à mesure que l'avion devient plus léger et que la traînée diminue. On peut supposer que la consommation spécifique de carburant de la poussée est approximativement constante en croisière (bien que dans la réalité, de petits changements non linéaires se produisent). Cela signifie que le débit de carburant diminuera pendant la croisière, et donc le taux de variation du coefficient de portance ne sera pas exactement constant.

2.1.3.2 Coefficient de Traînée (C_D)

Le coefficient de traînée (C_D) est un paramètre non dimensionnel, mais il prend en compte tous les aspects de la configuration aérodynamique de l'avion, y compris les grands composants tels que l'aile, la queue, le fuselage, le moteur et le train d'atterrissage ; et de petits éléments tels que des rivets et une antenne. Ce coefficient comporte deux parties principales. La première partie est appelée coefficient de traînée liée à la portance ou coefficient de traînée induite (C_{Di}) et la seconde partie est appelée coefficient de traînée à portance nulle (C_{D0}). Le calcul de la première n'est pas très difficile, mais il faut beaucoup de temps pour déterminer la deuxième partie. Pour cette raison, Ce calcul est très sensible, car il influence tous les aspects des performances de l'avion. [16]

$$C_D = C_{Di} + C_{D0}$$

En utilisant le facteur de correction de traînée induite (K), nous avons une expression mathématique pour la variation du coefficient de traînée par rapport au coefficient de portance

$$C_{Di} = K C_L^2$$

K Doit être découvert par l'expérimentation. Les aérodynamiciens ont représenté ce paramètre en tant que facteur de correction de traînée induite. Le facteur de correction de traînée induite est inversement proportionnel au rapport d'envergure de l'aile (AR) et au facteur d'efficacité d'Oswald de l'aile (e). La relation mathématique est la suivante [16] :

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

Le rapport d'envergure de l'aile est le rapport entre l'envergure de l'aile (b) et la corde aérodynamique moyenne (MAC ou C). Le ratio peut être reformulé en fonction de la surface de l'aile (S) et de l'envergure de l'aile de la manière suivante [16] :

$$AR = \frac{b}{C} = \frac{bb}{Cb} = \frac{b^2}{S}$$

Le facteur d'efficacité d'Oswald de l'aile e est un paramètre aérodynamique qui mesure à quel point une aile est efficace pour générer de la portance. Ce facteur est introduit en tant que moyen de quantifier l'efficacité de l'aile dans la production de portance tout en prenant en compte les effets de la traînée induite.

Le facteur d'efficacité d'Oswald est influencé par plusieurs facteurs, notamment le rapport d'envergure de l'aile (b) et l'angle d'inclinaison du bord d'attaque (sweep angle). Un facteur

d'efficacité d'Oswald élevé indique que l'aile est très efficace pour produire de la portance avec une traînée minimale, ce qui est souhaitable pour les performances aérodynamiques optimales.

Le facteur d'efficacité d'Oswald est généralement déterminé par des tests en soufflerie et des simulations aérodynamiques. Si la distribution de la portance le long de l'aile suit une distribution de portance idéale (parabolique), alors le facteur d'efficacité d'Oswald peut atteindre sa valeur maximale, qui est de 1. Cependant, en raison de diverses perturbations et effets aérodynamiques réels, les valeurs typiques du facteur d'efficacité d'Oswald se situent généralement entre 0,7 et 0,9 pour la plupart des avions. [16]

Retournons au coefficient de traînée à portance nulle C_{D0} , Le coefficient de traînée à portance nulle, également appelé coefficient de traînée parasite (ou coefficient de traînée de base), est une mesure aérodynamique importante qui caractérise la quantité de traînée aérodynamique générée par un avion ou un objet lorsque sa portance est négligeable ou nulle. En d'autres termes, il quantifie la résistance que l'objet rencontre lorsqu'il se déplace dans l'air en l'absence de portance significative, par exemple lorsque l'avion vole en palier à une vitesse constante.

Ce coefficient englobe diverses formes de traînée qui ne sont pas liées à la production de portance, comme la traînée de frottement (due au contact de l'air avec la surface de l'objet) et la traînée de forme (due à la forme de l'objet). Le coefficient de traînée à portance nulle est déterminé expérimentalement ou par des analyses aérodynamiques.

L'objectif dans la conception aéronautique est de minimiser le coefficient de traînée à portance nulle, car cela contribue à améliorer l'efficacité de l'avion en réduisant la résistance de l'air et en augmentant ses performances en vol. Les concepteurs d'avions utilisent des techniques telles que la forme aérodynamique optimisée, la réduction des zones de turbulence et des caractéristiques de surface lisses pour réduire le coefficient de traînée à portance nulle, ce qui a un impact positif sur la consommation de carburant et la performance globale de l'avion.

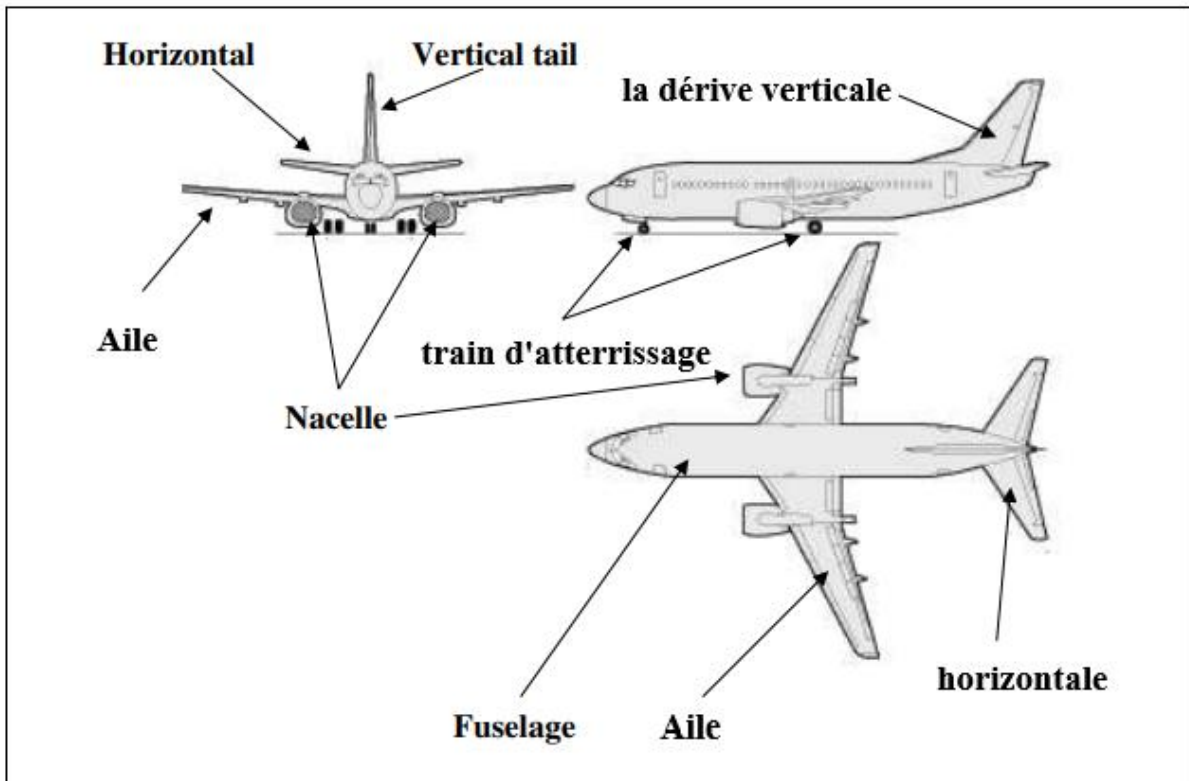


Figure 2.7. Principaux composants du Boeing 737 contribuant au C_{D0}

Comme l'illustre la Figure, les composants aérodynamiques externes d'un aéronef contribuent tous à la traînée de l'aéronef. Bien que seules les ailes, et dans une certaine mesure la dérive, aient une fonction aérodynamique (c'est-à-dire produire de la portance), chaque composant (qu'il s'agisse de grandes parties telles que les ailes ou de petites parties comme un rivet) en contact direct avec l'écoulement d'air exécute diverses fonctions aérodynamiques (c'est-à-dire générer de la traînée). Ainsi, pour calculer le coefficient de traînée à portance nulle d'un aéronef, nous devons inclure chaque élément contributif. Le C_{D0} d'un aéronef est simplement la somme des C_{D0} de tous les composants contributifs [16].

$$C_{D0} = C_{Dof} + C_{Dow} + C_{Doht} + C_{Dovt} + C_{DoLG} + C_{DoN} + C_{DoS} + C_{DoHLD} + \dots$$

Où C_{Dof} , C_{Dow} , C_{Doht} , C_{Dovt} , C_{DoLG} , C_{DoN} , C_{DoS} , C_{DoHLD} , représentent respectivement les contributions du fuselage, de l'aile, de la queue horizontale, de la dérive verticale, du train d'atterrissage, de la nacelle, du hauban et des dispositifs hypersustentateurs (comme les volets) dans le C_{D0} de l'aéronef. Les trois points à la fin de l'équation illustrent qu'il existe d'autres composants qui ne sont pas présentés ici. Ils incluent des composants non significatifs tels que l'antenne, le tube de Pitot, le klaxon de décrochage, les câbles, les interférences et l'essuie-glace. Chaque sous-section de cette partie introduit une méthode visant à évaluer la part de chaque élément dans le C_{D0} d'un avion. La source principale pour ces méthodes et équations est la

Référence [16]. La plupart de ces équations reposent sur des données issues d'essais en vol et d'expérimentations en soufflerie, ce qui fait que la méthode d'agrégation repose essentiellement sur des formules empiriques:

Fuselage

Le coefficient de traînée à portance nulle d'un fuselage est donné par l'équation suivante :

$$C_{D_{0f}} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wetf}}{S}$$

Où C_f est le coefficient de frottement cutané du fuselage, c'est un nombre adimensionnel. Il est déterminé en fonction de la relation de Prandtl comme suit:

Pour un écoulement purement turbulent:

$$C_f = \frac{0.455}{[\log_{10}(Re)]^{2.58}}$$

Pour un écoulement purement laminaire :

$$C_f = \frac{1.327}{\sqrt{Re}}$$

Le paramètre Re est appelé nombre de Reynolds et a une valeur adimensionnelle. Il est défini comme:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Où ρ est la densité de l'air, V est la vitesse de l'aéronef, μ est la viscosité de l'air, et L est la longueur du composant dans la direction du vol. Pour un fuselage, L est la longueur du fuselage. Pour les surfaces portantes telles que l'aile et la dérive, L est la corde aérodynamique moyenne. Au sein de l'univers aéronautique, une réalité prévalente réside dans le fait que la plupart des aéronefs se trouvent fréquemment immergés au cœur d'une danse complexe où les écoulements, tantôt laminaire et tantôt turbulent, s'enlacent autour du fuselage et des divers composants. Cette dualité fluide, soumise à des lois subtiles, se voit accompagnée d'une ressource précieuse : les références aérodynamiques. Parmi elles, on peut citer, à titre illustratif, les travaux [14] et [17], qui non seulement guident, mais aussi recommandent avec éloquence des techniques permettant d'évaluer avec finesse la proportion délicate entre ces deux types d'écoulement au sein de n'importe quelle composante aérodynamique.

La démarcation énigmatique, là où le fluide adopte le comportement changeant du laminaire au turbulent, se trouve minutieusement cernée par ces sources expertes. Dans une démarche de clarté et d'efficacité, il est conseillé d'adopter l'assumption que l'écoulement s'abandonne soit

entièrement à la sérénité du laminaire, soit tout entier aux tourbillons tourmentés du turbulent. En cette quête de simplification, l'audacieuse hypothèse d'un écoulement totalement turbulent délivre une récompense notable : celle d'une prédiction plus précise. En effet, l'art de surestimer la traînée se révèle bien plus souhaitable que l'acte de la sous-estimer, conférant ainsi une sécurité accrue aux calculs et aux analyses aérodynamiques.

En résumé, l'écoulement est théoriquement laminaire en dessous d'un nombre de Reynolds de 4 000, mais la turbulence devient significative à partir de 200 000. Au-delà de 2 000 000, l'écoulement est généralement turbulent. Dans les vols subsoniques à basse vitesse, l'écoulement est majoritairement laminaire, tandis qu'aux vitesses élevées et transsoniques, il devient turbulent. Les vols supersoniques et hypersoniques connaissent un écoulement totalement turbulent. Les avions modernes peuvent présenter des proportions variables d'écoulement laminaire, allant jusqu'à 50 % pour certaines parties comme les ailes et la queue, et environ 40 % à 50 % pour le fuselage.

Le deuxième paramètre f_{LD} est fonction du rapport longueur/diamètre du fuselage. Il est défini comme :

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D} \right)$$

Où L est la longueur du fuselage et D est son diamètre maximum. Si la section transversale du fuselage n'est pas un cercle, vous devez trouver son diamètre équivalent. Le troisième paramètre de l'équation f_M est fonction du nombre de Mach (M). Il est défini comme suits:

$$f_M = 1 - 0.08M^{1.45}$$

Les deux derniers paramètres sont S_{wetf} et S, qui représentent respectivement la surface mouillée du fuselage et la surface de référence de l'aile.

La notion de surface mouillée en aérodynamique se rapporte à la surface effective du matériau constituant l'enveloppe d'un avion. Plus précisément, il s'agit de la somme totale des surfaces qui sont réellement en contact avec l'air dans lequel l'aéronef évolue. Le terme "mouillée" provient de l'idée que ces surfaces seraient "mouillées" si l'avion était immergé dans un liquide.

La surface mouillée revêt une importance cruciale dans les calculs aérodynamiques, car elle influe directement sur la traînée subie par l'aéronef. Plus la surface mouillée est grande, plus la traînée de friction générée est importante en raison de l'interaction entre l'écoulement d'air et les surfaces du composant. Par conséquent, minimiser la surface mouillée est souvent une considération majeure dans la conception, visant à réduire la traînée globale et à améliorer l'efficacité de l'aéronef.

La surface mouillée constitue la zone sur laquelle les distributions de pression et de contrainte de cisaillement exercent leurs effets. C'est pourquoi elle représente une grandeur géométrique pertinente lorsqu'il est question des forces aérodynamiques en jeu. Néanmoins, le calcul précis de la surface mouillée n'est pas chose aisée, surtout lorsque l'on s'attaque à des formes de corps complexes. En effet, ces dernières peuvent impliquer des contours variés et non triviaux, rendant la détermination de la surface mouillée une tâche souvent complexe et exigeant des approches sophistiquées.

Un commentaire semble nécessaire concernant la surface de référence, Le paramètre S est une surface choisie de manière appropriée pour la définition des coefficients de force et de moment. La surface de référence (S) est simplement une zone servant de base ou de référence qui peut être spécifiée arbitrairement. Ce choix est principalement effectué pour des raisons de commodité. La surface de référence (S) pour un avion conventionnel est la surface projetée que nous observons lorsque nous regardons l'aile d'une vue de dessus, incluant la section du fuselage entre deux parties de l'aile. Pour cette raison, aussi bien pour les ailes que pour les avions entiers, la surface de la forme de l'aile est généralement utilisée comme S dans les définitions de C_L , C_D et C_m .

Aile, Empennage Horizontal, et Empennage Vertical

Étant donné que l'aile, l'empennage horizontale et l'empennage verticale sont trois surfaces portantes, elles sont traitées de manière similaire. Les coefficients de traînée à portance nulle de l'aile (C_{D0w}), de l'empennage horizontale (C_{D0ht}) et de l'empennage verticale (C_{D0vt}) sont respectivement donnés par les équations suivantes :

$$C_{D_{0w}} = C_{f_w} f_{tc_w} f_M \left(\frac{S_{wet_w}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_w}}}{0.004} \right)^{0.4}$$

$$C_{D_{0ht}} = C_{f_{ht}} f_{tc_{ht}} f_M \left(\frac{S_{wet_{ht}}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_{ht}}}}{0.004} \right)^{0.4}$$

$$C_{D_{0vt}} = C_{f_{vt}} f_{tc_{vt}} f_M \left(\frac{S_{wet_{vt}}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_{vt}}}}{0.004} \right)^{0.4}$$

Dans ces équations, C_{fw} , C_{fht} et C_{fvt} sont similaires à ce que nous avons défini pour le fuselage dans la formule 11. La seule différence est que la valeur équivalente de L dans le nombre de Reynolds pour l'aile, l'empennage horizontale et l'empennage verticale est leur corde aérodynamique moyenne (MAC ou C). En d'autres termes, la définition du nombre de Reynolds pour une surface portante (par exemple, une aile) est :

$$Re = \frac{\rho V \bar{C}}{\mu}$$

Où \bar{C} la corde aérodynamique moyenne est calculée par:

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left[1 + \lambda - \frac{\lambda}{1 + \lambda} \right]$$

Où C_r désigne la corde racine (voir figure 7), et λ est le rapport de réduction ; le rapport entre la corde de l'extrémité (C_t) et la corde de la racine (C_r):

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$

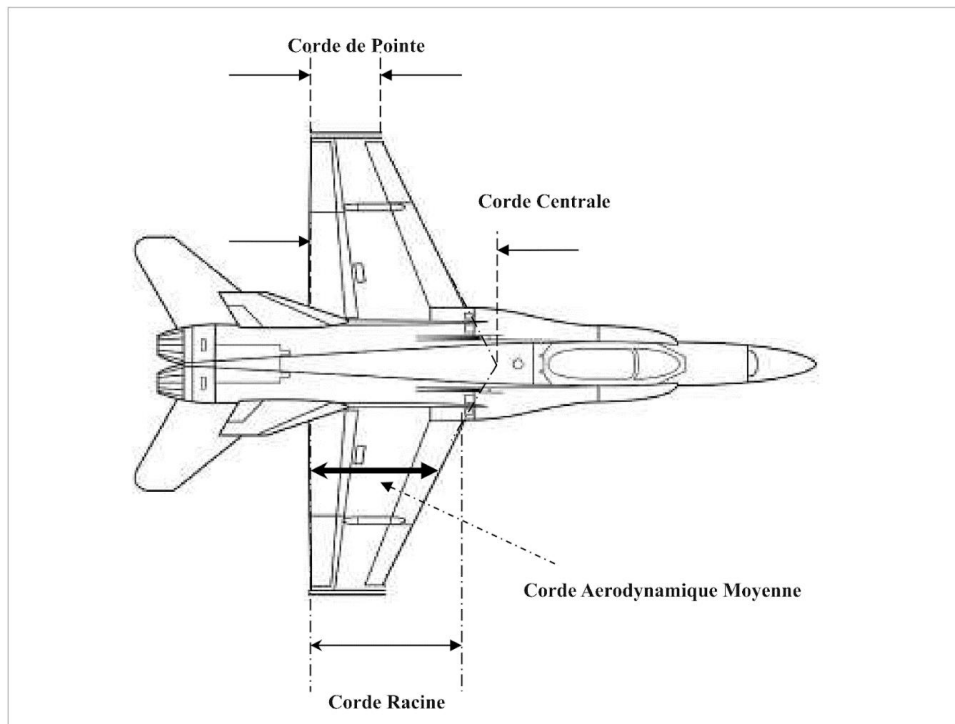


Figure 2.8. Corde aérodynamique moyenne de l'aile (MAC)

Le paramètre f_{tc} est fonction du rapport d'épaisseur et est donné par:

$$f_{tc} = 1 + 2.7 \left(\frac{t}{c} \right)_{\max} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_{\max}^4$$

Où $(t/c)_{\max}$ représente le rapport épaisseur maximale sur corde de l'aile ou de l'empennage. En général, le rapport épaisseur maximale sur corde pour une aile se situe autour de 12 % à 18 %, et pour l'empennage, il est d'environ 9 % à 12 %. Le paramètre S_{wet} correspond à la surface mouillée de l'aile ou de l'empennage.

Les paramètres S_{wetw} , S_{weth} et S_{wetv} désignent respectivement la surface mouillée de l'aile, de l'empennage horizontale et de l'empennage verticale. Contrairement à la surface de référence, la surface mouillée est basée sur la surface exposée, et non sur la surface brute. En raison de la

courbure spéciale des sections des profils d'aile et de l'empennage, il peut sembler fastidieux de calculer la surface mouillée exacte d'une aile ou de l'empennage. Il existe une méthode simplifiée pour déterminer la surface mouillée d'une surface portante avec une précision acceptable. Étant donné que l'aile et l'empennage ne sont pas trop épais (environ 15 % en moyenne), on peut initialement supposer que la surface mouillée est d'environ deux fois celle de la surface nette ou exposée. Pour être plus précis, vous pouvez considérer la portance comme une boîte mince avec une épaisseur moyenne égale à la moitié de l'épaisseur du profil. Selon cette hypothèse, la surface mouillée est donnée comme suit :

$$S_{wet} = 2 \left[1 + 0.5 \left(\frac{t}{c} \right)_{max} \right] b C$$

Le paramètre C_{Dmin} dans les équations présentées représente le coefficient de traînée minimale de la section transversale du profil de l'aile ou de l'empennage. Il peut être aisément déterminé à partir d'une courbe C_D - C_L du profil de l'aile.

L'étude de la variation du coefficient de traînée par rapport au coefficient de portance, également connue sous le nom de polaire de traînée, est une analyse essentielle en aérodynamique. Cette relation entre deux paramètres fondamentaux permet de comprendre en détail les performances d'un aéronef à différentes phases de vol.

En général, la polaire de traînée illustre comment le coefficient de traînée (C_D) évolue en fonction du coefficient de portance (C_L). Elle permet de visualiser comment les changements dans la portance (la force ascendante générée par les ailes) influencent la traînée (la force de résistance à l'avancement). Cette relation est souvent représentée graphiquement, montrant comment le C_D varie avec C_L sur une plage de valeurs [16].

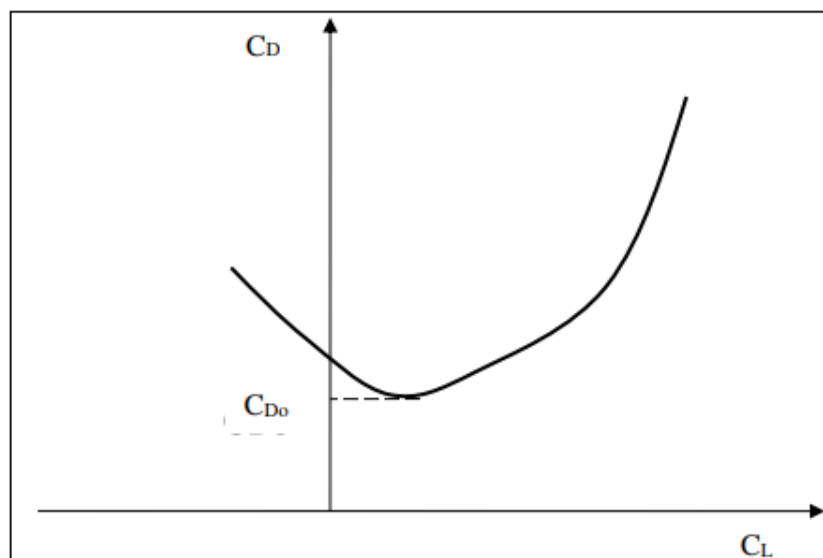


Figure 2.9. Variations typiques de C_D par rapport à C_L

L'analyse de la polaire de traînée est cruciale pour diverses raisons. Elle permet de déterminer les caractéristiques de vol qui offrent le meilleur équilibre entre portance et traînée, ce qui peut avoir des implications directes sur l'efficacité énergétique et la performance globale d'un aéronef. Une polaire de traînée bien optimisée peut contribuer à des économies de carburant, à des distances de vol accrues et à une meilleure maniabilité de l'avion.

De plus, l'étude de la polaire de traînée aide à définir les phases de vol critiques. Par exemple, lorsqu'un avion effectue une approche pour l'atterrissage, il doit réduire sa vitesse tout en maintenant une portance adéquate. L'analyse de la polaire de traînée permet de déterminer la configuration idéale des volets et des trains d'atterrissage pour minimiser la traînée et contrôler la descente en toute sécurité.

En somme, la relation entre le coefficient de traînée et le coefficient de portance offre un aperçu crucial des performances aérodynamiques d'un aéronef. Son étude permet aux ingénieurs d'optimiser la conception des avions et de maximiser leur efficacité opérationnelle, contribuant ainsi aux progrès continus de l'aviation moderne.

2.2 masse et centrage :

Les définitions qui suit son présentées par [15]

Le poids d'un avion est un paramètre clé dans ses performances, pris en compte dès le début du processus de conception et suivi tout au long de la fabrication. Les poids sont enregistrés pour la certification et chaque avion est pesé avant livraison. Un même type d'avion peut avoir plusieurs variantes de poids selon la série et l'équipement. L'augmentation du poids au cours de la vie de l'avion est inévitable, en raison des réparations et modifications. Les opérateurs suivent donc rigoureusement le poids à vide des avions, selon les règles réglementaires.

Poids à vide constructeur

Le poids à vide constructeur MEW (manufacturer's empty weight) est le poids de la structure de la cellule, plus le groupe motopropulseur, les systèmes (par exemple, avionique, hydraulique), certains aménagements (par exemple, les sièges passagers), l'équipement d'urgence fourni par le vendeur, et l'équipement fixe considéré comme partie intégrante de l'avion. Il s'agit essentiellement d'un poids "à sec", incluant uniquement les fluides contenus dans des systèmes en circuit fermé (par exemple, les systèmes hydrauliques).

Poids à vide de base

Le poids à vide de base BEW (Basic EmptyWeight) est égal au poids à vide constructeur, plus le poids de certains fluides et éléments amovibles qui ne varient généralement pas pour les avions du même type (souvent appelés éléments standard). Ces éléments incluent le carburant inutilisable et l'huile moteur, ainsi que la portion d'autres liquides (par exemple, l'eau potable et l'eau de lavage) qui est inutilisable ; les structures de cuisine et les équipements associés (par exemple, les fours) ; les aménagements tels que les cloisons de séparation, les revêtements de sol, et les sièges (s'ils ne sont pas déjà inclus dans le MEW) ; et l'équipement d'urgence de base (par exemple, les équipements d'oxygène d'urgence, les trousse de premiers secours). Les exploitants qui reçoivent de nouveaux avions baseraient généralement le BEW sur le poids à vide de livraison de l'avion, tel qu'enregistré par le constructeur dans le manuel Masse et Centrage de l'avion.

Poids à vide opérationnel

Le poids à vide opérationnel OEW (Operating EmptyWeight) est le poids total de l'avion prêt pour une opération spécifique (mission), en excluant le carburant utilisable et la charge utile. Il comprend le poids à vide de base plus le poids du personnel, de l'équipement et des fournitures nécessaires pour une mission particulière (opération). Ces éléments opérationnels incluent les membres d'équipage de vol et de cabine (ainsi que leurs manuels et bagages), les fournitures de restauration et l'eau utilisable (pour boire et se laver), les articles de service en cabine (par exemple, les couvertures, les journaux et autres documents), les fluides et produits chimiques rechargeables (par exemple, pour les toilettes), les huiles pour les moteurs et autres, les équipements de secours supplémentaires (par exemple, les radeaux de sauvetage, qui sont requis pour les routes au-dessus de l'eau), les trousse à outils, les conteneurs et palettes de fret, et ainsi de suite. Les poids à vide opérationnels sont donc spécifiques à chaque avion particulier (et non à un type d'avion) pour la mission effectuée.

Poids à zéro carburant

Le poids sans carburant ZFW (zéro fuel weight) est le poids à vide opérationnel plus le poids de la charge utile (charge commerciale), qui comprend les passagers, leurs bagages et le fret.

Poids au décollage

Le poids au décollage TOW (take-off weight) est le poids sans carburant plus le poids du carburant au moment du décollage. Comme le poids au décollage correspond au poids de

l'avion au début de la course de décollage, on l'appelle souvent le poids au lâcher des freins BRW (brake release weight).

Poids au point fixe

Le poids au point fixe (ou poids de roulage) est le poids au décollage, plus le poids du carburant nécessaire pour l'utilisation de l'unité de puissance auxiliaire avant le décollage, le démarrage et la mise en route des moteurs, ainsi que le roulage jusqu'au début de la course de décollage.

Poids à l'atterrissage

Le poids à l'atterrissage LW (landing weight) est le poids de l'avion au moment du toucher des roues à l'aéroport de destination. Du point de vue de la planification de vol, il est égal au poids sans carburant plus le poids du carburant de réserve (y compris le carburant de contingence en route, le carburant pour l'alternative, le carburant de réserve final ou de maintien en vol, ainsi que tout carburant supplémentaire requis pour se conformer aux réglementations opérationnelles ou à la politique de la compagnie).

2.2.1 Centre de gravité

2.2.1.1 Détermination du centre de gravité (CG)

Le centre de gravité (CG) d'un avion est mesuré à partir d'un point de référence défini (par exemple, un point sélectionné à proximité du nez de l'avion). Lorsque l'avion est correctement nivelé, les distances par rapport à ce point de référence sont désignées par X (comme illustré dans la Figure 9). Le terme « station » est souvent utilisé pour définir une position X mesurée par rapport au point de référence (qui est alors appelé station zéro).

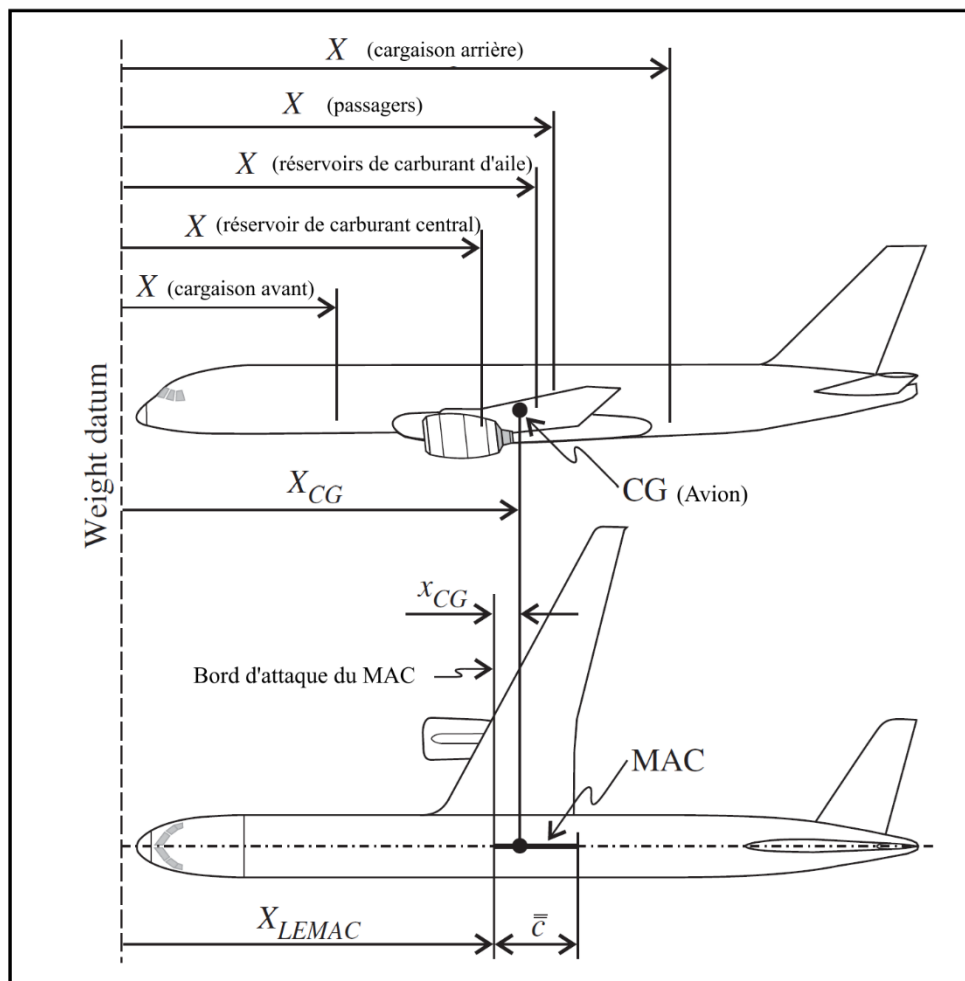


Figure 2.10. Déterminer le centre de gravité de l'avion.

Le poids à vide opérationnel et la position correspondante du centre de gravité (CG) sont déterminés à partir des résultats de la pesée de routine de l'avion. Ces informations servent de base pour calculer le poids et la position du CG de l'avion avant le décollage et à tout moment pendant le vol. Cela se fait en prenant en compte le poids et la position du CG des éléments suivants : le carburant dans les différents réservoirs, les passagers et leurs bagages à main, les bagages enregistrés, et le fret. La position du CG peut être calculée à l'aide de l'équation suivante:

$$X_{CG} = \frac{W_{OE}X_{OE} + \sum W_i X_i}{W_{OE} + \sum W_i}$$

$$X_{CG} = \frac{m_{OE}X_{OE} + \sum m_i X_i}{m_{OE} + \sum m_i}$$

où X_{CG} est la distance au centre de gravité (CG) de l'avion (unités typiques : m, ft, in) ;

W_{OE} est le poids à vide opérationnel (unités typiques : N, lb ou kg) ;

X_{OE} est la distance au centre de gravité de l'avion dans la condition à vide opérationnelle (unités typiques : m, ft, in) ;

W_i (ou m_i) est le poids (ou la masse) du i ème composant (par exemple, carburant, passagers, bagages, fret) (unités typiques : N, lb ou kg) ; et

X_i est la distance au centre de gravité du i ème composant (unités typiques : m, ft, in).

Pour la plupart des applications, la position du centre de gravité (CG) de l'avion est exprimée en pourcentage d'une corde de référence (RC) ; il est d'usage d'utiliser la corde aérodynamique moyenne (MAC) à cette fin. La conversion de la valeur X_{CG} en une fraction de la MAC peut être effectuée à l'aide de l'équation suivante :

$$\frac{x_{CG}}{\bar{c}} = \frac{X_{CG} - X_{LEMAC}}{\bar{c}}$$

Où X_{CG} , X_{CG} et X_{LEMAC} sont définis dans la Figure 9 ; et \bar{c} est la corde aérodynamique moyenne (MAC).

La position du centre de gravité (CG) d'un avion dépend du poids et de la répartition de la charge utile et du carburant. Pendant le vol, à mesure que le carburant est consommé et que les passagers et l'équipage se déplacent dans la cabine, le CG se déplace, à la fois verticalement et horizontalement. Le déplacement vertical est minime et a généralement peu de conséquences, mais le déplacement horizontal est important. Pour des raisons de sécurité, le CG doit rester dans des limites avant et arrière spécifiées pour chaque phase du vol. La position latérale du CG doit également rester dans des limites définies, ce qui est un facteur à prendre en compte lors du chargement du fret.

2.2.1.2 Stabilité statique longitudinale et réglage du stabilisateur

Fonctionnement du stabilisateur horizontal réglable

Le plan horizontal d'un avion de transport à réaction conventionnel comporte deux surfaces de contrôle aérodynamiques : le stabilisateur et la gouverne de profondeur. Ces deux surfaces peuvent être utilisées par le pilote pour générer des moments de tangage autour du centre de gravité (CG) de l'avion et ainsi contrôler l'avion autour de l'axe Y_b . La fonction principale de la gouverne de profondeur est de manœuvrer l'avion en générant des moments de tangage déséquilibrés autour du CG, tandis que le stabilisateur horizontal est principalement utilisé pour l'équilibre longitudinal (c'est-à-dire le réglage d'assiette).

Le système de réglage de l'assiette en tangage assure la stabilité de l'avion en ajustant l'angle d'attaque du stabilisateur afin de compenser les variations de moment. Celles-ci peuvent être causées par des changements dans la configuration de l'avion (comme la position des volets), des variations de vitesse, une modification du poids (due par exemple à la consommation de carburant), ou encore un déplacement du centre de gravité (suite à un transfert de carburant). Ce système permet également au pilote de maintenir l'avion en équilibre sans avoir à exercer de force continue sur le manche ou le volant.

Il est courant sur les avions modernes que le stabilisateur horizontal suive automatiquement les changements de position soutenus de la gouverne de profondeur, tels que demandés par le pilote ; la conception de ces fonctionnalités garantit que le mouvement de "suivi" du stabilisateur est lent et qu'il suit avec un léger décalage les commandes du pilote. Pendant les phases critiques du vol, il est important que le trim soit correctement réglé. Si un avion n'est pas en trim et que le pilote relâche par inadvertance le manche ou le volant, l'avion tangera vers le haut ou vers le bas (le taux de tangage dépendant de l'écart de réglage du trim). Une de ces phases critiques est le décollage.

Il est standard que les équipages de vol règlent la position du stabilisateur horizontal avant le décollage en fonction du poids réel au décollage de l'avion et de la position du CG. Cela garantit que l'avion sera en trim — ou presque en trim — pendant la montée après le décollage. Le réglage du trim est généralement sélectionné pour produire une condition en trim à la vitesse de montée avec un seul moteur en fonctionnement, V2. Cela signifie également que l'entrée de commande du pilote pour faire pivoter l'avion sera très similaire à chaque décollage ; c'est une considération importante pour prévenir les "contacts de la queue".

La masse et le centrage d'un avion influencent directement la consommation de carburant en affectant ses performances aérodynamiques, sa stabilité et son efficacité en vol. Voici comment ces deux paramètres interviennent précisément :

2.3 Masse de l'avion et consommation de carburant

Effet du poids total : Plus l'avion est lourd (masse élevée), plus la poussée nécessaire pour le maintenir en vol ou pour grimper est importante. Cette augmentation de poussée se traduit par une consommation accrue de carburant. En particulier, pendant le décollage et la montée initiale, une masse plus importante nécessite plus de puissance, ce qui fait que l'avion consomme davantage de carburant.

Impact du carburant lui-même : Le carburant ajouté pour un vol long est lui-même une masse supplémentaire. Cela crée une boucle où l'ajout de carburant pour compenser le poids supplémentaire augmente encore la consommation nécessaire pour soulever ce carburant.

2.4 Centrage (centre de gravité - CG) et consommation de carburant

Position du CG et traînée aérodynamique : La position du centre de gravité (CG) affecte l'assiette de l'avion. Si le CG est trop à l'avant ou à l'arrière, l'avion devra ajuster sa configuration (par exemple, un angle de vol différent) pour compenser, ce qui peut entraîner une augmentation de la traînée aérodynamique. Plus la traînée est importante, plus il faut de puissance pour maintenir la vitesse de croisière, ce qui accroît la consommation de carburant.

Optimisation du CG : Un CG proche de la limite arrière (mais toujours dans les tolérances spécifiées) réduit la force de portance requise de la queue, réduisant ainsi la traînée induite. Un CG bien positionné permet à l'avion de voler plus efficacement, en minimisant la résistance aérodynamique et donc en réduisant la consommation de carburant.

2.5 Changement de CG en vol et ajustement de la consommation

Déplacement du CG avec la consommation de carburant : À mesure que le carburant des réservoirs est consommé, la répartition de la masse change, ce qui peut déplacer le centre de gravité. Certains avions ont des réservoirs dans différentes sections (avant, arrière, ailes) et consommer du carburant de certains réservoirs avant d'autres peut changer la position du CG. Un CG qui se déplace en dehors des limites optimales entraîne une augmentation de la traînée et donc de la consommation de carburant.

Gestion du carburant pour équilibrer le CG : Dans les avions à long rayon d'action, les pilotes ou les systèmes automatiques de gestion du carburant peuvent déplacer du carburant d'un réservoir à un autre pendant le vol pour maintenir le CG dans une position optimale, réduisant ainsi la consommation globale.

2.6 Importance des phases de vol

Décollage et montée : La masse élevée et un CG mal positionné augmentent les besoins en poussée, augmentant la consommation de carburant pendant ces phases critiques.

Croisière : En croisière, le maintien d'un CG optimisé et d'une masse réduite permet de maximiser l'efficacité. La consommation de carburant en croisière est sensible aux variations de la traînée aérodynamique, influencée par le centrage.

Atterrissage : Bien que la phase d'atterrissage soit moins affectée par le CG en termes de consommation de carburant, un CG mal positionné peut affecter la stabilité de l'avion lors de cette phase, obligeant les pilotes à ajuster la configuration, ce qui pourrait indirectement affecter la consommation.

2.7 Débit de carburant et consommation spécifique de carburant à la poussée

Définitions du débit de carburant

Dans le contexte de la performance des avions, le débit de carburant peut être défini comme la quantité de carburant consommée (ou brûlée) par unité de temps. Il peut être exprimé par la masse de carburant consommée par unité de temps (\dot{m}_f), qui est souvent symbolisée par Q dans le cadre de la performance des avions.

Consommation de carburant spécifique à la poussée TSFC

La consommation spécifique de carburant (TSFC) – souvent abrégée en consommation spécifique de carburant (SFC) – est un paramètre de performance clé pour un moteur à réaction. La TSFC peut être définie par la masse de carburant brûlée par unité de temps (Q), divisée par la poussée du moteur (F_N). On lui donne le symbole c .

$$c = \frac{Q}{F_N}$$

Variation du TSFC de croisière

Un indicateur d'efficacité très important pour un avion est le TSFC (consommation spécifique de carburant) du moteur pour les valeurs de poussée nécessaires à la croisière. La relation entre le TSFC et la poussée nette installée est illustrée dans la Figure 10, pour différents nombres de Mach en croisière. Ces graphiques sont parfois appelés boucles TSFC en raison de leur forme caractéristique. La poussée requise produite par les moteurs installés - qui équivaut à la traînée de l'avion pour une croisière à vitesse et altitude constantes - se trouvera au bas de la boucle, ou près de celui-ci, au nombre de Mach de croisière de conception pour des combinaisons cellule-moteur correctement appariées.

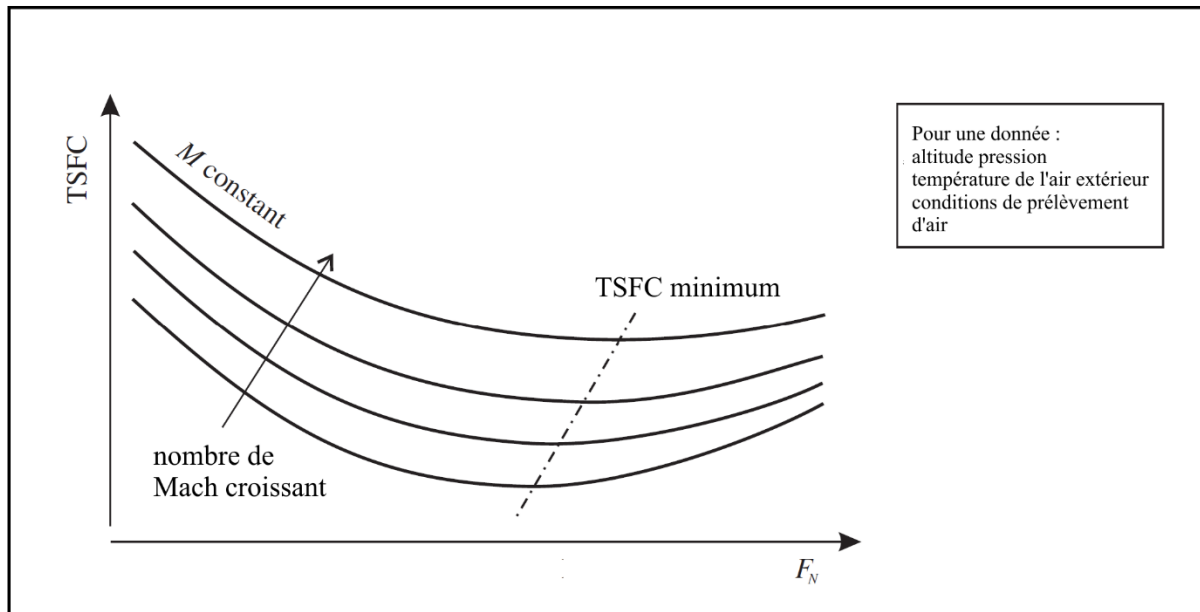


Figure 2.11. Consommation spécifique de carburant à la poussée (TSFC) pour un turboréacteur en croisière en fonction de la poussée nette installée.

Le TSFC est également lié à une autre mesure de l'efficacité du moteur : la poussée spécifique.

$$c = \frac{f}{F_s}$$

Où f est le rapport de débit massique carburant/air (sans dimension) ; et F_s est la poussée spécifique (unités typiques : $\text{N kg}^{-1} \text{ s}$, $\text{lb slug}^{-1} \text{ s}$). Notez qu'une poussée spécifique élevée correspond à un TSFC faible.

Variation du TSFC en fonction de la vitesse de rotation du moteur

La meilleure efficacité énergétique, c'est-à-dire le TSFC le plus bas, est atteinte pour un ensemble donné de conditions (c'est-à-dire pression et température ambiantes et nombre de Mach) lorsque le moteur fonctionne à une vitesse de rotation spécifique (N_1). Cela est évident d'après les « boucles » du TSFC illustrées dans la Figure 10 ; le point le plus bas sur chaque courbe correspond à une condition de poussée optimale. Il est important, en particulier pour le segment de croisière d'un vol, que l'avion soit exploité à proximité de ce point optimal afin de réduire sa consommation de carburant pendant le voyage.

La poussée requise en croisière dépend du coefficient de traînée de l'avion (C_D), qui est une fonction du coefficient de portance (C_L) et pour la condition de croisière, le coefficient de portance dépend du poids de l'avion. Or, le poids de l'avion diminue au fur et à mesure que le vol progresse en raison de la consommation de carburant. Le coefficient de portance diminuera donc, tout comme le coefficient de traînée. Si la vitesse et l'altitude de l'avion restent

inchangées, la poussée requise diminuera progressivement au cours d'un segment de croisière typique. En conséquence, le TSFC changera également. Cela est illustré à la Figure 11. La poussée et le TSFC pour un avion de ligne en condition de croisière (c'est-à-dire à un nombre de Mach et une altitude spécifiques) ont été normalisés par rapport au TSFC le plus bas (c_{opt}), et tracés en fonction du rapport de la poussée par rapport à la poussée de référence ou poussée optimale correspondante ($F_{N,opt}$). On constate que la variation du TSFC autour de la condition optimale est faible (moins de 3 %) pour des variations de poussée allant jusqu'à 20 % au-dessus et en dessous de la condition optimale.

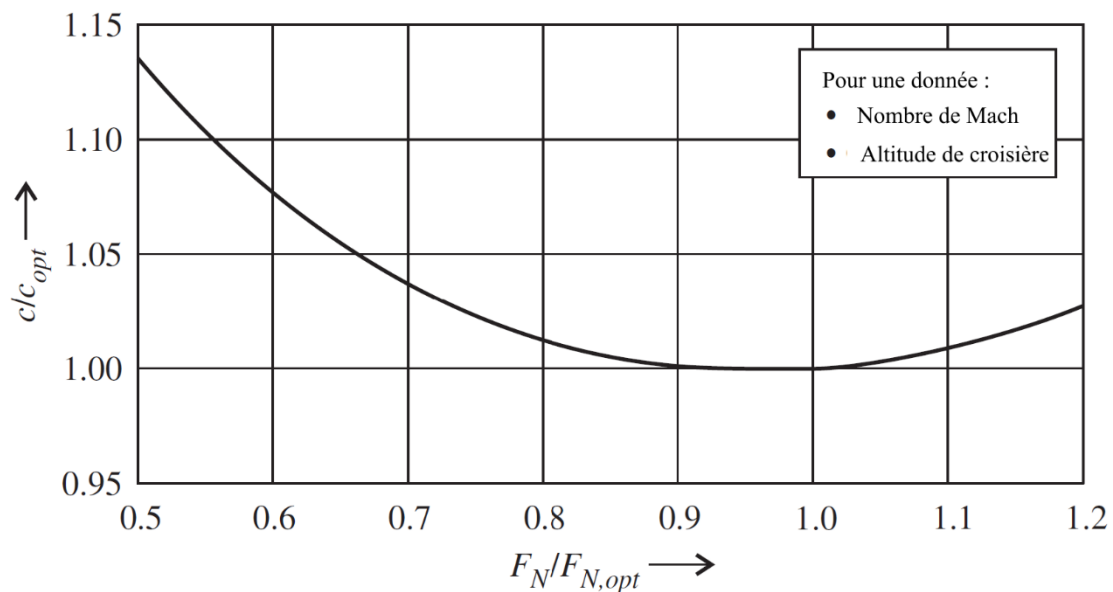


Figure 2.12. Relation typique entre le TSFC en croisière et la poussée, normalisée par rapport à la condition optimale (ou au TSFC le plus bas).

Conclusion

L'analyse approfondie des paramètres et facteurs influençant la consommation de carburant des avions démontre clairement l'importance de l'optimisation à différents niveaux, tant au niveau des caractéristiques techniques de l'avion que des conditions opérationnelles. En comprenant mieux l'impact de l'aérodynamisme, de la masse, du centrage et des performances des moteurs, les concepteurs et exploitants d'aéronefs peuvent non seulement améliorer l'efficacité énergétique, mais aussi réduire les coûts et l'empreinte environnementale. Les stratégies visant à ajuster les pratiques opérationnelles et à innover dans la conception des avions apparaissent comme des leviers essentiels pour l'aviation de demain. Il est crucial que ces éléments soient pris en compte dans les futures recherches et développements afin d'optimiser davantage la consommation de carburant tout au long des différentes phases de vol.

Chapitre 3 :

Approches et

Méthodologies

d'Analyse

Introduction

Dans le cadre de l'optimisation de la consommation de carburant des aéronefs, une compréhension approfondie des facteurs aérodynamiques et opérationnels est essentielle pour améliorer l'efficacité énergétique. Ce chapitre présente les approches méthodologiques utilisées pour modéliser et estimer la consommation de carburant en fonction de paramètres clés tels que la vitesse, l'altitude, la traînée et le poids. Ces méthodes, fondées sur des équations arithmétiques et des modèles aérodynamiques, permettent de simuler différents scénarios de vol afin de maximiser la portée et l'endurance des avions tout en minimisant leur empreinte écologique.

Nous commencerons par définir les concepts fondamentaux comme la consommation spécifique de carburant (TSFC), le rapport d'aspect de l'aile, et le coefficient de traînée (C_D), avant de détailler les équations qui modélisent la consommation de carburant en phase de croisière. Chaque méthode est illustrée par des exemples concrets, incluant l'application de ces modèles à des avions comme le Boeing 737-700, afin de valider leur pertinence et leur précision.

Enfin, ce chapitre explore les outils d'optimisation, tels que l'algorithme PSO (Particle Swarm Optimization), utilisés pour ajuster les paramètres de vol dans le but de réduire la consommation de carburant. Les résultats obtenus offrent des perspectives importantes pour la planification de vols plus efficaces et économiquement viables, tout en contribuant à la réduction des émissions de gaz à effet de serre dans le secteur de l'aviation.

3.1 Définitions et concepts clés :

Pour définir les méthodes d'estimation de la consommation de carburant, il est essentiel de commencer par une explication approfondie des deux paramètres de performances cruciaux pendant la phase de croisière : la portée et l'endurance. La portée et l'endurance sont des mesures fondamentales qui permettent d'évaluer l'efficacité et l'économie du carburant pour les avions.

3.1.1 La portée :

Les définitions suivantes sont présentées par [18]

La portée, en tant que métrique de performance, indique la quantité de carburant nécessaire pour parcourir une certaine distance donnée. Cela signifie qu'elle mesure l'efficacité énergétique de l'avion par unité de distance. Plus spécifiquement, la portée exprime combien de kilomètres ou de miles un avion peut voler en utilisant une quantité spécifique de carburant. En d'autres termes, il s'agit de l'évaluation du rendement du carburant par rapport à la distance parcourue. La portée est particulièrement cruciale pour les compagnies aériennes et les exploitants d'aéronefs, car elle influence directement le choix des itinéraires et la planification des vols. Pour optimiser la portée, il ne s'agit pas seulement de minimiser le débit de carburant, mais plus important encore, de maximiser la vitesse, ce qui permet à l'avion de parcourir une plus grande distance.

La portée maximale peut être définie comme la distance maximale qu'un avion peut parcourir avec une quantité donnée de carburant, ou, en d'autres termes, la quantité minimale de carburant utilisée par un avion pour une distance donnée. Cette dernière définition est plus couramment utilisée dans les opérations commerciales. Sous forme de formule, la portée est simplement la distance en milles nautiques divisée par la quantité de carburant en kilogrammes.

$$\text{PORTÉE} = \text{DISTANCE (nm)} \div \text{CARBURANT (kg)}$$

La portée qu'un avion peut atteindre peut-être déterminée par la vitesse de l'avion et le débit de carburant. Le numérateur de la formule représente les milles nautiques par heure (TAS), et le dénominateur représente les kilogrammes de carburant par heure. Ainsi, la formule se lit désormais comme la vitesse réelle de l'air divisée par le débit de carburant.

Voici la formule de la portée spécifique. Cette formule montre que la portée spécifique est définie comme le rapport entre la vitesse vraie de l'air et le débit de carburant. Le débit de carburant est égal à la consommation spécifique de carburant multipliée par la traînée pour un avion à réaction, et à la consommation spécifique de carburant multipliée par la puissance

requis pour un avion à hélice. En observant les formules, il devient évident que pour maximiser la portée spécifique de l'avion, la vitesse vraie de l'air doit être élevée et le débit de carburant doit être faible.

$$\text{PORTÉE SPÉCIFIQUE D'UN RÉACTEUR (SR)} = \text{TAS} \div \text{SFC} \times \text{TRAÎNÉE}$$

3.1.2 L'endurance :

Les définitions suivantes sont présentées par [18]

D'autre part, l'endurance est un autre paramètre clé dans l'estimation de la consommation de carburant des avions. Contrairement à la portée, l'endurance se concentre sur le temps pendant lequel un avion peut rester en vol en utilisant une certaine quantité de carburant. En d'autres termes, elle mesure l'efficacité énergétique de l'avion par unité de temps. L'endurance est particulièrement importante dans les situations où la durée du vol est un facteur critique, comme les missions de surveillance, les vols long-courriers et les vols de reconnaissance. En comprenant l'endurance, les opérateurs d'aéronefs peuvent mieux planifier les ravitaillements en carburant et optimiser l'utilisation des ressources.

En somme, la portée et l'endurance sont des concepts fondamentaux dans l'estimation de la consommation de carburant des avions. Ils offrent des perspectives essentielles sur la manière dont un avion utilise le carburant pour parcourir des distances ou maintenir des temps de vol spécifiques. Comprendre ces paramètres de performances est crucial pour les ingénieurs aéronautiques, les compagnies aériennes et tous ceux impliqués dans l'exploitation efficace et économique des avions.

$$\text{ENDURANCE} = \text{TEMPS (h)} \div \text{CARBURANT (kg)}$$

La formule de l'endurance spécifique se présente désormais sous la forme

$$\text{ENDURANCE SPÉCIFIQUE (h/kg)} = 1 \div \text{DÉBIT DE CARBURANT}$$

Cette équation cristallise l'essence de l'endurance spécifique. Les unités de mesure de l'endurance spécifique se traduisent par des heures de vol par kilogramme de carburant utilisé. L'endurance d'un aéronef se trouve intrinsèquement liée à son débit de carburant et à sa consommation associée. En somme, un avion capable de minimiser son débit de carburant affichera une endurance optimale, résultant en des durées de vol prolongées pour une quantité donnée de carburant.

$$\text{DÉBIT DE CARBURANT} = \text{DÉBIT DE CARBURANT PAR UNITÉ DE POUSSÉE} \times \text{POUSSÉE TOTALE}$$

Ici, le débit de carburant est une fonction du carburant utilisé par unité de poussée, multiplié par le nombre total d'unités de poussée. Évidemment, s'il était possible de réduire le carburant utilisé par unité de poussée et le nombre total d'unités de poussée nécessaires, le débit total de carburant serait alors réduit. Le carburant utilisé par unité de poussée est plus communément appelé consommation de carburant spécifique, abrégé en SFC. Les formules pour le débit de carburant doivent être comme indiqué ci-dessous:

$$\text{DÉBIT DE CARBURANT} = \text{SFC} \times \text{POUSSÉE TOTALE}$$

La quête d'une efficacité accrue dans l'aviation repose en grande partie sur la réduction de la consommation spécifique de carburant. En d'autres termes, l'objectif prédominant est de minimiser la quantité de carburant nécessaire pour générer chaque unité de poussée. Cette recherche constante d'efficacité découle de multiples facteurs, parmi lesquels l'économie de carburant joue un rôle central. Une consommation spécifique de carburant faible revêt une importance considérable tant du point de vue économique que de celui de l'impact environnemental.

Réduire la consommation spécifique de carburant revêt un avantage économique indéniable pour les compagnies aériennes et les exploitants d'aéronefs. En optimisant la conversion du carburant en poussée, les coûts opérationnels sont réduits, ce qui se traduit par des économies significatives sur le long terme. En outre, cette optimisation permet de repousser les limites des distances parcourues et des durées de vol, augmentant ainsi la flexibilité opérationnelle des avions.

Toutefois, l'importance d'une faible consommation spécifique de carburant s'étend bien au-delà des considérations financières. Avec la prise de conscience croissante des défis environnementaux, les efforts pour réduire la consommation de carburant ont également une implication écologique cruciale. Moins de carburant brûlé pour chaque unité de poussée générée signifie une réduction directe des émissions de gaz à effet de serre et d'autres polluants atmosphériques. Cela contribue à atténuer l'empreinte carbone de l'aviation et à promouvoir un mode de fonctionnement plus respectueux de l'environnement.

La poussée peut être remplacée par la traînée car la valeur de la traînée est égale et opposée à celle de la poussée.

$$\text{DÉBIT DE CARBURANT} = \text{SFC} \times \text{TRAÎNÉE TOTALE}$$

Ces principes sont présentés par [20]

3.2 Développement de modèle mathématique

Ce travail se concentre sur les calculs de la consommation de carburant à l'aide d'une équation arithmétique, qui contient les variables influençant la consommation de carburant et, par conséquent, l'autonomie de l'avion avec une quantité spécifique de carburant. La vitesse et l'altitude sont les variables les plus cruciales à examiner dans ce travail ; l'équation principale à partir de laquelle cette étude a débuté est publiée dans le rapport [6], et le SAR est défini par ce qui suit :

$$\text{SAR} = \frac{V}{F} \quad (1)$$

V est la vitesse et F est le taux de consommation de carburant.

$$F = T \cdot C_T \quad (2)$$

Ici, C_T est le TSFC, dépendant de chaque moteur d'un avion, et T est la force de poussée générée par les moteurs à réaction. En phase de croisière, la vitesse est constante, donc la poussée est égale à la traînée.

En d'autres termes:

$$F = D \cdot C_T \quad (3)$$

3.2.1 Estimation de la traînée

La traînée est la composante de force agissant dans la direction opposée à la ligne de vol ou dans la même direction que le mouvement de l'écoulement non perturbé. C'est la force qui résiste au mouvement de l'avion. Il n'y a aucune ambiguïté quant à sa direction ou sa signification.

D est la force de traînée :

$$D = C_D q_\infty S \quad (4)$$

Présenter dans [6]

C_D est le coefficient de traînée total, q_∞ est la pression dynamique de l'écoulement libre et S est la surface de référence.

En développant le coefficient de traînée,

$$C_D = C_{Di} + C_{D0} \quad (5)$$

En utilisant le facteur de correction de traînée induite (K), nous avons une expression mathématique pour la variation du coefficient de traînée par rapport au coefficient de portance

$$C_{Di} = K C_L^2 \quad (6)$$

Le coefficient de portance C_L est une grandeur fondamentale en aérodynamique qui mesure la capacité d'une aile, ou d'un profil aérodynamique, à générer de la portance. Il est défini comme le rapport entre la force de portance exercée par l'aile sur l'écoulement d'air et la surface de référence, et la pression dynamique de l'air incident. Le coefficient de portance dépend de plusieurs paramètres clés, notamment l'angle d'attaque (l'angle entre la corde de l'aile et la direction du vent relatif), la forme de l'aile, la rugosité de la surface et les caractéristiques aérodynamiques spécifiques. En modifiant l'angle d'attaque, le coefficient de portance peut être ajusté pour optimiser la portance en fonction des besoins de vol, comme le décollage, l'atterrissage ou les virages. Les concepteurs d'aéronefs utilisent des simulations et des essais en soufflerie pour déterminer les valeurs de C_L dans diverses conditions et pour développer des profils aérodynamiques qui maximisent l'efficacité de la portance.

Le coefficient de portance est donné par la formule représentée dans.

$$C_D = (C_{D0} + K C_L^2) \quad (7)$$

C_{D0} est le coefficient de traînée à portance nulle, K est le facteur de traînée induite, et C_L est le coefficient de portance.

3.2.2 Le coefficient de portance

$$C_L = \frac{W}{q_\infty S} \quad (8)$$

W est la force due au poids, elle est égale à la masse multipliée par la gravité. L'équation devient

$$F = \left[C_{D0} + K \left(\frac{W}{q_\infty S} \right)^2 \right] q_\infty S C_T \quad (9)$$

Dans le rapport mentionné, K a été pré-calculé à partir de Piano-X et C_{D0} a été calculé comme suit :

$$C_{D0} S = \frac{F}{q_\infty C_T} - \frac{K}{S} \left(\frac{W}{q_\infty} \right)^2 \quad (11)$$

L'outil Lissys Piano-X est un outil d'analyse d'aéronef professionnel capable de fournir des informations détaillées sur les performances d'une variété d'avions commerciaux volant sur des profils de mission complets ou dans des conditions de point unique. Piano-X n'est pas en mesure d'effectuer des calculs sur des profils personnalisés comme ceux analysés dans cette recherche. Néanmoins, Piano-X contient des informations détaillées sur les performances de divers avions à un poids, une altitude et une vitesse donnés, ce qui était recherché dans cette

analyse. Dans n'importe quelle condition stable, Piano-X peut fournir le taux de consommation de carburant, la poussée requise, la consommation spécifique de carburant (TSFC), le coefficient de portance, le coefficient de traînée et ses composants, le rapport portance/traînée (L/D) et la portée aérienne standard (SAR). [6]

3.2.3 La traînée à portance nulle

Pour calculer avec précision la consommation de carburant d'un avion donné, il est essentiel d'estimer et d'intégrer la traînée dans l'équation de calcul de la consommation de carburant. L'un des paramètres cruciaux pour cette estimation est la traînée à portance nulle, notée C_{D0} . Cependant, il est important de noter que C_{D0} , en tant que paramètre, peut être complexe et difficile à utiliser directement dans les équations destinées aux algorithmes d'optimisation.

Pour résoudre cette complexité, une étude approfondie a été entreprise par [19]. Cette étude a simplifié le calcul de C_{D0} , proposant ainsi une méthode plus accessible pour son estimation. Les résultats de cette étude ont conduit à une équation plus conviviale pour déterminer C_{D0} , ce qui facilite grandement son utilisation dans les calculs liés à la consommation de carburant. Cette simplification permet aux ingénieurs et chercheurs d'intégrer plus efficacement la traînée dans les modèles d'optimisation, contribuant ainsi à des analyses plus précises et à des performances améliorées des aéronefs.

L'équation d'estimation du paramètre C_{D0} est donnée par:

$$C_{D0} = 8.7 Re_{mac}^{-0.36} \quad (10)$$

Re_{mac} est le nombre de Reynolds basé sur la corde aérodynamique moyenne. [20]

$$Re_{mac} = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (11)$$

3.2.4 Les paramètres atmosphériques

3.2.4.1 La densité de l'air

La densité de l'air varie considérablement en fonction de l'altitude, un phénomène essentiel pour comprendre les performances aérodynamiques des aéronefs. À mesure que l'on monte en altitude dans l'atmosphère terrestre, plusieurs facteurs influent sur cette variation. Tout d'abord, la température diminue avec l'altitude, généralement selon un taux de diminution appelé le gradient adiabatique. Cette baisse de température a un effet significatif sur la densité de l'air,

car l'air plus froid est plus dense que l'air chaud. En conséquence, où la température est plus basse, la densité de l'air est plus élevée.

Un autre facteur essentiel est la pression atmosphérique, qui diminue également à mesure que l'on s'élève dans l'atmosphère. À des altitudes plus élevées, la pression est moindre, ce qui a un impact direct sur la densité de l'air. La densité de l'air est proportionnelle à la pression atmosphérique.

En combinant ces deux facteurs, la densité de l'air diminue de manière significative à des altitudes élevées, où la température est plus basse et la pression atmosphérique est réduite. Cette variation de densité de l'air en fonction de l'altitude est cruciale pour la conception et le fonctionnement des avions, car elle affecte la portance, la traînée, la consommation de carburant et d'autres paramètres de performance aérodynamique.

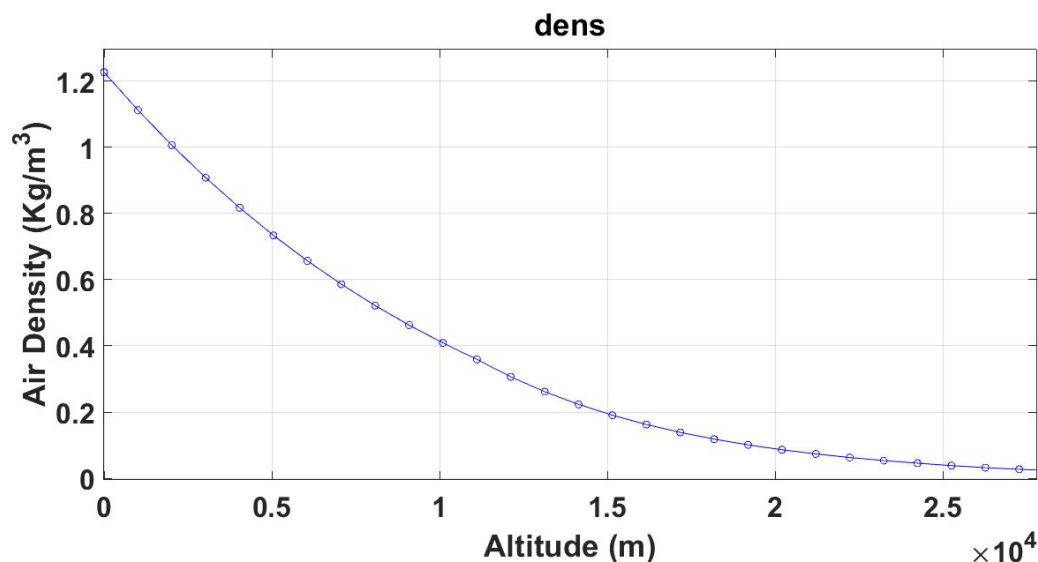


Figure3.1. Variation de la densité de l'air en fonction de l'altitude.

La densité de l'air est un élément essentiel à prendre en compte lors de toute évaluation de la consommation de carburant, qu'il s'agisse d'un avion de ligne, d'un jet privé ou d'un drone. L'impact de la densité de l'air sur les performances de l'aéronef est multifactoriel et complexe. Lorsque la densité de l'air est élevée, le moteur peut générer une poussée plus importante, ce qui favorise une meilleure efficacité énergétique. Cependant, cette poussée accrue s'accompagne souvent d'une traînée plus importante, ce qui peut contrebalancer les avantages de la poussée en termes de consommation de carburant.

Il convient de noter que l'efficacité énergétique d'un avion est directement liée à l'interaction entre la poussée générée par le moteur et la traînée induite par la résistance de l'air. Une poussée plus élevée peut entraîner une consommation de carburant plus faible, car elle permet à l'avion

de maintenir une vitesse plus élevée tout en économisant du carburant. Cependant, une traînée accrue peut augmenter la résistance à l'avancement, obligeant le moteur à travailler plus dur et donc à consommer davantage de carburant.

D'un point de vue graphique, il est observé que la densité de l'air diminue à mesure que l'altitude augmente. Cette diminution de la densité de l'air en montant en altitude peut entraîner une réduction de la traînée, ce qui est bénéfique pour l'efficacité énergétique de l'aéronef. Cependant, cette réduction de la densité de l'air entraîne également une perte de poussée, car le moteur doit travailler plus dur pour maintenir les performances de vol à des altitudes élevées.

En résumé, comprendre l'impact de la densité de l'air sur la consommation de carburant et les performances de l'aéronef est essentiel pour optimiser l'efficacité énergétique et assurer des opérations aériennes sûres et économiques. Une analyse approfondie de ces interactions complexes est nécessaire pour développer des stratégies de gestion du carburant efficaces et pour maximiser les performances des avions dans différentes conditions de vol.

3.2.4.2 La température

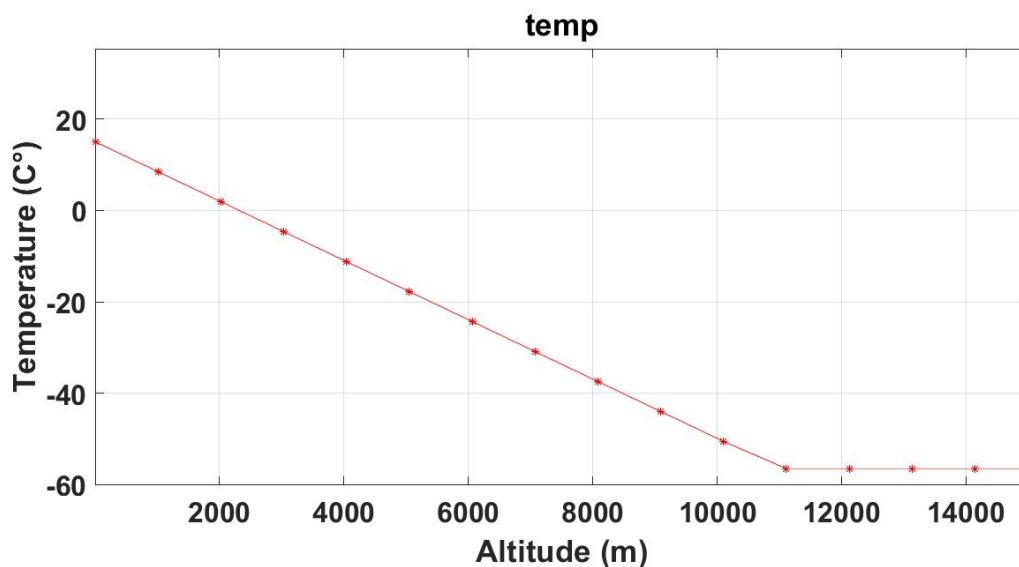


Figure 3.2. Variation de température en fonction de l'altitude.

La variation de la température a un impact significatif à la fois sur la densité de l'air et sur la consommation spécifique du moteur, jouant ainsi un rôle crucial dans la performance globale de l'aéronef. Lorsque la température diminue avec l'altitude, comme illustré dans le graphique, cela entraîne une réduction de la densité de l'air. Cette diminution de la densité de l'air influence directement les performances du moteur, car une densité d'air moindre affecte la quantité

d'oxygène disponible pour la combustion dans les moteurs, ce qui peut modifier le rapport air-carburant et, par conséquent, la consommation de carburant.

Comprendre la relation complexe entre la température, la densité de l'air et la consommation de carburant est fondamentale pour optimiser l'efficacité du moteur et garantir des opérations aériennes rentables et durables. Des analyses approfondies ont été menées pour évaluer ces variations à différentes altitudes, en se concentrant notamment sur les altitudes de 37 000 pieds, 35 000 pieds et 33 000 pieds. Ces altitudes ont été sélectionnées pour représenter des conditions de vol réalistes et significatives, permettant ainsi une comparaison précise des performances du moteur et des besoins en carburant dans des situations opérationnelles variées. Les résultats de ces calculs fournissent des informations essentielles pour développer des stratégies de gestion du carburant efficaces, optimiser les performances des aéronefs et contribuer à une exploitation plus écologique et économique des avions.

Au niveau de référence de l'ISA au niveau de la mer, la pression atmosphérique est de 1013.25 hPa en unités SI. La pression diminue de manière non linéaire avec l'altitude. Par exemple, à une altitude de 5000 ft, elle baisse d'environ 1 hPa tous les 32 ft, mais à une altitude de croisière typique (pour un avion de ligne) de 35 000 ft, le taux est d'environ 1 hPa tous les 88 ft, et la pression est approximativement 23.5 % de la valeur de référence de l'ISA au niveau de la mer. Les équations décrivant la variation de pression dans l'ISA sont présentées par la suite. [15]

Le calcul de la densité de l'air peut être réalisé en utilisant la loi des gaz parfaits, en fonction de la pression atmosphérique et de la température :

$$PV=nRT$$

$$\rho(z) = \frac{MP(z)}{RT(z)}$$

$$\rho = 1.292 \frac{273.15}{T} \frac{P}{101325} \quad (12)$$

$$T(z) = T_0 - az = 288.15 - 0.0065z \quad (13)$$

Pour une équation de la densité de l'air en fonction de l'altitude :

$$\rho(z) = 352.995 \frac{(1 - 0.0000225577z)^5 \cdot 25516}{288.15 - 0.0065z} \quad (14)$$

Au niveau de référence de l'ISA au niveau de la mer, la densité de l'air est de 1.225 kg/m³. La densité diminue également de manière non linéaire avec l'augmentation de l'altitude.

3.2.4.3 La viscosité de l'air

La viscosité de l'air joue un rôle crucial dans le calcul du nombre de Reynolds, un paramètre essentiel en mécanique des fluides qui permet de déterminer le régime d'écoulement d'un fluide. Pourtant, la viscosité de l'air n'est pas constante et varie avec la température. La formule de Sutherland s'avère être un outil précieux dans ce contexte. Elle offre une méthode permettant de calculer la viscosité d'un gaz, dont l'air, lorsque la valeur de la constante de Sutherland est connue pour ce gaz, ainsi qu'une valeur de la viscosité à une température de référence donnée. Cette formule, exprimée mathématiquement, permet de prendre en compte la variation de la viscosité de l'air en fonction de la température :

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1.5} \left(\frac{T_0 + 198.72}{T + 198.72} \right) \quad (15)$$

μ_0 est la viscosité de référence et T_0 est la température de référence. Depuis la formule de Sutherland.

Ces équations mettent en évidence que le coefficient de traînée à portance nulle, C_{D0} , dépend de la densité de l'air, elle-même influencée par la pression atmosphérique et la température, ainsi que de la vitesse de l'aéronef. Il est important de noter que la densité de l'air varie en fonction de l'altitude. Par conséquent, C_{D0} est une fonction complexe, dépendant à la fois de la vitesse de l'aéronef et de son altitude actuelle. Ces deux paramètres, vitesse et altitude, sont fondamentaux dans l'optimisation des performances aérodynamiques, car ils jouent un rôle central dans la réduction de la traînée et l'amélioration de l'efficacité énergétique des aéronefs.

3.2.5 Le facteur de traînée induite

Revenons à l'équation (9) :

Le facteur de traînée induite est calculé comme suit :

$$K = \frac{1}{\pi e A} \quad (16)$$

$$A = \frac{B^2}{S} \quad (17)$$

A est le rapport d'aspect et B est l'envergure des ailes.

Ensuite, K devient :

$$K = \frac{S}{\pi e B^2} \quad (18)$$

Le facteur d'efficacité d'Oswald e est influencé par plusieurs facteurs, dont le rapport d'aspect de l'aile et l'angle d'attaque. Un facteur d'efficacité d'Oswald élevé indique que l'aile est très

efficace pour générer de la portance avec une traînée minimale, ce qui est souhaitable pour des performances aérodynamiques optimales.

Le facteur d'efficacité d'Oswald est généralement déterminé par des essais en soufflerie et des simulations aérodynamiques. Si la répartition de la portance le long de l'aile suit une distribution de portance idéale (parabolique), alors le facteur d'efficacité d'Oswald peut atteindre sa valeur maximale, qui est de 1. Cependant, en raison de diverses perturbations réelles et d'effets aérodynamiques, les valeurs typiques du facteur d'efficacité d'Oswald varient généralement entre 0,7 et 0,9 pour la plupart des aéronefs [16].

3.2.6 La pression dynamique

La pression dynamique est un paramètre essentiel en mécanique des fluides, mesurant l'énergie cinétique du mouvement d'un fluide dans un système donné. Elle dépend de la densité du fluide et de sa vitesse par rapport à un point de référence. Ce concept est fondamental en aérodynamique et en ingénierie, où il est utilisé pour évaluer l'impact du mouvement du fluide sur les objets en mouvement. La pression dynamique est cruciale pour comprendre les forces et les performances liées au mouvement des fluides, avec des applications variées dans l'aéronautique, l'automobile et la conception de structures résistantes au vent. Toutefois, son intégration dans l'équation de la consommation du carburant pour l'optimisation est essentielle afin d'obtenir des solutions simples et pratiques.

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (19)$$

La dernière forme de l'équation sera :

$$F = [8,7 Re_{mac}^{-0.36} + \frac{S}{\pi e B^2} (\frac{W}{q_{\infty} S})^2] \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T \quad (20)$$

3.2.7 Le TSFC

Pour comparer les performances et l'efficacité de différents réacteurs, on peut diviser le débit massique de carburant par la poussée produite par le réacteur. Le TSFC, par conséquent, indique

combien de carburant le réacteur nécessite pour une unité de poussée. Plus le TSFC est faible, meilleure est l'efficacité du moteur à réaction.

Le rapport [21] décrit la consommation spécifique de carburant en poussée. Il a été constaté que le TSFC est approximativement une fonction linéaire de la vitesse, elle est définie ci-dessous.

$$c_T = c_a V + c_b \quad (21)$$

$$c_a = 3.38 \cdot 10^{-8} \text{ kg/(Ns)}$$

$$c_b = 1.04 \cdot 10^{-5} \sqrt{\frac{T_0}{T(h)}} \text{ kg/(Ns)}$$

$$T_0 = 288.15 \text{ K}$$

Dans la figure suivante, on peut voir différents types de moteurs et leurs dépendances qualitatives envers le TSFC en fonction du nombre de Mach. Comme nous nous intéressons uniquement au vol subsonique, on peut dire que tous les types de moteurs dépendent linéairement de la vitesse de l'aéronef. Une petite exception serait le turbopropulseur ; cependant, les turbopropulseurs ne seront généralement pas exploités au-delà de Mach 0.6, auquel cas la courbe peut encore être considérée comme linéaire.

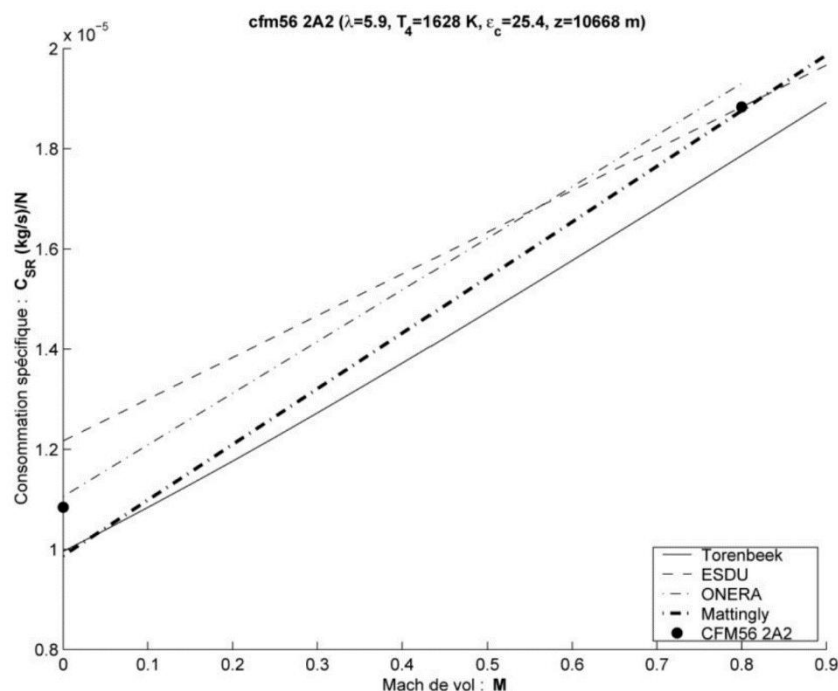


Figure3.3. Évaluation du TSFC par différents modèles

En ce qui concerne la variation du TSFC en fonction de l'altitude, notons que la température de l'air diminue à mesure que l'on s'élève. Les moteurs à réaction tirent avantage d'une significative disparité thermique entre les températures internes maximales (limitées par le matériau du moteur) et la température extérieure. Par conséquent, l'efficacité des moteurs à réaction s'accroît

en altitude jusqu'à la tropopause. Cette amélioration devrait se traduire par une réduction anticipée de la consommation spécifique de carburant (TSFC) avec l'élévation. Cependant, il est intéressant de noter qu'au sein de la stratosphère, où les avions de transport à réaction opèrent généralement et où la température demeure constante avec l'altitude, les variations de la TSFC sont susceptibles d'être minimales.

La mesure de performance la plus critique pour analyser la consommation de carburant sur une distance donnée est le SAR, exprimé en distance parcourue (kilomètre) par masse de carburant brûlée (kilogrammes). Cette métrique offre une relation directe entre la consommation de carburant et la distance, ce qui est utile pour intégrer la consommation totale de carburant sur un trajet de vol donné. Étant donné que le SAR est uniquement référencé à la distance parcourue dans l'air, il ne capture pas seul l'efficacité du véhicule au sol.

Tout au long du vol, trois paramètres principales liées aux performances sont en constant changement : le poids, la vitesse et l'altitude. Dans des circonstances idéales, les données SAR et TSFC seraient caractérisées à travers ces trois paramètres.

La distance parcourue dans l'air pour 1 kg de carburant est donnée par l'équation suivante:

$$SAR = \frac{V}{F}$$

Ici V est la vitesse de l'aéronef et F est le débit de carburant brûlé qui est présenté dans l'équation (20).

Pour obtenir une distance SAR (Specific Air Range) pour une quantité spécifique de carburant, il suffit de calculer le SAR pour 1 kg de carburant, puis de multiplier ce résultat par la quantité spécifique donnée. En d'autres termes, ce processus permet de déterminer la distance parcourue par un aéronef en fonction de la quantité précise de carburant utilisée. Cette approche offre une méthode pratique pour évaluer l'efficacité énergétique d'un aéronef en termes de distance parcourue par unité de carburant, facilitant ainsi l'analyse comparative et l'optimisation des performances en matière de consommation de carburant.

Pour prouver la validité de l'équation SAR, une application sur le Boeing 737-700 a été entreprise en utilisant les mêmes paramètres référentiels que ceux définis dans le manuel Boeing [22]. Dans cette étude, un tableau a été élaboré, fournissant la quantité de carburant nécessaire pour parcourir des distances précises. Ce tableau, conçu par l'équipe expérimentale de Boeing, a servi de référence pour évaluer la pertinence de l'équation développée. Afin de comparer les résultats obtenus par l'équation avec ceux du tableau expérimental, la quantité de carburant nécessaire pour les mêmes distances a été calculée en utilisant l'équation SAR. Les

résultats ont ensuite été représentés sous forme de graphique pour permettre une comparaison visuelle avec le graphique obtenu à partir du tableau. Cette démarche méthodique vise à valider empiriquement l'équation SAR et à assurer sa fiabilité dans la prédiction des besoins en carburant pour le Boeing 737-700, ce qui est essentiel pour la planification efficace des vols et la gestion optimale des ressources aéronautiques.

AIR DIST (NM)	PRESSURE ALTITUDE (1000 FT)									
	29		31		33		35		37	
	FUEL (1000 LB)	TIME (HR:MIN)	FUEL (1000 LB)	TIME (HR:MIN)	FUEL (1000 LB)	TIME (HR:MIN)	FUEL (1000 LB)	TIME (HR:MIN)	FUEL (1000 LB)	TIME (HR:MIN)
200	3.3	0:38	3.3	0:37	3.3	0:37	3.3	0:37	3.3	0:37
400	5.5	1:09	5.5	1:07	5.4	1:06	5.3	1:05	5.3	1:04
600	7.8	1:39	7.7	1:37	7.5	1:35	7.4	1:33	7.3	1:32
800	10.1	2:10	9.9	2:07	9.7	2:04	9.5	2:01	9.3	2:00
1000	12.4	2:40	12.1	2:36	11.8	2:32	11.6	2:29	11.4	2:27
1200	14.7	3:09	14.4	3:05	14.1	3:00	13.7	2:57	13.5	2:54
1400	17.1	3:39	16.7	3:33	16.3	3:28	15.9	3:24	15.6	3:22
1600	19.5	4:08	19.0	4:02	18.5	3:56	18.1	3:52	17.7	3:49
1800	21.9	4:38	21.3	4:31	20.8	4:24	20.2	4:20	19.9	4:16
2000	24.3	5:07	23.6	4:59	23.0	4:52	22.4	4:47	22.0	4:43
2200	26.8	5:36	26.1	5:27	25.4	5:19	24.7	5:14	24.2	5:10
2400	29.3	6:04	28.5	5:55	27.7	5:47	27.0	5:42	26.5	5:37
2600	31.8	6:32	30.9	6:23	30.1	6:14	29.3	6:09	28.8	6:04
2800	34.3	7:01	33.3	6:50	32.4	6:42	31.6	6:36	31.1	6:31
3000	36.8	7:29	35.8	7:18	34.8	7:09	33.8	7:03	33.3	6:58
3200	39.4	7:57	38.3	7:45	37.2	7:36	36.3	7:30	35.8	7:24
3400	42.1	8:24	40.9	8:12	39.7	8:03	38.7	7:57	38.3	7:51
3600	44.7	8:52	43.4	8:40	42.2	8:30	41.1	8:23	40.7	8:17
3800	47.3	9:19	46.0	9:07	44.7	8:57	43.6	8:50	43.2	8:44
4000	49.9	9:47	48.5	9:34	47.2	9:24	46.0	9:17	45.7	9:11
4200	52.7	10:13	51.2	10:01	49.8	9:50	48.7	9:43	48.1	9:37
4400	55.5	10:40	53.9	10:27	52.4	10:17	51.3	10:10	50.6	10:04
4600	58.3	11:07	56.6	10:54	55.1	10:43	54.0	10:36	53.1	10:30
4800	61.0	11:34	59.3	11:21	57.7	11:10	56.6	11:03	55.6	10:57
5000	63.8	12:01	62.0	11:48	60.4	11:37	59.3	11:29	58.0	11:24

Tableau 3.1. Référence de Carburant et de temps requis pour longue portée Boeing 737-700

Ce tableau présente des données de consommation de carburant et de temps de vol en fonction de la distance parcourue en milles nautiques (NM) et de l'altitude de pression (exprimée en milliers de pieds). Il fait partie d'un manuel Boeing pour des calculs de performance en vol, notamment liés à la gestion du carburant et au temps nécessaire pour parcourir une certaine distance à une altitude donnée.

Observation des tendances :

Consommation de carburant : On constate que la consommation de carburant diminue légèrement à mesure que l'altitude de pression augmente. Par exemple, pour une distance de 2000 NM, la consommation passe de 26 000 lb à 29 000 pieds à 22 100 lb à 37 000 pieds.

Temps de vol : Le temps de vol diminue également avec l'altitude, bien que de façon moins marquée que la consommation de carburant.

Ce tableau montre clairement que voler à des altitudes plus élevées réduit à la fois la consommation de carburant et le temps de vol, ce qui peut aider les compagnies aériennes à optimiser l'efficacité des vols long-courriers. Ces données permettent aux pilotes et aux planificateurs de vol d'ajuster l'altitude de croisière en fonction des distances à parcourir et de la quantité de carburant disponible pour maximiser la performance de l'avion.

La portée que peut atteindre un avion avec une quantité de carburant précise est directement influencée par deux paramètres essentiels : la vitesse et l'altitude. Ces facteurs agissent de manière interconnectée pour déterminer l'efficacité du vol et la consommation de carburant, et leur optimisation permet d'améliorer la portée de l'avion.

Selon l'équation (1), la portée d'un avion est directement fonction de la vitesse (V) et de la consommation de carburant (F). Cela signifie que la vitesse joue un rôle crucial dans la détermination de la portée, car une augmentation de la vitesse, à consommation de carburant constante, permet de parcourir une plus grande distance. En d'autres termes, V est une variable déterminante qui affecte directement la portée.

D'autre part, selon l'équation (20), la consommation de carburant F dépend de plusieurs variables, notamment l'altitude, le nombre de Reynolds basé sur la corde aérodynamique moyenne (Re_{mac}), la densité de l'air ρ , et le coefficient de consommation spécifique de carburant (C_T). Ces paramètres sont eux-mêmes influencés par des facteurs environnementaux tels que la température et la pression, qui varient en fonction de l'altitude. Par exemple, la densité de l'air ρ diminue avec l'altitude, ce qui a un impact direct sur la résistance aérodynamique et, par conséquent, sur la force de traînée. Puisque la traînée et la consommation de carburant sont liées, la variation de ces paramètres en fonction de l'altitude modifie la consommation de carburant F .

En résumé, la portée d'un avion est influencée à la fois par la vitesse et par la consommation de carburant, qui elle-même varie en fonction de plusieurs paramètres liés à l'altitude. L'optimisation de ces variables, notamment en choisissant une altitude de croisière et une vitesse optimale, permet de maximiser la portée tout en minimisant la consommation de carburant.

Effet de la vitesse sur la portée :

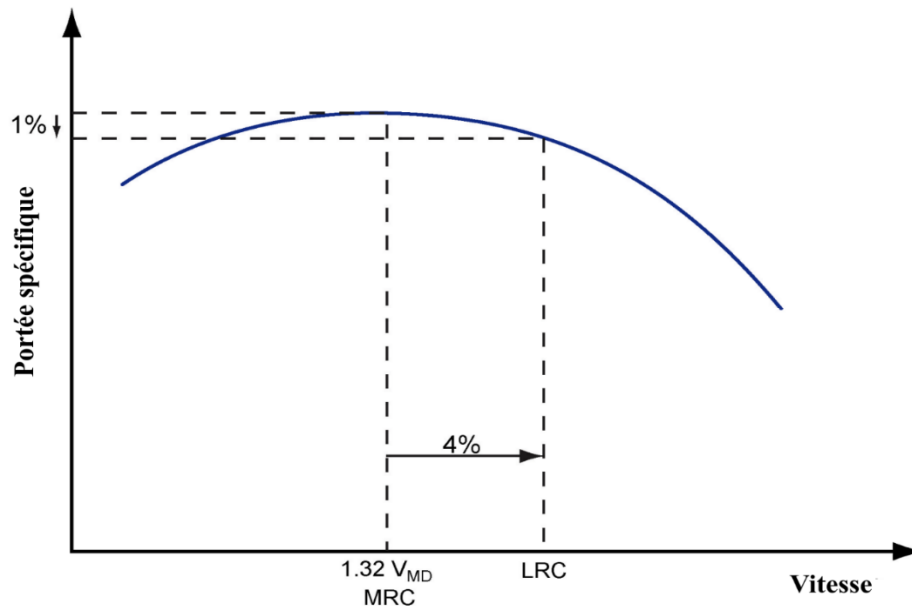


Figure 3.4. Un graphique montrant la relation entre la vitesse de l'avion et sa portée.

La Figure 3.4 montre la relation entre la vitesse de l'avion et sa portée. Le sommet de la courbe bleue représente le point de portée maximale ainsi que la vitesse à laquelle celle-ci est atteinte. Pour un avion à réaction. Dans les opérations commerciales, cette vitesse est plus couramment appelée la vitesse de croisière à portée maximale ou MRC (Maximum Range Cruise). [18]

Cependant, la vitesse de croisière à portée maximale est rarement utilisée. Généralement, une vitesse plus élevée est employée. En observant le sommet du graphique, on remarque que la ligne est assez plate. Cela signifie qu'une augmentation significative de la vitesse peut être obtenue avec une légère réduction de la portée. Cette vitesse plus élevée est appelée vitesse de croisière à longue portée (Long Range Cruise, LRC). La vitesse de croisière à longue portée est environ 4 % plus élevée que la vitesse de croisière à portée maximale, ce qui réduit la portée spécifique d'environ 1 %. La raison d'utiliser cette vitesse plus élevée est simplement que, dans les opérations commerciales, il existe d'autres coûts à prendre en compte en plus du carburant. [18]

Cependant, la relation entre vitesse et consommation de carburant n'est pas linéaire. À très basse vitesse, l'avion doit générer plus de portance pour compenser la traînée, ce qui augmente la consommation de carburant. À l'inverse, à très haute vitesse, l'avion rencontre une résistance aérodynamique plus élevée (traînée parasite), ce qui augmente également la consommation. Il

existe donc une vitesse optimale de croisière, appelée vitesse de Mach optimale, où l'avion consomme le moins de carburant par mile parcouru. Cette vitesse peut être déterminée par un algorithme d'optimisation appliqué directement à l'équation développée. [18]

Effet de l'altitude sur la portée :

L'altitude joue également un rôle clé dans la détermination de la portée. À mesure que l'avion monte en altitude, la densité de l'air diminue. Cette réduction de la densité de l'air présente plusieurs avantages :

Réduction de la traînée aérodynamique : À des altitudes plus élevées, la traînée que l'avion doit surmonter pour se déplacer à une vitesse donnée est considérablement réduite en raison de la faible densité de l'air. Une traînée plus faible signifie que l'avion nécessite moins de poussée pour maintenir sa vitesse de croisière, ce qui entraîne une diminution du débit de carburant.

Meilleure efficacité des moteurs : Les moteurs, en particulier les réacteurs, sont plus efficaces à haute altitude. La réduction de la densité de l'air et la baisse de la température ambiante à haute altitude permettent aux moteurs de fonctionner de manière plus efficace en consommant moins de carburant pour générer la même poussée. Cela contribue également à augmenter la portée de l'avion.

Cependant, à très haute altitude, il existe certaines limites pratiques, telles que la diminution de la portance en raison de la faible densité de l'air. C'est pourquoi il est essentiel de trouver une altitude de croisière optimale, qui est généralement entre 30 000 et 40 000 pieds pour les avions commerciaux à réaction.

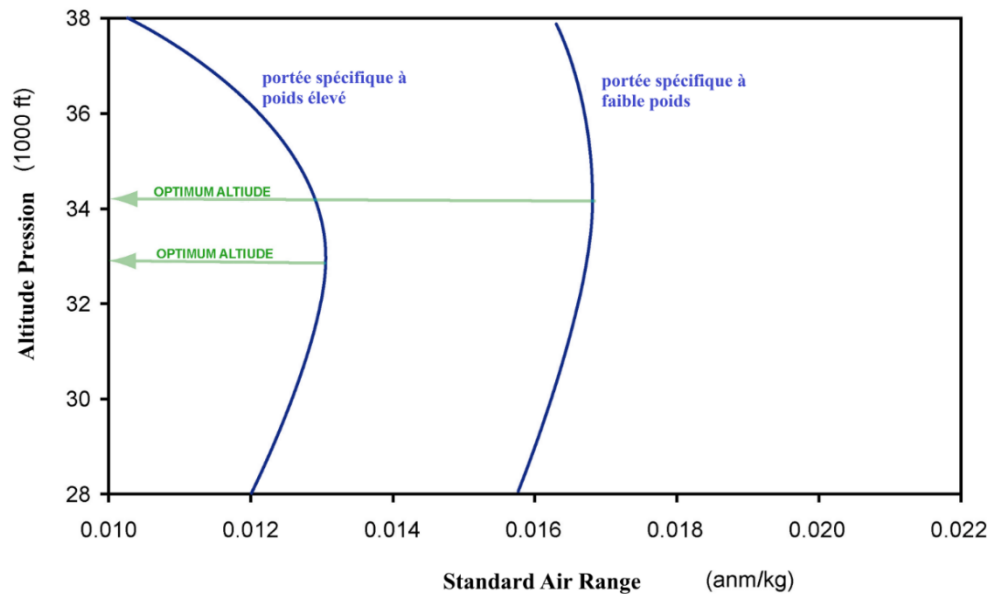


Figure 3.5. Un graphique montrant l'effet de l'altitude sur la portée spécifique pour un avion à réaction à poids élevé et faible.

Selon la ligne bleue de gauche dans la Figure 3.5, il existe une altitude à laquelle la portée spécifique est la plus élevée. Cette altitude est appelée l'altitude optimale. Elle est définie comme étant l'altitude de pression qui offre la meilleure portée spécifique ou efficacité de carburant à un poids et une vitesse donnée. Voler plus haut ou plus bas que cette altitude optimale diminuera la portée de l'avion.[18]

Il est important de comprendre que l'altitude optimale n'est pas fixe. A mesure que le poids diminue en raison de la consommation de carburant, la courbe de traînée se déplace vers le bas et vers la gauche. Par conséquent, la vitesse optimale de portée diminue et la traînée totale diminue également. Ainsi, avec la réduction du poids, l'avion doit ralentir pour maintenir la meilleure vitesse de portée. En le faisant, le nombre de Mach diminuera également, ce qui signifie que l'avion n'est plus limité par un nombre de Mach élevé et la traînée correspondante. Ce phénomène permet à l'avion de monter légèrement. Lorsque l'avion monte, le nombre de Mach augmente à nouveau jusqu'à sa valeur limite précédente, et la traînée revient à sa valeur antérieure. Mais, plus important encore, la montée à une altitude supérieure réduit la consommation spécifique de carburant. Par conséquent, la portée spécifique augmente pendant cette légère montée.

Cela signifie qu'au fil du temps, à mesure que le poids diminue avec la consommation de carburant, l'altitude optimale augmente. On peut observer cela dans la Figure 15 en comparant

la ligne de portée spécifique pour un poids élevé et un poids faible. On peut remarquer également que, à mesure que l'altitude optimale augmente, la portée spécifique augmente également. La représentation du changement de l'altitude optimale au fil du temps est illustrée dans la Figure 3.5. [18]

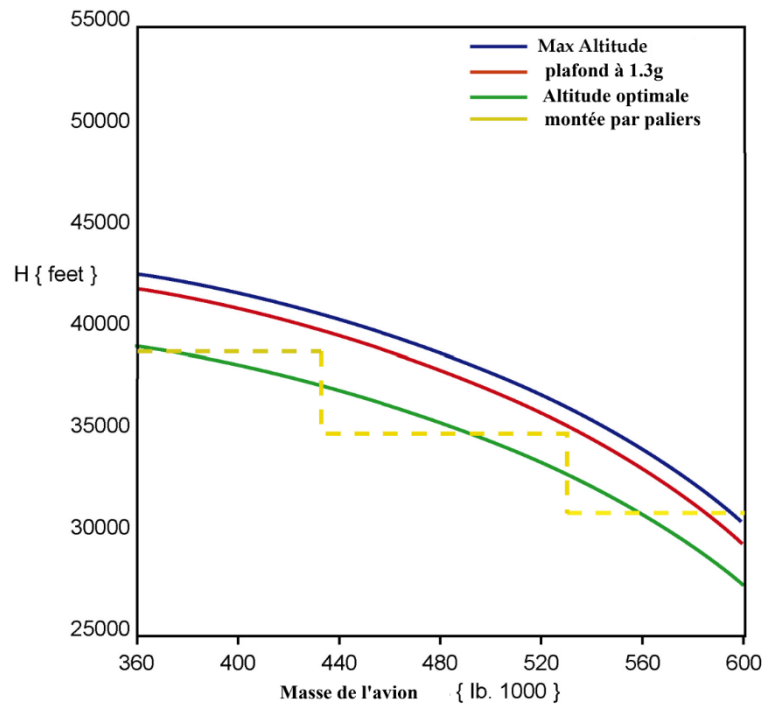


Figure 3.6. Un graphique montrant l'altitude optimale augmentant avec l'altitude au fur et à mesure que le vol progresse pour un avion à réaction typique.

Pour maximiser la portée spécifique, l'avion doit maintenir l'altitude optimale au fur et à mesure que celle-ci augmente lentement. En d'autres termes, l'avion doit monter le long de la ligne verte indiquée dans la Figure 3.6. Cette montée continue est parfois appelée « montée en croisière » (cruise climb). Cependant, il n'est pas toujours possible d'effectuer une montée en croisière, car le contrôle du trafic aérien et la congestion de l'espace aérien peuvent prédéterminer les niveaux de croisière du vol. Dans ce cas, afin de rester proche de l'altitude optimale, des montées par paliers (step climbs) peuvent être effectuées, comme le montre la ligne jaune en pointillés dans la Figure 3.6. [18]

Interaction entre vitesse et altitude :

La vitesse optimale de croisière pour un avion varie en fonction de l'altitude. Plus un avion vole haut, plus la vitesse de croisière optimale augmente, car l'avion est capable de réduire sa traînée

à des altitudes plus élevées. De plus, la densité d'air réduite signifie que l'avion peut parcourir une plus grande distance avec moins de carburant consommé à chaque heure de vol.

En somme, la combinaison d'une vitesse optimale à une altitude de croisière élevée permet de maximiser la portée d'un avion. En augmentant la vitesse dans des conditions d'altitude optimales, l'avion peut couvrir une distance plus grande tout en minimisant la consommation de carburant, augmentant ainsi l'efficacité du vol. Les constructeurs aéronautiques et les opérateurs de vols cherchent constamment à optimiser ces deux paramètres pour réduire la consommation de carburant, diminuer les coûts d'exploitation, et maximiser la distance parcourue avec une quantité donnée de carburant.

Application du modèle et optimisation de la consommation de carburant d'un vol réel:

Pour faciliter une comparaison approfondie entre le profil de vol réel et celui optimal, il est essentiel de disposer de représentations graphiques détaillées des profils de vitesse. Le profil optimal est déterminé en utilisant l'algorithme PSO appliqué à l'équation principale décrite ci-dessous. En revanche, le profil de vol réel est extrait à partir de la fiche technique et du plan de vol, comme illustré dans la figure ci-jointe. En confrontant visuellement ces deux profils, nous pouvons obtenir des informations précieuses sur les différences de performance et les améliorations potentielles réalisées grâce à l'approche optimisée par PSO. Cette comparaison nous permet de mieux comprendre les écarts entre le vol réel et le vol optimal, ainsi que d'identifier les gains en efficacité obtenus grâce à l'algorithme PSO.

	E.FUEL	A.FUEL	E.TMENM	NAM	FL
DEST EBBR 005102	5200	02/11	0931	0860	340
R.R. 000255	300	00/09			
ALT LFPO 001515	1600	00/37	0186	0206	
F.R. 001200	1200	00/30			
XTR 006021	5200	02/52	SIGN	CDB	
TOF 014093	13500	06/20	TRK	ALGBRU-N01	
TAXI 000150	CORR 200	+ / -			
BLOCK 014243	13700	06/20			
FL 340/PECES 360/MADOT 240					

Source: Figure by authors

Figure 3.7. Fiche technique et plan de vol Alger-Bruxelles

L'obtention d'un profil d'altitude et de vitesse optimisé pour le vol entre Alger et Bruxelles a été rendue possible grâce à la mise en œuvre de l'algorithme PSO. En utilisant l'équation formulée précédemment, cette technique informatique avancée a efficacement recherché la combinaison la plus efficiente d'altitude et de vitesse. Pour garantir des calculs précis et exacts, des données exhaustives ont été méticuleusement collectées à partir de différentes sources, y compris la fiche technique et le plan de vol minutieusement élaboré. Armé de cette richesse d'informations, l'algorithme PSO a finement ajusté de manière dynamique les paramètres de vol, aboutissant à un trajet optimal qui équilibre l'efficacité énergétique, le temps de vol et les performances globales.

La technique PSO est un algorithme inspiré de la nature et de l'intelligence des essaims développé pour optimiser des fonctions non linéaires continues. Fonctionnant par itérations, elle commence avec une population (appelée essaim) composée de solutions candidates, où chaque particule représente une solution potentielle au problème donné. À chaque itération, la population subit des mises à jour en ajustant la vitesse et la position de chaque individu en fonction de deux valeurs fondamentales : la meilleure valeur personnelle (pbest) et la meilleure valeur globale (gbest). Pbest et gbest sont considérés comme les pierres angulaires du modèle PSO. Dans le modèle pbest, les particules sont influencées par leur propre position, cherchant à s'améliorer en fonction de leur meilleure position personnelle atteinte jusqu'à présent. En revanche, le modèle gbest contraint les particules à adapter leurs positions en fonction de la meilleure position découverte par n'importe quel membre de toute la population. Par conséquent, chaque particule converge vers cette nouvelle position optimale collective.

Pour résumer, pbest représente la meilleure position ou emplacement atteint par une particule individuelle, tandis que gbest désigne la meilleure position obtenue par n'importe quelle particule dans l'ensemble de la population lors du processus de recherche dans l'espace des solutions. La force du PSO réside dans sa capacité à explorer efficacement l'espace des solutions et à converger vers des solutions prometteuses, ce qui en fait un outil précieux pour relever les défis d'optimisation dans diverses applications. [23]

Dans l'algorithme PSO, le processus implique de sélectionner l'altitude et la vitesse comme variables à optimiser dans l'équation fondamentale de cette étude. Pour garantir un espace de recherche bien défini, des limites inférieures et supérieures spécifiques sont assignées à chaque variable. Ces paramètres sont choisis avec soin, en tenant compte des caractéristiques de performance uniques de l'avion. À travers des itérations successives calculées méticuleusement

à l'aide de MATLAB, des ajustements de poids deviennent impératifs à mesure que la quantité de carburant diminue progressivement.

À chaque itération, tant le poids que la quantité de carburant subissent une diminution, reflétant le carburant brûlé pendant le processus. En soustrayant le carburant consommé des valeurs initiales, l'algorithme adapte efficacement sa trajectoire pour atteindre un équilibre optimal entre altitude et vitesse. Cette approche dynamique garantit un trajet de vol efficace et rentable qui maximise l'utilisation du carburant tout en respectant les contraintes définies par les capacités de performance de l'avion. La progression continue des paramètres et la prise en compte continue de la consommation de carburant font du PSO un outil puissant pour améliorer la planification et l'optimisation des vols dans l'aviation moderne. Le diagramme suivant illustre le processus général d'optimisation du carburant à l'aide de l'algorithme PSO. Les paramètres de la phase de croisière initiale dépendent des autorisations du contrôle du trafic aérien. Les altitudes et vitesses attribuées par les contrôleurs peuvent ne pas correspondre aux valeurs optimales. Par conséquent, un processus d'optimisation est essentiel. Tout d'abord, le poids pendant la phase de croisière initiale doit être déterminé en soustrayant le poids du carburant consommé du poids de l'avion avant le décollage. Ensuite, les paramètres météorologiques peuvent être estimés à l'altitude initiale. Une fois que les paramètres opérationnels initiaux, servant d'entrée, sont générés, l'algorithme PSO peut être appliqué à l'équation spécifique de la portée aérienne (SAR). Cela facilite la détermination de la vitesse et de l'altitude optimales. Après la consommation d'une quantité spécifiée de carburant (500 à 1 000 kg), le poids actualisé de l'avion est calculé, nécessitant une répétition du processus pour déterminer la vitesse et l'altitude optimales révisées. Le processus est expliqué dans la Figure 2.

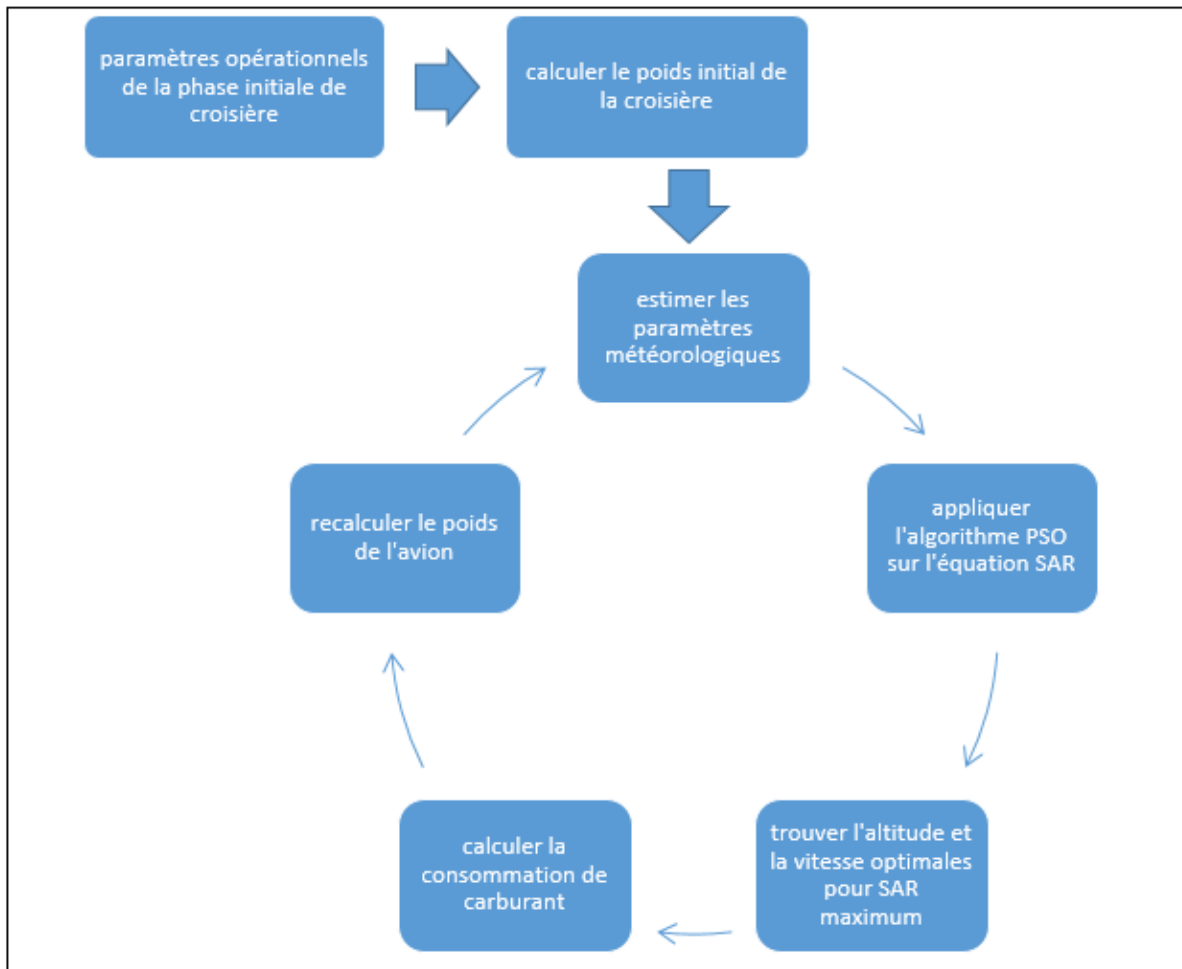


Figure3.8. Processus de profils de vitesse et d'altitude optimaux

Les deux graphiques ont été générés à l'aide de MATLAB pour faciliter une comparaison entre l'altitude réelle et idéale, ainsi que la vitesse. Le processus d'optimisation a fourni une série de points optimaux pour l'altitude et la vitesse, qui ont été méticuleusement enregistrés pour créer ces graphiques. La sélection de la trajectoire de vol a été soigneusement réalisée, en tenant compte des conditions météorologiques prédominantes. Un trajet de vol avec un impact minimal du vent a été choisi, car l'équation utilisée dans le processus d'optimisation ne prend pas en compte les effets du vent sur la consommation de carburant. En optant pour un vol sans perturbations significatives du vent, cette étude peut se concentrer sur l'évaluation des facteurs d'optimisation essentiels sans l'influence compliquant des variables météorologiques externes. Cette approche délibérée garantit une évaluation plus précise de la performance de l'algorithme et la comparaison ultérieure entre les paramètres de vol réels et ceux idéalisés générés par le processus d'optimisation.

Le processus de l'algorithme PSO pour optimiser la portée spécifique de l'air (SAR) est illustré dans la Figure 3. Il commence par la phase d'initialisation, où les limites d'optimisation (limites supérieure et inférieure) sont définies en initialisant un tableau pour stocker les positions des particules. Ensuite, l'appel de fonction PSO implique l'invocation de la fonction d'optimisation principale PSO, `optimize_sar_with_pso`, avec des limites inférieure et supérieure spécifiées, et la capture des valeurs optimisées, SAR maximum et positions des particules. La phase ultérieure d'optimisation SAR avec PSO consiste à configurer les options PSO et à utiliser la fonction de banc d'essai de particules pour optimiser SAR en appelant la fonction `calculate_sar`. Par conséquent, la phase de calcul du SAR garantit que les entrées sont dans les limites, extrait des variables clés (z_i et V_i), calcule les paramètres atmosphériques, initialise une matrice SAR, itère sur les combinaisons de carburant (f_u) et de poids (w) et calcule SAR en fonction des formules développées. Ensuite, la fonction de sortie (`outfun`) est utilisée pour mettre à jour le tableau des positions des particules pendant les itérations d'optimisation. Enfin, les valeurs optimales pour z_i , V , SAR maximum et les positions des particules exposées à chaque itération sont affichées.

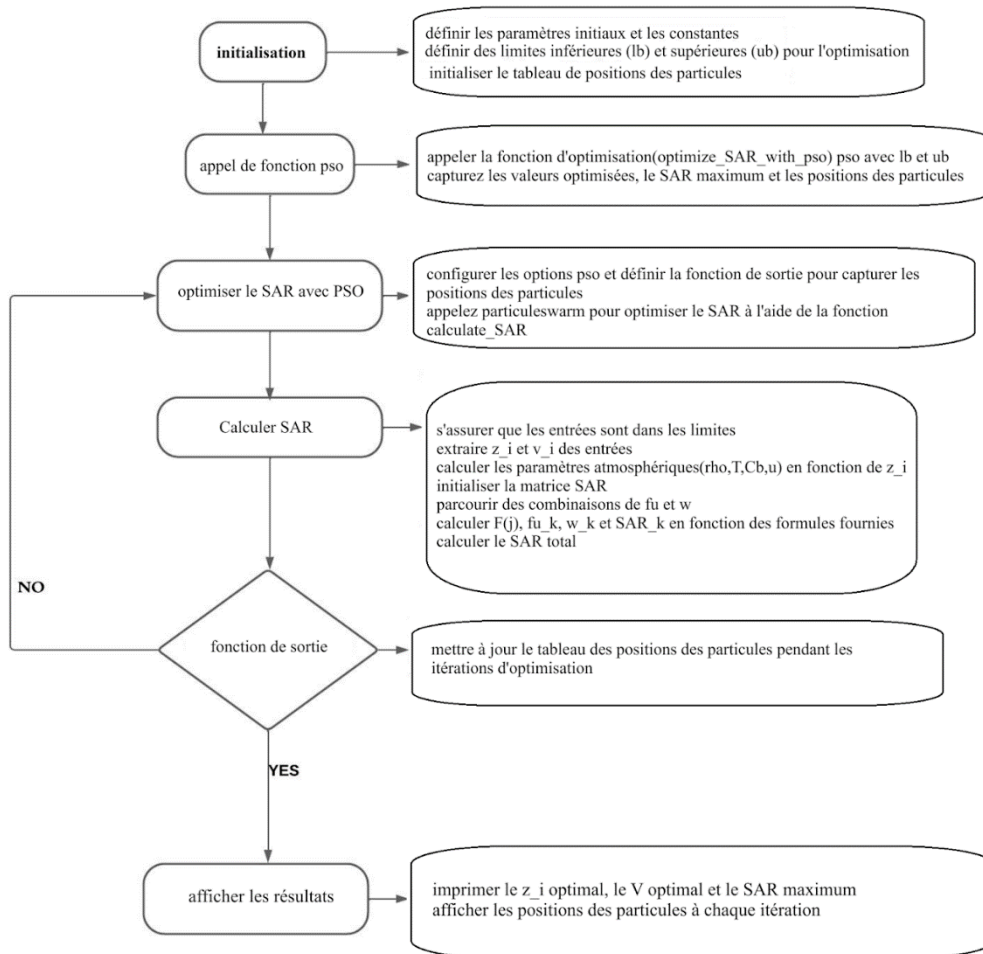


Figure 3.9. Diagramme du processus d'optimisation

Conclusion

Ce chapitre a présenté les méthodes et approches utilisées pour estimer et optimiser la consommation de carburant des avions en fonction de paramètres clés comme la vitesse, l'altitude, la traînée et la poussée. En explorant les concepts fondamentaux tels que la portée, l'endurance, le TSFC et les coefficients aérodynamiques, nous avons mis en lumière l'importance de ces variables dans l'efficacité globale d'un aéronef.

Les modèles mathématiques et équations détaillées offrent des outils essentiels pour simuler des scénarios de vol et estimer la consommation de carburant avec précision. De plus, l'intégration d'algorithmes d'optimisation, comme le PSO, permet d'affiner les paramètres opérationnels pour améliorer les performances de l'avion, tant sur le plan économique qu'environnemental.

Les résultats présentés confirment que des ajustements fins de la vitesse et de l'altitude, en fonction des conditions de vol, peuvent significativement réduire la consommation de carburant. Cette optimisation est cruciale pour répondre aux enjeux actuels de l'aviation, en particulier en matière de réduction des émissions de gaz à effet de serre et de minimisation des coûts opérationnels.

En conclusion, les méthodes présentées dans ce chapitre fournissent une base solide pour améliorer l'efficacité énergétique des avions, et elles ouvrent la voie à des recherches futures pour perfectionner encore les stratégies de gestion du carburant et de performance en vol.

Chapitre 4 : Résultats et Discussion

Introduction

Ce chapitre présente une analyse détaillée des résultats obtenus à partir des calculs de la portée aérienne standard (SAR) pour un avion Boeing 737-700, en tenant compte des variables clés telles que l'altitude, la consommation de carburant, et les paramètres atmosphériques. Ces résultats, basés sur les méthodologies décrites précédemment, permettent de valider l'efficacité des équations développées pour optimiser la consommation de carburant et la performance en vol. En comparant les données calculées avec les valeurs de référence issues du manuel de Boeing, ce chapitre examine les performances réelles de l'avion à différentes altitudes et pour diverses quantités de carburant.

L'objectif de cette analyse est d'explorer les interactions entre la densité de l'air, la température, la traînée et la poussée, et leur impact sur l'efficacité énergétique. Ces éléments sont essentiels pour comprendre comment optimiser les performances de vol en maximisant la portée tout en minimisant la consommation de carburant. Des graphiques détaillés et des études comparatives permettent de valider les modèles proposés et d'évaluer leur précision par rapport aux données réelles.

Dans cette section, les résultats de la portée aérienne standard obtenus grâce à la méthodologie décrite dans la section précédente sont présentés graphiquement, mettant en évidence la relation entre les quantités de carburant et la portée aérienne standard. De plus, ce travail superpose la portée aérienne standard de référence du manuel de Boeing sur le même graphique. L'alignement remarquable entre ces deux courbes met clairement en évidence l'œuvre. Le manuel fournit les exigences en carburant de référence pour des routes aériennes spécifiques, allant de 200 à 5000 NM avec un pas de 200 NM. Dans le but de vérifier l'utilisation de la nouvelle équation, une plage de 1400 à 3000 NM a été sélectionnée. Les calculs ont été effectués en utilisant le Système International d'Unités, et la distance a été rapportée en kilomètres. Le graphique ci-dessous illustre la portée aérienne standard (SAR) en fonction de la quantité de carburant requise à une altitude de 35000 pieds.

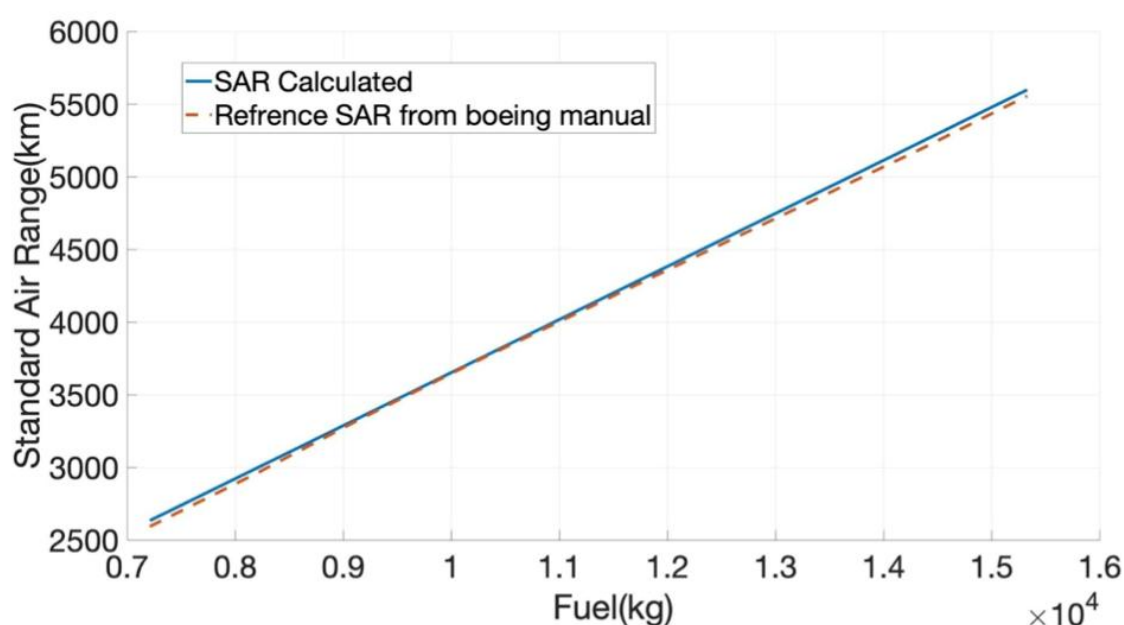


Figure 4.1. SAR pour Boeing 737-700 pour 35000 pieds d'altitude.

4.1 Analyse des résultats

Le graphique présenté ci-dessus illustre la comparaison entre la portée aérienne standard (SAR) calculée et les données de référence extraites du Manuel d'exploitation du Boeing 737-600/-700/-800/-900 (page 331, "Référence carburant et temps requis pour le Boeing 737-700"). Cette comparaison montre un alignement étroit entre les valeurs calculées et celles tirées du manuel, ce qui démontre la précision et la validité de l'équation développée pour estimer la portée en fonction de la consommation de carburant.

La courbe bleue représente la SAR calculée à partir de l'équation développée, tandis que la courbe pointillée orange reflète les données de référence du manuel Boeing. Cet alignement prouve que l'approche mathématique choisie pour estimer la consommation de carburant en fonction de la portée est valide, car elle reproduit fidèlement les données empiriques.

4.1.1 Analyse des erreurs et précision du modèle

L'erreur quadratique moyenne (RMSE), calculée à partir de la différence entre la SAR calculée et les données du manuel Boeing, est de 29 km. Cette faible inexactitude moyenne prouve la robustesse de l'équation développée. Une telle précision est cruciale dans le cadre de l'optimisation des performances de vol, car elle permet de prédire avec exactitude la quantité de carburant nécessaire pour atteindre une distance donnée, réduisant ainsi le risque de sous-estimation ou de surestimation de la consommation en vol.

4.1.2 Impact des résultats sur l'optimisation de la consommation de carburant

Ces résultats valident non seulement l'équation, mais aussi son utilisation dans le cadre d'une optimisation plus large des performances de l'avion. En permettant de mieux prédire la consommation de carburant en fonction de la portée et des conditions de vol, cette approche permet aux opérateurs d'aéronefs d'optimiser leur planification de vol, notamment en termes de quantités de carburant embarquées et de choix des altitudes de croisière.

En effet, la possibilité d'estimer avec précision la consommation de carburant à différentes altitudes et pour différentes charges de carburant ouvre la voie à une optimisation des itinéraires et à des stratégies de gestion du carburant plus efficaces. Cela se traduit par une réduction des coûts d'exploitation pour les compagnies aériennes tout en minimisant l'impact environnemental des vols, un enjeu particulièrement pertinent dans le contexte actuel de durabilité aérienne.

Des analyses approfondies ont été menées pour évaluer ces variations à différentes altitudes, en se concentrant notamment sur les altitudes de 37 000 pieds et de 33 000 pieds. Ces altitudes ont été sélectionnées pour représenter des conditions de vol réalistes et significatives, permettant ainsi une comparaison précise des performances du moteur et des besoins en carburant dans des situations opérationnelles variées. Les résultats de ces calculs fournissent des informations

essentielles pour développer des stratégies de gestion du carburant efficaces, optimiser les performances des aéronefs et contribuer à une exploitation plus écologique et économique des avions.

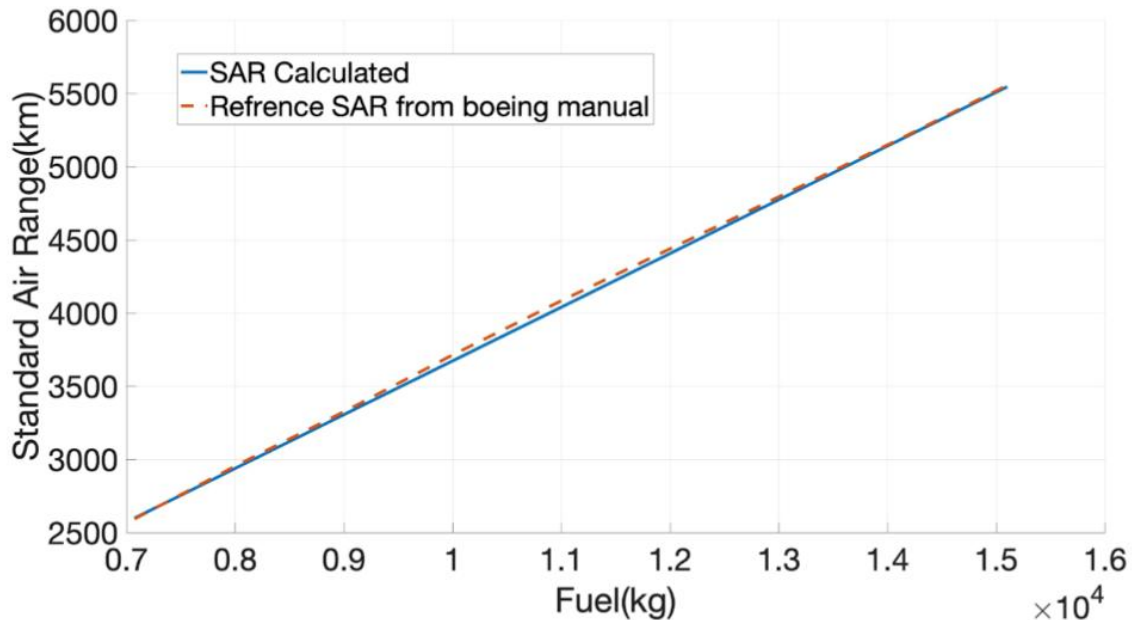


Figure 4.2. SAR pour le B737-700 pour 37 000 pieds d'altitude.

Le graphique présente une comparaison entre les résultats calculés et les valeurs de référence issues du manuel Boeing à une altitude de 37 000 pieds. Comme illustré dans la figure, l'estimation obtenue dans cette étude montre une inexactitude moyenne de 21,2 km. Cette légère différence par rapport à la valeur de référence indique que l'équation développée pour estimer la portée aérienne standard (SAR) à cette altitude est relativement précise. L'alignement des courbes "SAR Calculated" et "Reference SAR from Boeing Manual" confirme que la modélisation réalisée dans cette étude capture correctement les dynamiques de consommation de carburant pour une large gamme de quantités de carburant. En conclusion, ces résultats renforcent la validité de l'approche méthodologique utilisée et montrent que, bien que des écarts mineurs existent, l'approximation est raisonnablement proche des données de référence. Cela suggère que l'équation développée pourrait être utilisée avec confiance pour d'autres altitudes et conditions similaires.

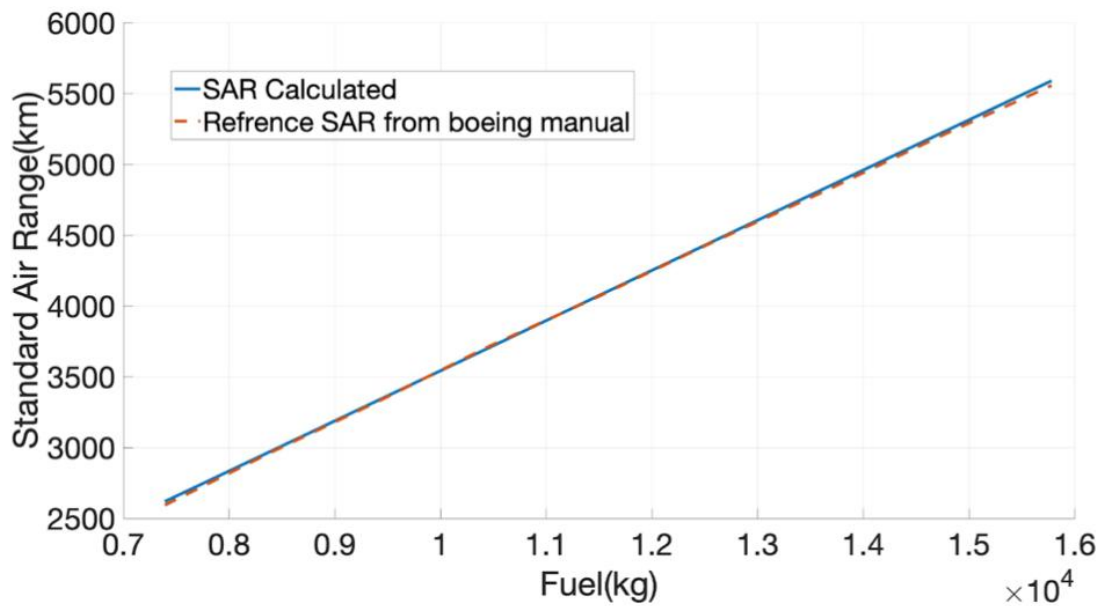


Figure 4.3. SAR pour le B737-700 pour 33 000 pieds d'altitude.

Dans la Figure 8, l'intervalle de distance aérienne a été maintenu afin de calculer et de comparer la consommation de carburant à une altitude de 33000 pieds. Cette approche méthodologique rigoureuse permet de valider de manière approfondie l'équation établie dans la section des méthodes. Les résultats obtenus dans cette étude révèlent une inexactitude moyenne de 14,6 km, ce qui confirme encore davantage la qualité et la précision de l'estimation effectuée. Cette faible inexactitude suggère que l'estimation réalisée est assez proche de la valeur de référence, démontrant ainsi l'efficacité de l'équation développée pour prédire la consommation de carburant à différentes altitudes. Ces résultats renforcent la confiance dans la méthodologie utilisée et soulignent l'importance de maintenir un intervalle de distance aérienne constant pour des analyses comparatives précises.

4.2 Discussion :

Les résultats obtenus à travers les graphiques fournissent une représentation visuelle claire des données calculées, qui sont intégrées dans l'équation principale pour améliorer la précision et la fiabilité globale de l'analyse. Deux paramètres clés influencent fortement la consommation de carburant lors d'un vol : la température et la densité de l'air, lesquels varient avec l'altitude. Ces variations influencent les propriétés aérodynamiques de l'avion, affectant ainsi ses performances et la quantité de carburant nécessaire pour optimiser l'efficacité opérationnelle tout au long du vol.

Avec l'augmentation de l'altitude, la température et la densité de l'air fluctuent de manière significative. Ces variations influencent la traînée et la poussée, deux forces critiques dans la dynamique du vol. En particulier, une augmentation de l'altitude entraîne généralement une diminution de la densité de l'air, ce qui peut réduire la traînée aérodynamique et améliorer l'efficacité énergétique de l'aéronef. Cependant, cette réduction de la densité d'air se traduit également par une baisse de la poussée du moteur, car moins d'air est disponible pour la combustion, ce qui impacte les performances globales de l'avion. Par conséquent, une compréhension approfondie de ces paramètres est essentielle pour optimiser la consommation de carburant.

Sur le plan graphique, la diminution de la densité de l'air en fonction de l'altitude est clairement observable. Bien que cette réduction ait des effets bénéfiques sur la consommation de carburant en raison de la traînée réduite, elle impose également une charge accrue au moteur pour maintenir une poussée constante à des altitudes plus élevées. Cela met en lumière un dilemme de performance : moins de traînée peut économiser du carburant, mais la perte de poussée peut annuler ce bénéfice en exigeant plus d'effort de la part des moteurs.

4.2.1 Impact de la Température et de la Densité de l'Air sur les Performances

La température joue un rôle tout aussi essentiel. À mesure que la température diminue avec l'altitude, la densité de l'air diminue également, affectant directement la quantité d'oxygène disponible pour la combustion dans les moteurs. Cela modifie le rapport air-carburant, augmentant potentiellement la consommation de carburant si les conditions ne sont pas optimisées. L'analyse approfondie de la relation entre température, densité de l'air et performances du moteur permet de mieux comprendre comment optimiser l'efficacité énergétique dans diverses conditions de vol.

En combinant ces résultats, il est clair que la densité de l'air affecte à la fois la traînée et la poussée, et donc la consommation de carburant. Par exemple, à 35 000 pieds, la densité de l'air est estimée à 0.3797 kg/m^3 . Cette valeur, bien que faible, est suffisante pour permettre un équilibre entre la traînée réduite et une poussée suffisante afin de maintenir des performances de vol adéquates.

4.2.2 Optimisation de la Portée et de la Consommation de Carburant

La comparaison entre la portée théorique et la portée de référence illustrée dans les graphiques confirme la validité de l'équation utilisée pour estimer la distance parcourue en fonction de la quantité de carburant. Malgré les nombreuses variables influençant cette estimation, les résultats restent suffisamment proches des valeurs de référence pour garantir une précision adéquate dans les limites d'erreur acceptables.

L'un des principaux objectifs de cette équation est l'optimisation de l'altitude et de la vitesse, des paramètres critiques pour minimiser la consommation de carburant. Si la hauteur optimale ne correspond pas exactement à un niveau de vol standard, il est possible de faire des ajustements mineurs pour garantir que l'avion vole aussi près que possible de l'altitude idéale. De plus, même avec des variations météorologiques imprévues, l'équation développée peut être ajustée en modifiant les paramètres d'entrée pour refléter les conditions réelles rencontrées en vol.

4.2.3 L'Importance du Poids et de la Vitesse

Le poids de l'avion joue également un rôle majeur dans la consommation de carburant. Plus l'avion est lourd, plus il doit générer de la portance pour rester en vol, ce qui augmente la traînée et, par conséquent, la consommation de carburant. Dans cette étude, le poids de l'avion a été pris à 85 % du poids maximal au décollage pour simuler des conditions réalistes de vol. Cela permet de mieux estimer l'impact du poids sur les performances énergétiques globales de l'avion.

La vitesse, quant à elle, est restée constante à environ 760 km/h à une altitude de 35 000 pieds. Cette hypothèse simplifie l'analyse tout en permettant de comparer plus facilement les résultats à travers différentes altitudes et conditions de carburant. La stabilité de la vitesse permet également de mieux comprendre l'influence des autres paramètres (comme la densité de l'air et la température) sur la consommation de carburant.

L'analyse approfondie de la relation complexe entre la densité de l'air, la température, la poussée et la traînée permet d'établir des stratégies de gestion du carburant efficaces. À travers l'optimisation des paramètres tels que l'altitude et la vitesse, il est possible de réduire

considérablement la consommation de carburant tout en garantissant des opérations aériennes sûres et rentables. De plus, les algorithmes d'optimisation, tels que ceux basés sur l'optimisation par essaims particulaires (PSO), se révèlent être des outils précieux pour harmoniser ces variables et maximiser la portée de vol tout en minimisant les coûts en carburant.

En adoptant des techniques d'optimisation avancées et en prenant en compte tous les facteurs pertinents, l'industrie aéronautique peut considérablement améliorer l'efficacité énergétique des vols, contribuant ainsi à des opérations plus durables et respectueuses de l'environnement.

4.3 Application du modèle et optimisation de la consommation de carburant d'un vol réel :

Le graphique ci-dessous (Figure 9) offre une vue complète du profil d'altitude pendant la phase de croisière d'un vol réel d'Alger à Bruxelles, juxtaposé à l'altitude optimale générée par l'algorithme PSO. Après un examen attentif, il devient évident que les choix d'altitude faits par le pilote ont été influencés par la congestion de l'espace aérien le long de l'itinéraire. La croisière a débuté au FL340, et après avoir parcouru environ 200 km, l'avion est monté au FL360, tous deux trouvés être suboptimaux en termes de consommation de carburant. En revanche, l'algorithme PSO a identifié le niveau de vol (FL) 400 comme étant l'altitude idéale pour le vol, malgré son impact modéré sur l'économie de carburant. Pour trouver un équilibre entre l'efficacité énergétique et les considérations pratiques, l'altitude optimale ultime de FL 380 a été choisie pour tout l'itinéraire, assurant une phase de descente plus fluide et plus gérable.

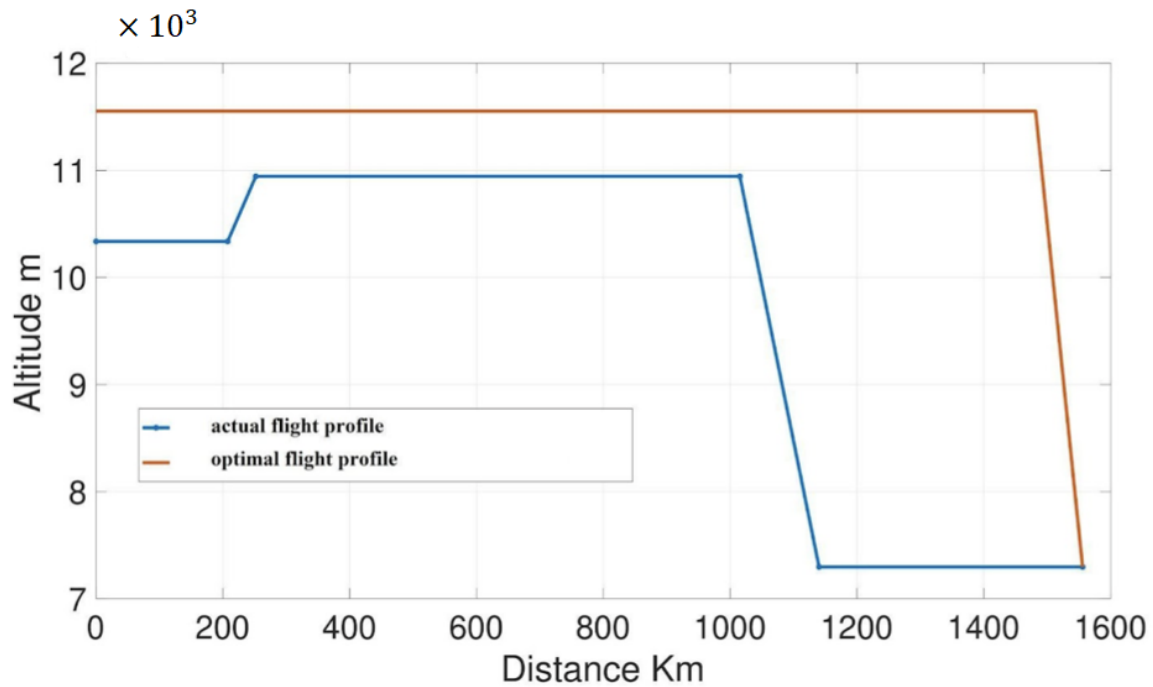


Figure 4.4. Altitude de vol optimale pour le Boeing 737-700 d'Algier à Bruxelles.

Cette utilisation de l'algorithme PSO représente une avancée notable dans la planification des vols, fournissant des informations précieuses sur les altitudes optimales et les opportunités d'économie de carburant. En trouvant un compromis entre l'efficacité idéale et les contraintes du monde réel, l'approche proposée donne un profil d'altitude plus viable et plus efficace, améliorant ainsi les performances globales du vol. Le graphique (Figure 10) révèle un schéma intéressant dans la vitesse réelle, montrant des fluctuations dans une certaine plage tout en restant constamment inférieure à la vitesse idéale calculée. Il est concevable que le pilote ait suivi les instructions des contrôleurs de la circulation aérienne, ce qui peut avoir influencé les variations de vitesse. Alternativement, le pilote aurait pu choisir intentionnellement une vitesse proche de la valeur idéale, sachant qu'elle conserve toujours des propriétés avantageuses d'économie de carburant. L'algorithme d'optimisation de la vitesse démontre de manière incontestable que 840 km/h constitue la vitesse idéale, minimisant efficacement la consommation de carburant. Néanmoins, il est essentiel de reconnaître que cette vitesse optimale pourrait être sujette à des changements en fonction des conditions météorologiques variables. En considérant les estimations de consommation de carburant pour ce voyage en utilisant l'altitude et la vitesse idéales, la projection suggère une réduction remarquable de 324 kg de consommation de carburant par rapport au vol réel. Ces économies substantielles de carburant se traduisent par des économies de coûts pour la compagnie aérienne à chaque voyage

tout en contribuant de manière significative à la sécurité environnementale en réduisant les émissions de CO₂. La mise en œuvre de telles stratégies d'optimisation annonce un changement de paradigme dans la planification et les performances des vols. Non seulement cela se traduit par des avantages économiques tangibles pour les compagnies aériennes, mais cela souligne également un engagement résolu envers la gestion environnementale en réduisant l'empreinte écologique de l'industrie aéronautique. L'adoption de ces avancées ouvre la voie à des pratiques aéronautiques plus durables et respectueuses de l'environnement, assurant un avenir plus vert pour nos cieux.

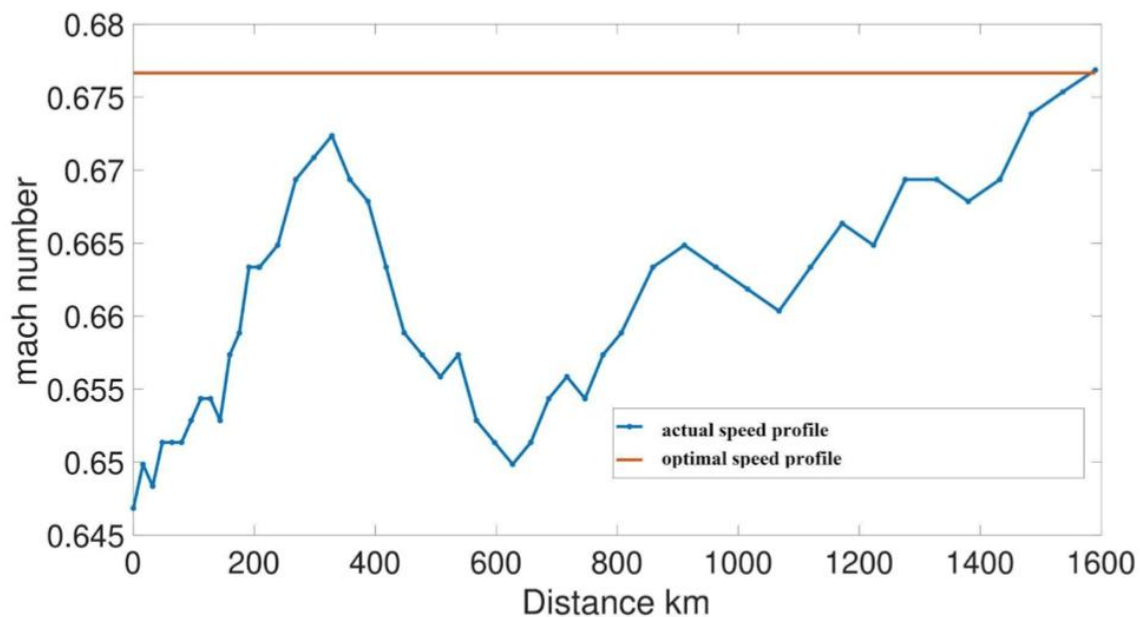


Figure 4.5. Vitesse de vol optimale pour le Boeing 737-700 d'Alger à Bruxelles

La comparaison de la portée d'air de référence et de la portée d'air théorique indiquée dans les graphiques ci-dessus renforce la preuve de l'équation utilisée pour estimer la distance d'air pour chaque quantité de carburant à différentes altitudes. Pour un si grand nombre de variables, les résultats sont assez proches pour chaque altitude évaluée dans les limites d'erreur autorisées.

L'utilisation principale de cette équation est l'optimisation de l'altitude et de la vitesse, ce qui rend les erreurs dans l'estimation de la hauteur idéale due aux niveaux de vol minimes. Si la hauteur optimale ne correspond pas à un niveau de vol, l'avion doit voler au niveau le plus proche de l'altitude optimale. Dans ce cas, l'estimation de la hauteur appropriée reste réalisable. Même les changements dans les conditions météorologiques à l'altitude de référence ne rendent pas impossible l'estimation de la consommation de carburant en utilisant l'équation principale

de ce travail ; il suffit de modifier les paramètres d'entrée pour les valeurs réelles obtenues de la météorologie.

La température dans la troposphère est liée à l'altitude ; elle fluctue avec l'altitude jusqu'à 11.5 km, puis reste constante à -56.5 degrés Celsius jusqu'à 20 km au-dessus du niveau de la mer. La température à la hauteur indiquée dans la Figure 4 est prévue à -54.3° Celsius. La densité de l'air est la deuxième caractéristique impactée par l'altitude ; elle dépend de la température, de la pression atmosphérique et est prévue à 0.3797 kg/m³ à 35000 pieds. La pertinence de la densité de l'air réside dans la poussée ; étant donné que l'air constitue la majeure partie de la combinaison air-carburant, la poussée dépend de la densité de l'air ; en bref, la consommation de carburant augmente lorsque la densité de l'air diminue pour maintenir une poussée constante. Le critère le plus important à considérer est la vitesse. Comme indiqué dans le manuel, elle est supposée constante dans cette recherche. Pour obtenir la valeur de la vitesse à partir du tableau, divisez la distance par le temps pour 35000 pieds ; la vitesse calculée pour chaque quantité de carburant était comprise entre 760 et 780 km/h à cette altitude ; la vitesse est considérée comme 760 km/h. Le poids impacte l'utilisation du carburant ; plus l'avion est lourd, plus la consommation de carburant sera importante. Le poids est pris en compte dans cette analyse à hauteur de 85 % du poids maximal au décollage. Le poids du Boeing 737-700 a été estimé à 520000 N. La consommation de carburant d'un avion est profondément influencée par ses conditions opérationnelles, la densité de l'air émergeant comme un facteur pivot dans l'équation de la consommation de carburant. Lorsque l'avion monte à des altitudes plus élevées, la température ambiante et la pression atmosphérique diminuent, entraînant une réduction de la densité de l'air. Cette diminution de la densité de l'air impacte la puissance du moteur, car le processus de combustion reçoit une quantité limitée d'air. Par conséquent, les forces de traînée sont diminuées, mais aussi la portance, nécessitant une poussée plus importante pour maintenir une vitesse constante. Cela entraîne inévitablement une augmentation de la consommation de carburant. Pour trouver le juste équilibre, il est nécessaire d'identifier la combinaison optimale d'altitude et de vitesse qui tienne compte à la fois des effets de traînée et des besoins en puissance du moteur. De plus, le poids de l'avion joue un rôle significatif dans la consommation de carburant, notamment à des altitudes et vitesses variables. Un avion plus lourd subit des forces de traînée plus prononcées et nécessite une portance plus importante, ce qui demande une puissance accrue du moteur. En revanche, si l'avion est trop lourd, monter à des altitudes plus élevées devient impraticable. Ainsi, la clé réside dans la recherche du bon équilibre en déterminant la vitesse optimale ainsi que l'altitude. Cette combinaison délicate peut réduire

considérablement la consommation de carburant tout en préservant l'efficacité du vol. Pour y parvenir, des algorithmes d'optimisation tels que PSO se révèlent précieux. En harmonisant diverses variables et en tenant compte de toutes les circonstances de vol pertinentes, PSO aide à déterminer la portée maximale possible tout en optimisant la consommation de carburant. En adoptant de telles techniques d'optimisation sophistiquées, l'industrie de l'aviation peut s'orienter vers des opérations de vol plus efficaces et respectueuses de l'environnement, contribuant ainsi à un avenir plus vert et plus durable dans les cieux.

4.4 Discussion :

Altitude de vol et profil de croisière : Le vol a débuté à une altitude de FL340 (34 000 pieds) avant de monter à FL360 (36 000 pieds). Cependant, ces altitudes ont été jugées sous-optimales par rapport à l'altitude idéale identifiée par l'algorithme PSO, qui était FL400 (40 000 pieds). Le PSO a permis de déterminer que l'altitude optimale pour tout l'itinéraire était finalement FL380 (38 000 pieds), offrant un compromis entre efficacité énergétique et contraintes opérationnelles. Cet ajustement a permis d'améliorer la consommation de carburant sans perturber le profil de vol.

Vitesse optimale : Le modèle montre également des variations de vitesse au cours du vol, avec une vitesse réelle souvent inférieure à la vitesse optimale calculée par l'algorithme, soit 840 km/h. Cela pourrait s'expliquer par des instructions des contrôleurs aériens ou par des décisions du pilote visant à conserver une certaine flexibilité, tout en restant proche de la vitesse idéale pour économiser du carburant. En respectant ces vitesses et altitudes optimales, une réduction de 324 kg de carburant a été estimée, ce qui représente des économies significatives pour la compagnie aérienne et une réduction des émissions de CO₂.

Algorithme PSO : L'utilisation du PSO pour optimiser à la fois l'altitude et la vitesse est une avancée clé dans l'amélioration de la consommation de carburant. L'algorithme aide à trouver un équilibre entre les différents paramètres (comme la densité de l'air, la température, la poussée et la traînée) pour maximiser la portée tout en minimisant les coûts en carburant.

4.5 Limites de l'étude

L'équation développée pour estimer la consommation de carburant ne prend pas en compte l'effet des vents, car intégrer les vecteurs représentant la force et la direction des vents dans l'estimation de la portée spécifique (SAR) complexifierait considérablement l'équation. La prise

en compte de ces variables exigerait des calculs beaucoup plus sophistiqués, rendant difficile l'optimisation à l'aide des algorithmes utilisés dans cette étude. Par conséquent, l'analyse présentée ici se limite à une estimation de la portée en conditions de vent nul.

Pour estimer les forces et la direction des vents de manière précise, plusieurs méthodes peuvent être utilisées, impliquant des mesures en temps réel et des modèles de prévision météorologique. Voici les principales étapes et approches à suivre pour cette estimation : [24]

Protocole expérimental

Afin d'assurer la reproductibilité des résultats, cette section présente la configuration matérielle et logicielle utilisée, ainsi que les jeux de données exploités dans le cadre de cette recherche.

Configuration matérielle :

Les simulations ont été réalisées sur un ordinateur personnel équipé d'un processeur **Intel Core i7 (2.8 GHz)**, de **16 Go de mémoire vive (RAM)** et d'un disque SSD de **512 Go**. Ce choix permet d'assurer une rapidité d'exécution adéquate pour les calculs itératifs de l'algorithme PSO et les simulations Matlab.

Configuration logicielle :

Les expérimentations numériques ont été effectuées sous **MATLAB (version 2021)**, qui a servi à :

- Implémenter les équations développées pour l'estimation de la consommation de carburant,
- Exécuter l'algorithme **Particle Swarm Optimization (PSO)** pour l'optimisation multi-objectif,
- Générer et analyser les courbes de résultats (consommation, altitude, vitesse, portée).

Jeux de données :

- Les paramètres de référence (performances, consommation, profils de vol) ont été extraits du **manuel de performance Boeing 737-700**, permettant de valider les équations développées.

- Le scénario de vol choisi correspond à la liaison **Alger–Bruxelles**, pour lequel les distances, altitudes et conditions atmosphériques standards ont été intégrées dans les simulations.
- Les modèles atmosphériques standards (données au niveau de la mer, ISA) ont servi pour le calcul des densités et températures.

Utilisation de données météorologiques en temps réel

Stations météorologiques : Des stations terrestres, maritimes et aériennes capturent les conditions atmosphériques, telles que la vitesse et la direction des vents, à différents niveaux d'altitude. Ces données peuvent être utilisées pour fournir une estimation précise des vents tout au long du vol.

Sondes météorologiques : L'envoi de ballons-sondes équipés de capteurs permet de mesurer les vents à différentes altitudes dans l'atmosphère. Les informations recueillies sont ensuite intégrées dans des modèles météorologiques.

Satellite et radar Doppler : Les satellites météorologiques ainsi que le radar Doppler peuvent détecter les mouvements de l'air et générer des cartes de vent en trois dimensions.

Modèles de prévision numérique du temps (NWP)

Les modèles de prévision météorologique numérique utilisent des équations physiques pour prédire l'évolution de l'atmosphère. Ces modèles peuvent fournir des informations sur la direction et la vitesse du vent à différentes altitudes et à différents moments du vol.

Certains des modèles les plus utilisés incluent le Global Forecast System (GFS), le European Centre for Medium-Range Weather Forecasts (ECMWF), et des modèles locaux comme WRF (Weather Research and Forecasting Model).

Analyse des vents en temps réel avec l'avion

Les avions modernes sont équipés de systèmes de navigation avancés qui mesurent directement les vents. Les centrales inertielle (INS) et systèmes de gestion de vol (FMS) comparent la vitesse de l'avion par rapport à l'air et par rapport au sol, ce qui permet de déterminer la direction et la force des vents pendant le vol.

Les sondes anémométriques situées sur l'avion peuvent aussi mesurer la vitesse du vent relatif par rapport à l'appareil. En combinant ces données avec celles des GPS et autres capteurs, on peut estimer avec précision la composante du vent.

Incorporation dans les modèles de vol et d'optimisation

Algorithmes d'optimisation avec prise en compte des vents : Une fois que les données sur les vents sont obtenues, elles peuvent être intégrées dans des algorithmes d'optimisation de trajectoire, comme les algorithmes génétiques (GA) ou Particle Swarm Optimization (PSO). Ces algorithmes calculent la trajectoire optimale en tenant compte des effets des vents sur la consommation de carburant, la vitesse de croisière, et la durée du vol.

Simulateurs de vol : Utiliser des simulateurs intégrant des modèles de vent dynamique permet de tester différentes trajectoires en prenant en compte les conditions météorologiques variables tout au long du vol.

Modèles statistiques et stochastiques

Les modèles probabilistes peuvent être utilisés pour prévoir les vents lorsqu'il existe une incertitude importante dans les données. En se basant sur des conditions historiques et actuelles, il est possible d'estimer les tendances des vents en fonction de l'altitude et de la région géographique.

Approche stochastique : En considérant les variations de vent comme des processus aléatoires, les pilotes ou les planificateurs de vol peuvent ajuster en temps réel l'altitude ou la vitesse de l'avion pour minimiser les effets négatifs des vents défavorables.

Prédictions spécifiques au vol

Avant chaque vol, des briefings météorologiques spécifiques sont réalisés pour obtenir une estimation des vents sur la trajectoire prévue, grâce aux prévisions fournies par des organismes comme ONM (office nationale de la météorologie). Ces informations permettent aux pilotes de choisir l'altitude optimale et de planifier des ajustements en vol pour tenir compte des changements prévus dans les conditions de vent.

Conclusion

Les résultats présentés dans ce chapitre démontrent clairement la validité des modèles mathématiques utilisés pour estimer la consommation de carburant en fonction de la portée. L'alignement entre les résultats calculés et les valeurs de référence du manuel Boeing valide l'efficacité de l'équation développée, en particulier pour les altitudes de croisière optimales. Les erreurs minimales observées confirment la précision des estimations de consommation de carburant à différentes altitudes.

Ces analyses ont permis de mettre en évidence l'importance de paramètres tels que la densité de l'air, la température et la traînée dans la détermination de la portée aérienne. Elles soulignent également la nécessité d'utiliser des techniques d'optimisation, comme l'algorithme PSO, pour ajuster la vitesse et l'altitude de manière à réduire la consommation de carburant tout en maintenant des performances de vol optimales. Ces résultats ouvrent la voie à des stratégies de gestion du carburant plus efficaces, contribuant à une aviation plus durable et respectueuse de l'environnement.

Conclusion générale

Face aux enjeux économiques et environnementaux croissants, l'aviation commerciale se trouve à un carrefour crucial où la gestion efficace de la consommation de carburant devient non seulement une nécessité économique mais aussi un impératif écologique. Cette thèse a permis d'explorer et d'apporter des réponses aux défis liés à l'optimisation de la consommation de carburant des avions, en utilisant des approches multidisciplinaires et des outils d'optimisation avancés.

Au fil de cette recherche, plusieurs pistes d'optimisation ont été étudiées, tant au niveau de la conception des aéronefs que des opérations de vol. L'utilisation d'algorithmes comme les algorithmes génétiques ou l'optimisation par essaims particulaires (PSO) a démontré leur potentiel pour identifier les configurations optimales en termes de vitesse, d'altitude et de trajectoires, permettant des réductions significatives de la consommation de carburant. En intégrant des modèles aérodynamiques, des données de vol réelles et des simulations précises, il a été possible de quantifier ces gains potentiels et de mettre en lumière l'importance de l'optimisation pour répondre aux besoins des compagnies aériennes en matière de performance énergétique.

L'un des apports majeurs de cette étude réside dans la mise en œuvre de stratégies d'optimisation qui ne se limitent pas aux seules innovations technologiques, mais qui englobent également des ajustements opérationnels réalisables à court terme. La gestion dynamique de la vitesse et de l'altitude de croisière, par exemple, offre des perspectives intéressantes pour réaliser des économies de carburant sans nécessiter d'investissements technologiques massifs. Ces résultats sont particulièrement pertinents dans un contexte où les compagnies aériennes doivent composer avec des marges économiques réduites et des exigences environnementales de plus en plus strictes.

Au-delà des économies immédiates, cette recherche ouvre des perspectives pour une aviation plus durable, alignée avec les objectifs de réduction des émissions de CO₂ fixés par les accords internationaux. Les modèles développés dans cette thèse peuvent servir de base pour des études futures visant à intégrer davantage de facteurs externes, tels que les conditions météorologiques en temps réel, ou à optimiser des flottes entières de manière collaborative.

Cependant, malgré les avancées présentées dans cette recherche, certaines limites doivent être prises en compte. Les modèles d'optimisation nécessitent d'être continuellement ajustés et

perfectionnés pour intégrer les nouvelles données et les évolutions technologiques. De plus, la mise en œuvre à grande échelle des solutions proposées requiert une coordination étroite entre les autorités de régulation, les gestionnaires de trafic aérien et les compagnies aériennes.

En conclusion, cette étude contribue à l'effort global pour réduire l'empreinte écologique de l'aviation tout en améliorant la compétitivité des compagnies aériennes. Les résultats obtenus démontrent qu'il est possible, grâce à des approches innovantes et intégrées, de concilier les objectifs de performance économique et de durabilité environnementale. Il est essentiel que l'industrie continue à investir dans ces innovations pour répondre aux défis de demain et faire de l'aviation un secteur résilient et responsable face aux pressions économiques et environnementales.

REFERENCE

- [1] SINGH, Vedant, SHARMA, Somesh Kumar, et VAIBHAV, S. Identification of dimensions of the optimization of fuel consumption in air transport industry: a literature review. *technology*, 2012, vol. 2, no 7.
- [2] HENDERSON, Ryan P. Multidisciplinary design optimization of airframe and engine for emissions reduction. University of Toronto, 2009.
- [3] NEUFELD, Daniel, CHUNG, Joon, et BEHDINAN, Kamaran. Development of a flexible MDO architecture for aircraft conceptual design. In : *Proceedings of the 2008 EngOpt conference*. Rio de Janeiro, Brazil. 2008.
- [4] BOWER, Geoffrey et KROO, Ilan. Multi-objective aircraft optimization for minimum cost and emissions over specific route networks. In : *The 26th Congress of ICAS and 8th AIAA ATIO*. 2008. p. 8905.
- [5] K. M. R. Shiva, R. Srinath, K. Vigneshwar, and K. B. Ravi, “Aerodynamic design optimization of an aircraft wing for drag reduction using computational fluid dynamics approach,” *Wind and Structures*, vol. 31, no. 1, pp. 15–20, Jul. 2020.
- [6] Lovegren, J. and Hansman, R.J. (2011), “Estimation of potential aircraft fuel burn reduction in cruise via speed and altitude optimization strategies”,
- [7] Jensen, L., Hansman, R.J., Venuti, J.C. and Reynolds, T. (2013), “Commercial airline speed optimization strategies for reduced cruise fuel consumption”, 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference.
- [8] Jensen, L., Hansman, R.J., Venuti, J.C. and Reynolds, T. (2014), “Commercial airline altitude optimization strategies for reduced cruise fuel consumption”, 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference.
- [9] KHAN, Waqar Ahmed, CHUNG, Sai-Ho, MA, Hoi-Lam, et al. A novel self-organizing constructive neural network for estimating aircraft trip fuel consumption. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 2019.
- [10] NG, Hok K., SRIDHAR, Banavar, et GRABBE, Shon. A practical approach for optimizing aircraft trajectories in winds. In : *2012 IEEE/AIAA 31st Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. IEEE, 2012. p. 3D6-1-3D6-14.
- [11] SINGH, Vedant. Fuel consumption minimization of transport aircraft using real-coded genetic algorithm. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, vol. 232, no 10, p. 1925-1943.

- [12] BAUMANN, S. et KLINGAUF, U. Modeling of aircraft fuel consumption using machine learning algorithms. CEAS Aeronautical Journal, 2020, vol. 11, no 1, p. 277-287.
- [13] SEYMOUR, Kyle, HELD, Maximilian, GEORGES, Gil, et al. Fuel Estimation in Air Transportation: Modeling global fuel consumption for commercial aviation. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2020, vol. 88, p. 102528.
- [14] HOUGHTON, Edward Lewis et CARPENTER, Peter William. *Aerodynamics for engineering students*. Elsevier, 2003.
- [15] YOUNG, Trevor M. *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations, and Regulations*. John Wiley & Sons, 2017.
- [16] Sadraey, M. and Müller, D. (2009), "Drag force and drag coefficient", in Sadraey, M., Aircraft Performance Analysis, VDMVerlag Dr. Müller.
- [17] DURST, Franz et ARNOLD, Ingeborg. *Fluid mechanics: an introduction to the theory of fluid flows*. Berlin : Springer, 2008.
- [18] Oxford Aviation Academy ATPL Ground training series Flight Performance and Planning 1 – mass and balance performance.
- [19] Sforza, P.M. (2018), "Estimating zero-lift drag coefficients and maximum L/D in subsonic flight", 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, p. 273.
- [20] Larose, G.L. and D'Auteuil, A. (2006), "On the Reynolds number sensitivity of the aerodynamics of bluff bodies with sharp edges", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 94No. 5, pp. 365-376.
- [21] Bensel, A. (2018), Characteristics of the Specific Fuel Consumption for Jet Engines, Aircraft Design and Systems Group (AERO), Department of Automotive, Hamburg.
- [22] Boeing 737-600/_700/_800/_900 Operations Manual (2024),
- [23] Jain, M., Saihpal, V., Singh, N. and Singh, S.B. (2022), "An overview of variants and advancements of PSO algorithm", Applied Sciences, Vol. 12No. 17, p. 8392.
- [24] Kalnay, E., Kanamitsu, M., & Kistler, R. (1996). "The NCEP/NCAR 40-year reanalysis project." Bulletin of the American Meteorological Society

Liste des figures

Figure 2.1: Géométrie de la forme en plan de l'aile.....	(38)
Figure 2.2: Géométrie de la section de l'aile.....	(43)
Figure 2.3. Les systèmes de composants de force et de moment.....	(46)
Figure 2.4: La direction de la force de portance.....	(46)
Figure 2.5: (a) Angle d'attaque de l'avion ;(b) Coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque.....	(49)
Figure 2.6: Influence du CG sur le coefficient de portance.....	(51)
Figure 2.7 : Principaux composants du Boeing 737contribuant au C_{D0}	(55)
Figure 2.8: Corde aérodynamique moyenne de l'aile (MAC).....	(59)
Figure 2.9: Variations typiques de C_D par rapport à C_L	(60)
Figure 2.10: Déterminer le centre de gravité de l'avion.....	(64)
Figure 2.11. Consommation spécifique de carburant à la poussée (TSFC) pour un turboréacteur en croisière en fonction de la poussée nette installée.....	(69)
Figure 2.12: Relation typique entre le TSFC en croisière et la poussée normalisée.....	(70)
Figure 3.1 : Variation de la densité de l'air en fonction de l'altitude.....	(80)
Figure 3.2 : Variation de la température en fonction de l'altitude.....	(81)
Figure 3.3 : Evaluation du TSFC par différents modèles.....	(85)
Figure 3.4 : Un graphique montrant la relation entre la vitesse de l'avion et et sa portée.....	(89)
Figure 3.5 : Un graphique montrant l'effet de l'altitude sur la portée spécifique pour un avion à réaction à poids élevé et faible.....	(91)
Figure 3.6: Un graphique montrant l'altitude optimale augmentant avec l'altitude au fur et à mesure que le vol progresse pour un avion à réaction typique.....	(92)
Figure 3.7: Fiche technique et plan de vol Alger-Bruxelles.....	(94)
Figure 3.8: Processus de profils de vitesse et d'altitude optimaux.....	(96)

Figure 3.9 : Diagramme du processus d'optimisation.....	(98)
Figure 4.1 : SAR pour Boeing 737-700 pour 35000 pieds d'altitude.....	(98)
Figure 4.2. SAR pour le B737-700 pour 37 000 pieds d'altitude.....	(104)
Figure 4.3. SAR pour le B737-700 pour 33 000 pieds d'altitude.....	(105)
 Figure 4.4: Altitude de vol optimale pour le Boeing 737-700 d'Alger à Bruxelles.....	(109)
Figure 4.5: Vitesse de vol optimale pour le Boeing 737-700 d'Alger à Bruxelles.....	(110)
Liste des Tableaux	
Tableau 3.1. Référence de Carburant et de temps requis pour longue portée Boeing 737-700	(87)