

23/01/2025

Projet 5A

Multi Disciplinary Design Optimisation (MDO) pour un avion commercial hyper sonique

Victor CHAITAIGNER – Victor PLAT – Théo MONFORT – Sylvain MENAESSE – Alexandre RUBENSTRUNK

ESTACA - AKKODIS

# Remerciements

Nous souhaitons tous remercier Monsieur André HOCHSCHULZ pour nous avoir encadré et guidé tout au long de ce projet.

Table des matières

[1. Remerciements 1](#_Toc188475636)

[2. Abstract 3](#_Toc188475637)

[3. Introduction 3](#_Toc188475638)

[1. Etats de l’art 3](#_Toc188475639)

[2. Cahier des charges 3](#_Toc188475640)

[4. Management de projet 5](#_Toc188475641)

[1. Organisation avec notre tuteur 5](#_Toc188475642)

[2. Organisation au sein du groupe 5](#_Toc188475643)

[3. Gantt 6](#_Toc188475644)

[4. 4 boxes 7](#_Toc188475645)

[5. Méthodologie 8](#_Toc188475646)

[1. Module aérodynamique 9](#_Toc188475647)

[2. Module de structure 17](#_Toc188475648)

[3. Module de propulsion 21](#_Toc188475649)

[4. Optimisation 24](#_Toc188475650)

[6. Résultat 25](#_Toc188475651)

[1. Module aérodynamique 25](#_Toc188475652)

[2. Module Structure 27](#_Toc188475653)

[3. Module Propulsion 30](#_Toc188475654)

[4. Optimisation 32](#_Toc188475655)

[7. Conclusion 35](#_Toc188475656)

[8. Retour expérience 36](#_Toc188475657)

[9. Bibliographie 37](#_Toc188475658)

**Table des illustrations**

[Figure 1 Positionnement passagers/vitesse du projet 4](#_Toc188475731)

[Figure 2 Trajet type d'un avion hypersonique 5](#_Toc188475732)

[Figure 3: Organigramme des tache 6](#_Toc188475733)

[Figure 4: Tableau des points fort et point faible du groupe 6](#_Toc188475734)

[Figure 5: Gantt 7](#_Toc188475735)

[Figure 6: 4 boxes 8](#_Toc188475736)

[Figure 7: Nuage de point décrivant la forme de l'aéronef 10](#_Toc188475737)

[Figure 8: Visualisation en surface du modèle 11](#_Toc188475738)

[Figure 9: Modèle CAO de l'aéronef 12](#_Toc188475739)

[Figure 10: Maillage avec les raffinements localisés 14](#_Toc188475740)

[Figure 11: Répartition du Mach 17](#_Toc188475741)

[Figure 12: Répartition de la pression 17](#_Toc188475742)

[Figure 13: Répartition de la pression 17](#_Toc188475743)

[Figure 14: Schéma d'un ram jet classique de Ref. [4] 21](#_Toc188475744)

[Figure 15: Graphique du modèle implémenter dans notre optimisation 22](#_Toc188475745)

[Figure 16: Polaire CD vs CL 26](#_Toc188475746)

[Figure 17 Coefficient de pression sur une section à 0° d'incidence 27](#_Toc188475747)

[Figure 18 Courbes de la portance et du moment de flexion sur une demi-voilure 28](#_Toc188475748)

[Figure 19 Positionnement des longerons et détermination de leur section 28](#_Toc188475749)

[Figure 20: Représentation de turboramjet prise de Ref.[6] 31](#_Toc188475750)

[Figure 21: Modèle du moteur du concorde dans notre modèle 32](#_Toc188475751)

[Figure 22: Evolution de la trainer en fonction de l'itération 33](#_Toc188475752)

[Figure 23: Configuration final de notre prototype 33](#_Toc188475753)

[Figure 24: Evolution de la poussée en fonction de l'itération 34](#_Toc188475754)

[Figure 25: Evolution du diamètre en fonction de l'itération 34](#_Toc188475755)

[Figure 26: Configuration final du Ramjet 35](#_Toc188475756)

# Abstract

Dans un contexte mondial où les déplacements rapides deviennent un enjeu crucial, les avions commerciaux hypersoniques offrent une solution prometteuse. Ce projet vise à développer un outil de modélisation multidisciplinaire (MDO) permettant d’optimiser la conception de ces aéronefs tout en relevant les défis spécifiques liés à leur fonctionnement à très haute vitesse. Notre travail s’est concentré sur l’élaboration de modèles physiques couvrant l’aérodynamique, la propulsion et la structure, tout en intégrant les spécificités des régimes hypersoniques. Ces modèles ont été combinés dans un algorithme d’optimisation conçu pour évaluer et améliorer les configurations initiales. En s’appuyant notamment sur un code aérodynamique fourni par l’US Air Force et des principes physiques classiques pour la propulsion et la structure, nous avons pu valider l’efficacité de notre outil. Les simulations ont permis de réduire de 30 % la traînée par rapport à une configuration classique, démontrant ainsi le potentiel de cet outil pour améliorer significativement les performances des avions hypersoniques. Bien que les résultats obtenus soient prometteurs, ils soulignent également la nécessité d’affiner davantage l’outil pour intégrer une complexité accrue et atteindre une précision encore supérieure.

# Introduction

Ce projet vise a créé un outil d’optimisation multidisciplinaire pour des avions commerciaux hypersoniques. C’est-à-dire crée un code permettant d’optimiser l’ensemble des paramètres d’un aéronef en prenant en compte toute les discipline en lien avec l’aviation. Notre tuteur de stage nous a laissé la possibilité de travailler sur chacune des disciplines que nous voulions. Nous savions dès le départ du projet qu’il serait impossible de traiter l’ensemble du projet en seulement 4 mois à 5 étudiants, d’où cette liberté.

Avant de commencer notre étude il est important de définir ce qu’es l’hypersonique. Une définition exacte serait de dire qu’un aéronef rentre dans le domaine hypersonique quand la chimie du gaz commence à changer. Ceci se réalise quand une certaine vitesse le fortement de la paroi sur le gaz le change en plasma. Cette limite est généralement atteinte vers mach 5.

## Cahier des charges

Pour dimensionner notre avion nous avons pris en compte dans un premier temps 3 paramètres principaux :

* Distance franchissable
* Nombre de passager
* Vitesse de vol

Dans un premier temps pour placer notre aéronef nous l’avons mis dans le un graphique de comparaison avec d’autre avion :

Figure 1 Positionnement passagers/vitesse du projet

Nous souhaitons donc nous positionner sur la zone bleue. Nous voyons qu’il y a quand même un rupture non négligeable avec les avions supersoniques. Cela nécessitera donc une forte évolution technologique. En revanche ce qui est encourageant est qu’il existe déjà des aéronef volant aux même vitesse. Il faudra donc réaliser la même évolution qu’entre le concorde et les premier jet d’après-guerre (Premier passage de mach 2 en 1953, premier vol du concorde 1969).

Pour fixer un range nous avons pris en compte le fait qu’un avion comme ceci ferai énormément de bruit. Il sera donc nécessaire de le faire voler sur des zone peu habitées. Nous avons donc ciblés les 3 pôles économiques principaux ou des futurs consommateurs auraient intérêt à gagner du temps de voyage.

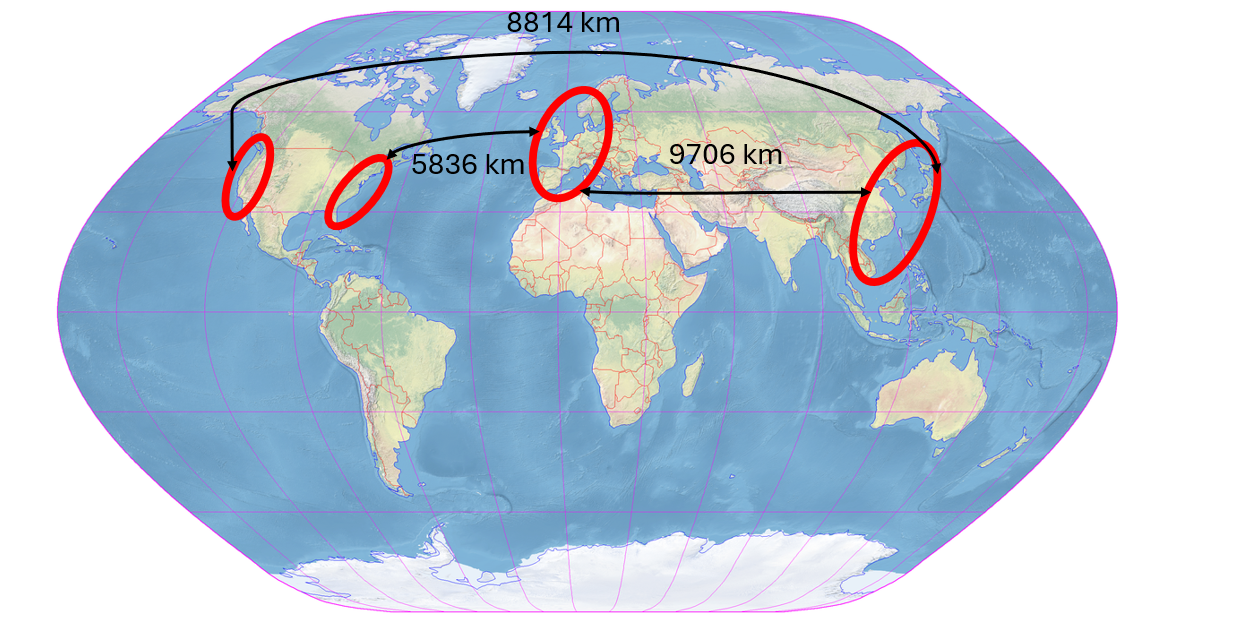


Figure 2 Trajet type d'un avion hypersonique

Nous pouvons donc estimer que dans notre cas une distance franchissable souhaitable de 10000 km. De plus, la plus part de ces vol s’effectuerai sur des zone peu peuplés comme les océans.

# Management de projet

## Organisation avec notre tuteur

Dès la réunion de lancement notre tuteur à mis en place des réunions bimensuelles. Ces réunions avaient pour but de présenter l’avancer général du groupe et que le tuteur puisse faire passer des informations à l’ensemble du groupe.

Nous pouvions ensuite avoir des interaction plus personnelle par mail à n’importe quel moment entre 2 réunions. Le but dans ce cas était plutôt de visée un point technique bloquant.

Au sein du groupe nous échangions via un groupe WhatsApp et faisons des réunions à la demande de tout à chacun.

## Organisation au sein du groupe

Dans un premier temps nous avons découpé le projet en sous tâches pour identifier plus facilement les défis technique à venir. Nous avons donc réaliser un premier découpage sous la forme d’un organigramme des taches comme suit :

Une image contenant texte, capture d’écran, Police, diagramme

Description générée automatiquement

Figure 3: Organigramme des tache

Cette organigramme a vu plusieurs version mais dans l’ensemble des partie principales avaient été identifier assez rapidement.

Dans un second temps pour organiser notre travaille nous nous sommes sondée sur nos point fort et nos point faible. Le but est de faire travailler un maximum de personne sur leur point fort pour rendre l’équipe la plus efficace possible. Nous voulions à chaque réunion interne au groupe répartir les tache les plus adapter à la personne en suivant le tableau suivant :

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Nom | Point fort | Point faible |
| Victor Chataigner | CFD  Propulsion | Python |
| Victor Plat | Propulsion  CFD | Python |
| Sylvain Menaesse | Structure  Procédés | Python |
| Theo Monfort | CAO  Structure | Python |
| Alexandre Rubenstrunk | Python  Aérodynamique | Rédaction |

Figure 4: Tableau des points fort et point faible du groupe

## Gantt

En début de projet nous avons réalisé un Gantt nous permettant de suivre nos tâches. Ce Gantt a été réaliser sur un Template Microsoft nous permettant tous de pouvoir accéder au Gantt de manière simultané et de mettre à jour l’état d’avancement de chacun des partie. Ci-dessous ce trouve un capture d’écran de ce dit Gantt lors d’une phase de travail daté du 5 décembre 2024.

Une image contenant texte, capture d’écran, diagramme, Tracé

Description générée automatiquement

Figure 5: Gantt

Ce Template a l’avantage d’être très visuel. En effet une fois les missions réussite il nous suffisait de rentrée que la tâche était réaliser à 100% pour que tout devienne vert. Nous pouvions également rentrer un pourcentage d’avancement de la tâche et sa criticité. Ces éléments nous permettent de facilement nous rendre compte de ou il est important de fournir des efforts. De plus l’aspect visuel et l’indication de la date avec des barres rouge permet une lecture efficace de ce dernier.

## 4 boxes

Nous tuteur nous a également fournis un Template Akkodis appeler 4 boxes. Ce Template est un slide PowerPoint qui doit être crée après chaque semaine de travail permettant de préciser ce qui a été réalisé pendant la semaine et soulever les challenger passer et à venir. En plus de cela nous devions le replacer temporellement en indiquant le temps restant avant la remise du projet.

Une image contenant texte, Appareils électroniques, capture d’écran, Police

Description générée automatiquement

Figure 6: 4 boxes

# Méthodologie

Dans le cadre de ce projet nous avions comme objectif de réaliser l’optimisation d’un aéronef. Pour ce faire nous avons développé plusieurs briques technologiques permettant d’estimer différentes caractéristiques d’un avion en fonction de ses paramètres de définition. Etant donné le projet très cours en terme de temps nous avons l’autorisation de travailler seulement sur les modules que nous trouvions intéressant. Pour les partie nécessaire que nous voulions pas traiter il nous était possible de rentrer simplement des constante comme première hypothèse.

Tous les modules et l’optimisation ont été réalisés en utilisant le langage de programmation python. Ce langage est en très fort développement dans le monde de l’industrie, il est donc plus intéressant pour Akkodis de récupérer les modules en python qu’en C ou C++ comme enseigné à l’ESTACA. De plus python est bien plus flexible et adapté au prototypage que le C. Bien que tous les membre de groupe ne maitrise pas ce langage de programmation nous avons décidé au vu de tous les avantage qu’il propose, de l’utiliser dans le cadre de notre projet. Pour travailler efficacement en équipe sur ce projet nous avons mis en place un GitHub après l’autorisation de notre tuteur. Cet outil nous permet de travailler tous en même temps sur les modules sans devoir s’envoyer par mail toutes les versions. C’est comme un drive mais adapté aux spécificité de la programmation. Encore une fois ceci est un standard de l’industrie actuel. En plus de cela toute la programmation et la documentation du code ont été faite en anglais pour permettre à un plus grand nombre d’utilisateur une application simplifier.

## Module aérodynamique

Pour pouvoir réaliser une analyse multidisciplinaire d’un aéronef hypersonique il nous a semblé primordiale de travailler en premier lieux sur un module nous permettant de déterminer les caractéristiques aérodynamiques de notre aéronef. Nous focaliserons notre étude sur l’obtention du coefficient de portance (CL), de trainée (CD) et le coefficient de moment (CM). Nous ne nous intéresserons pas aux dérives de stabilité. Le principale challenge pour réaliser ce genre de module dans le cadre d’une étude d’optimisation est le temps de calcul du module. En effet un calcul aérodynamique trop long serait démultiplié lors de l’optimisation car le module sera lancer plusieurs centaine de fois.

Nous avons donc commencer par chercher des formules empiriques comme pourrai proposer Roskam ou Raymer dans leur différent ouvrage Ref.[1,2]. Malheureusement nous n’avons pas trouvé beaucoup de données adaptées au régime l’hypersonique. En effet à l’époque de la rédaction de ces ouvrages réaliser des tests en hypersonique était quasiment impossible. Ce qui résulte en très peu de résultat et donc une impossibilité d’en tirer des formules empirique.

Nous sommes ensuite rapidement tombés sur le programme « Hypersonic Arbitrary Body Program » Ref.[3]. Dans la suite de rapport nous appellerons ce programme hyper. Il a été développer par l’US Air Force et est maintenant libre d’accès sous la forme d’un programme fortran 90 et d’un exécutable. Nous avons suite automatiser l’utilisation de cet exécutable avec python.

Dans un premier temps le programme récupère toute les informations décrivant l’aéronef. Pour cela nous avons mis en place un fichier texte recensant les caractéristiques suivantes :

|  |  |
| --- | --- |
| * Longueur du fuselage * Longueur de la cabine * Longueur du nez * Diamètre du fuselage * Décalage verticale du nez * Décalage vertical du la queue * Surface de référence | * Position de la voilure * Allongement * Effilement * Profile * Longueur de référence * Fleche de la voilure |

Nous avons identifiés ces paramètres comme étant ceux ayant le plus d’influence sur l’aérodynamique de l’aéronef. Nous avons restreint aux maximum le nombre de paramètres pour simplifier la modélisation et le traitement par hyper.

Pour le fonctionnement correcte the hyper nous devons lui fournir 2 fichiers. Le premier décrit l’étude de manière général avec tous les paramètres principaux utilisée par hyper. Le deuxième descriptif chaque partie de l’avion (fuselage, nacelle, voilure..) en donnant les coordonnées de point les composant. Nous avons donc créé dans un premier temps un script permettant de passer des caractéristiques de l’avion à un nuage de point comme présenté sur la figure suivante :

Une image contenant diagramme, texte, capture d’écran, ligne

Description générée automatiquement

Figure 7: Nuage de point décrivant la forme de l'aéronef

Tout comme le nombre de paramètres la forme a été simplifié aux maximum pour permettre une plus grand simplicité du script.

Pour simplifier la visualisation du modèle un affichage en surface a été implémenté. Cela permet de suivre plus facilement l’évolution du modèle :

Une image contenant diagramme, ligne, Tracé, capture d’écran

Description générée automatiquement

Figure 8: Visualisation en surface du modèle

Tous ces points sont ensuite récupérés par hyper qui nous retourne un fichier de résultat. Une partie de script a été rajouté pour récupérer les résultats. Les méthodes utilisées dans le logiciel sont diverses. A chaque calcul nous avons le choix de choisir parmi plusieurs méthodes de compression et de détente comme présenté dans le tableau ci-dessous :

Tableau 1: Méthode implémentée dans hyper

|  |  |
| --- | --- |
| Méthode de compression | Méthode de détente |
| 1 Modified Newtonian  2 Newtonian-Prandtl-Meyer  3 Tangent Wedge  4 Tangent Wedge Infinite Mach  5 Old Tangent Cone  6 Cone At Angle Of Attack (later)  7 VanDyke Unified  8 Blunt Body Viscous (later)  9 Shock Expansion (later)  10 Free Molecular Flow (later)  11 Input value of CpStag  12 Hankey Flat Surface  13 Smyth Delta Wing  14 Modified Dahlem-Buck  15 BlastWave (later)  16 OSUBluntBody | 1 Cp=0  2 NewtonianPrandtlMeyer  3 PrandtlMeyer  4 ConeAtAngleOfAttack(later)  5 VanDykeUnified  6 Vacuum  7 Shock Expansion (later)  8 Input Value  9 Free Molecular Flow(later)  10 Modified Dahlem-Buck  11 ACMempirical(later)  12 half Prandtl-Meyer from freestream |

Les modèles utilisés sont VanDykeUnified pour la détente, VanDykeUnified pour ls corps et Modified Newtonial pour les surfaces portantes. Nous avons choisi ces méthodes car c’était celle recommander par hyper pour la modélisation d’un avion.

### CFD

Une étude CFD (Computational Fluid Dynamics ou Dynamique des Fluides Numérique) est une méthode numérique qui permet de simuler et d’analyser les écoulements de fluides autour ou à l’intérieur d’un objet. Dans le cadre d’une étude aérodynamique d’un avion, la CFD sert à optimiser les performances aérodynamiques, prédire les forces (portance, traînée), analyser les écoulements (laminaire, turbulent), et identifier les phénomènes tels que les zones de décollement ou les ondes de choc.

L’objectif de notre étude CFD est de valider les résultats obtenus grâce au code Python expliqué ci-dessus. La CFD nous permettra notamment d’évaluer les coefficients de portance et de trainée de notre aéronef. Dans la partie suivante, nous allons détailler la démarche adoptée en expliquant nos choix étapes par étapes pour arriver à nos résultats. Le logiciel AnsysFluent sera utilisé car des licences sont disponible dans notre établissement.

### Modélisation de la géométrie étudiée

* **Création de la géométrie 3D de l’avion** ou de ses composants (fuselage, ailes et nacelle) à l’aide du logiciel de CAO (Conception Assistée par Ordinateur) SolidWorks.
* Une image contenant ciel, avion, aviation, transport

  Description générée automatiquement**Simplifications possibles** : certains détails peuvent être ignorés si leur impact sur l’écoulement est négligeable.

Figure 9: Modèle CAO de l'aéronef

Un paramètre de similarité a été appliqué au modèle afin de réduire sa taille pour la simulation, tout en conservant les paramètres pilotes des phénomènes aérodynamiques : le nombre de Mach à 5 pour la compressibilité et le nombre de Reynolds pour la turbulence.

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Avec ρ la masse volumique environnante, U la vitesse air de l’aéronef, L la longueur de référence (ici la longueur du fuselage sera prise) et µ la viscosité dynamique du fluide environnant calculé par la loi de Sutherland.

A 60 000 pieds (18.3 km), les données atmosphériques sont les suivantes :

La longueur initiale étant prise à L = 24m, nous obtenons un nombre de nombre de Reynolds .

En conservant le Mach ainsi que le nombre de Reynolds, nous changeons les conditions atmosphériques pour avoir celle du niveau de la mère (), nous calculons une nouvelle longueur de référence L :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Nous appliquons donc un facteur d’échelle afin de diminuer la taille de la géométrie pour simplifier la taille du domaine fluide autour de l’objet et donc diminuer la puissance de calcul nécessaire à la simulation. Les phénomènes aérodynamiques seront conservés car le Mach ainsi que le nombre de Reynolds sont inchangés.

### Génération du maillage

* Un volume de fluide est créé autour de la géométrie et est divisée en une multitude de petites cellules ou éléments dans lesquels les équations de Navier-Stokes (équations fondamentales de la mécanique des fluides) seront résolues.

Ce volume est ensuite divisé en 2 dans l’axe du fuselage de l’avion pour n’en considérer qu’une moitié et considérer la frontière comme une symétrie, ce qui simplifie encore la résolution de l’écoulement par le logiciel Ansys.

* **Types de maillage** :
  + **Structuré** : adapté pour des géométries simples.
  + **Non structuré** : idéal pour des géométries complexes comme celles d’un avion.
  + **Maillage raffiné** dans les zones critiques : bord d'attaque des ailes, surfaces proches de la paroi (couche limite), ou zones de décollement.

Une image contenant dessin, croquis, art

Description générée automatiquementUne image contenant carte, diagramme, capture d’écran

Description générée automatiquementPour notre étude, un maillage hybride (des parties structurées loin de la géométrie et non-structurées proche paroi) est utilisé en vue du compromis entre la géométrie complexe de l’aéronef et du nombre de points de calcul où les équations de Navier-Stokes seront résolues.

Figure 10: Maillage avec les raffinements localisés

Ce maillage en tétraèdre présente l’avantage de pouvoir s’adapté aux formes complexe et se génère plutôt facilement tout en s’adaptant bien aux gradients élevés dans le champ de la simulation. Le champ lointain est donc représenté par un volume de 7 mètres de hauteur, 10 mètres de longueur et 2 mètres d’épaisseur, permettant aisément de considérer les frontières comme le champ lointain sans effets de bords. Un total de 943700 points compose ce maillage, un nombre faible pour une simulation 3D mais suffisant au vue la taille du domaine réalisé.

Nous ajoutons des raffinements localisés afin d’obtenir une bonne résolution de l’écoulements sur les points sensibles de la géométrie comme les surfaces ou les arrêtes. De plus, nous ajoutons une inflation, ce qui se traduit par l’ajout d’élément dans la zone ou la couche limite se développera.

Plusieurs paramètres attestent de la qualité du maillage avec des valeurs de références pour aider à une meilleure appréhension de la qualité de notre maillage.

* + - **La qualité de l’élément** mesure la régularité et la forme géométrique de chaque élément du maillage.
    - **Le rapport de forme** se base sur l’aspect des éléments, s’ils sont proches des formes idéales comme les triangles équilatéraux ou les carrés.
    - **L’inclinaison** calcul l’angle entre les différentes faces des éléments.
    - **L’orthogonalité** mesure l’alignement des éléments avec la direction de l’écoulement, essentiel pour la précision des calculs.

Tableau 2: Etude des critères d'une CFD

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **Critère** | Référence | Nos valeurs |
| Qualité de l’élément | >0,7 | 0,83 |
| Rapport de forme | <3 | 1,85 |
| Inclinaison | <0,25 | 0,23 |
| Orthogonalité | >0,8 (>0,5 acceptable) | 0,76 |

### Configuration de notre cas d’étude

**Définition des conditions aux limites**

* Déterminer les entrées et sorties de l’écoulement dans le domaine simulé :
  + **Vitesse à l'entrée** : Mach 5.
  + **Définition des parois fixes** : surfaces de l’avion (ailes, fuselage), contours du domaine (walls).
* Spécification des propriétés du fluide.
  + Type de fluide : air compressible.
  + Viscosité : loi de Sutherland.

**Choix du modèle de turbulence** : choix d’un modèle adapté à la nature de l’écoulement.

Il existe différents modèles pour modéliser les échelles de turbulence qui ne seront pas calculés par le solveur. Voici les modèles les plus courants :

* RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) : Moyennent les équations de Navier-Stokes, ils ajoutent des termes pour les contraintes de Reynolds, nécessitant des modèles comme k-ε ou k-ω pour les fermer.
* LES (Large Eddy Simulation) : Résout les grandes structures tourbillonnaires et modélise les petites échelles, offrant un bon compromis entre précision et coût.
* DNS (Direct Numerical Simulation) : Résout toutes les échelles de turbulence, mais est extrêmement coûteux en calcul.
* DES (Detached Eddy Simulation) : Combine LES et RANS pour traiter les zones proches des parois avec RANS et les grandes structures avec LES.
* Modèles hybrides : Mélangent différents modèles pour équilibrer coût et précision dans des simulations complexes.

Au début du projet, nous souhaitions réaliser une étude en RANS SST K-ω, pour modéliser suffisamment finement les turbulence proche paroi avec la couche limite et le décollement de la couche limite, mais également les grandes échelles turbulences loin des parois.

Malheureusement, ce modèle de turbulence associé à la géométrie particulière de notre avion était trop complexe à calculer et les résultats divergeaient. De plus la puissance de calcul disponible sur les ordinateurs de l’école n’était pas suffisante pour réaliser un calcul d’une telle ampleur.

### Résolution numérique

Pour ces raisons et par manque de temps, nous avons simplifié l’étude afin d’avoir une premiere tendance sur les coeficient aérodynamqiues. Voici les simplifications effectuées :

* Etude en 2D en se basant sur le plan de symétrie
* Maillage non structuré
* Solveur Euler (non-visqueux)

Nous sommes également changés de solveur pour passer de Fluent à SU2, ce qui nous a permis d’obtenir des résultats plus facilement.

### Analyse des résultats

Avec ces simplifications, les résultats convergent.

Avec un angle d’attaque de 0 degrés, on obtient un Cl d’environ -0,038 en moyenne et un Cd d’environ 0,025.

Bien que les coefficients de portance et de trainée ne soient pas ceux espérés, nous pouvons tout de même voir les angles de chocs ainsi que le cône de Mach, grâce a la répartition du coefficient de pression et du nombre de Mach sur les figures suivantes.

Une image contenant capture d’écran, art

Description générée automatiquementUne image contenant capture d’écran

Description générée automatiquementUne interaction choc-couche limite est visible légèrement en amont de la nacelle, cette zone sera donc un point crucial concernant les performances aérodynamique et de l’impact structurel du fluide sur l’engin.

Figure 14: Répartition du Mach

Figure 11: Répartition de la pression

Figure 12: Répartition de la pression

## Module de structure

### Voilure

Une fois les efforts aérodynamiques obtenus, nous pouvons maintenant étudier les efforts structurels engendrées par celui-ci. Au niveau de la voilure, cela se traduit par la caractérisation des efforts de friction de l’air sur le revêtement de l’avion et des efforts normaux générant la portance.

Le premier axe de recherche était de partir des données générées par le modèle aérodynamique. Celui-ci nous permettant l’accès via le fichier texte « *hyper.dbg* » aux différentes valeurs de coefficients de pression Cp à l’ensemble des points de calculs ainsi qu’à leurs localisations et leurs surface discrétisée, permet de prendre en compte de manière précise l’ensemble des forces extérieures exercées sur l’ensemble de l’aéronef. L’idée est de partir des Cp pour obtenir la pression aérodynamique P exercée au point de discrétisation correspondant.

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Cette pression est ensuite multipliée par la surface correspondant au point donne une force, elle-même projetée dans le repère avion permettant de séparer les efforts de portance, de trainée et les efforts transverse. Suite à de nombreux problèmes qui seront détaillés dans la partie résultats, une méthodologie plus simple sera employée.

Pour simplifier le modèle, la voilure à été assimilée à une plaque plane inclinée dans un écoulement supersonique. Valable pour des angles d’attaques faibles compatible avec un vol en croisière, on peut considérer que la portance générée par la voilure est proportionnelle à la différence de pression entre son intrados et son extrados. On obtient donc la relation suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Donnant un ordre de grandeur acceptable, le coefficient de portance ainsi obtenu est 5 à 10 fois supérieur au Cl de l’avion complet donné par le module aérodynamique. Cette différence peut s’expliquer par le fait que la voilure se trouve dans le cône de choc provoqué par le nez de l’avion. Ainsi ses conditions de vol sont très différentes de l’air en infini amont. Cette similitude n’est donc pas utilisable dans notre cas.

Pour s’affranchir de ces contraintes, la troisième approche fût basée sur l’hypothèse conservative suivante : l’ensemble de la portance de l’appareil est générée par les ailes et de manière uniforme sur toute la surface de voilure. Celle-ci étant très fine, on se rapproche du cas de la plaque plane. La portance est donc modélisée par le Cl global de l’aéronef présente dans le fichier texte le fichier texte « *hyper.out* » du modèle aérodynamique. Il est ensuite normalisé sous forme de pression aérodynamique par la formule suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Cette pression aérodynamique peut ensuite être multipliée par les surfaces de la discrétisation voilure pour obtenir une répartition de la portance. Celle-ci nous permet alors d’obtenir le moment de flexion en tous points du profil.

Ce moment de flexion est ensuite répartit équitablement sur les deux longerons principaux. Ceux-ci sont positionnées respectivement à 20 et à 75% de la corde. Valeurs arbitraires, elles sont inspirées de l’aviation de combat (Mirage 2000, Saab Viggen, F104 Starfighter) possédants des voilures similaires. L’espace avant le longeron de bord d’attaque est utile au circuit de dégivrage et permet l’installation de becs à géométrie variable indispensable pour le vol aux faibles vitesses et l’espace plus important après le longeron de bord de fuite permet l’installation des commandes de vol, des actionneurs et des volets. Le positionnement de ces longerons pourra être modifié dans le cadre d’une optimisation via CosApp.

La voilure étant très fine pour les besoins aérodynamiques, les longerons principaux ainsi que les lisses n’ont pas la place pour être formés par des poutres en « I » mais sont modélisés par de simples poutres rectangulaires. La hauteur des longerons (Hlba et Hlbf) sont pilotés par la forme du profil. Elles correspondent à une interpolation linéaire de l’épaisseur du profil entre les deux discrétisations situées de part et d’autre de la position du longeron. La largeur des longerons est supposée la même et répond à l’équation suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Dépendante de l’épaisseur du profil, la section dépend aussi beaucoup du matériau utilisé, ici décrit par . Etant en flexion, l’intrados travaillera en traction mais l’extrados travaillera en compression. Très résistants en traction, les matériaux composites ont des propriétés moins intéressantes en compression. Au vue de la marge très faible, un métal sera privilégié pour les longerons.

Possédant la section des longerons sur chaque discrétisation, on peut l’intégrer sur l’envergure pour obtenir une approximation de la masse structurelle voilure.

### Fuselage

Dans ce chapitre, nous présentons la méthode de dimensionnement réalisés pour déterminer l'épaisseur nécessaire du fuselage, en tenant compte de deux cas de charges principaux. Ces calculs sont effectués sous l'hypothèse simplificatrice que le fuselage est un cylindre creux fermé par deux demi-sphères aux extrémités le tout en fibres de carbone.

Une image contenant texte, diagramme, capture d’écran, ligne

Description générée automatiquementLa première étape consiste à dimensionner le fuselage en pression c’est-à-dire trouver la plus faible épaisseur possible de fuselage et le matériau le plus adapté pour contenir le différentiel de pression de la cabine compte tenu de l’altitude de croisière. Pour cela nous allons comparer les contraintes de 2 zones du fuselage. La première zone est la partie cylindrique du fuselage. On calcule les contraintes qui y sont exercées grâce à la formule d’équilibre radial. Cette formule a été trouvée dans les cours de structure aéronautique de 4ième année :

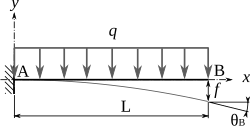
Une image contenant texte, diagramme, capture d’écran, ligne

Description générée automatiquementDe la même manière on calcul les contraintes dans les demi-sphères en extrémité de fuselage à l’aide la méthode de l’équilibre longitudinal en utilisant les formules du même cours :

En comparant les formules on se rend vite compte que la contrainte longitudinale est la moitié de la contrainte radiale. Il n’est donc pas nécessaire de calculer la deuxième contrainte.

On utilise donc la formule de l’équilibre radial pour trouver l’épaisseur nécessaire de fuselage en fonction de la pression et du matériau utilisé en tenant compte du coefficient de sécurité.

Par la suite on analyse la contrainte max d’un deuxième cas de charge, celui de la flexion longitudinale. Pour ce cas-là on prend l’hypothèse que notre fuselage est une poutre creuse de masse 80T (MTOW approximative du concorde). On pose les équations de la statique en considérant la symétrie du fuselage et la zone de jonction entre nos ailes et le fuselage comme un encastrement. De ces équations on déduit les efforts tranchants et moments de flexion max qui nous permettent à l’aide du moment quadratique de notre section de remonter aux contraintes et donc à l’épaisseur minimal de fuselage nécessaire pour encaisser ces contraintes.



Enfin on compare les épaisseurs de fuselage calculées dans nos deux cas et retenons le plus dimensionnant afin de calculer une masse approximative du fuselage à nu.

## Module de propulsion

Pour la propulsion à ces vitesses seule 2 possibilités s’offrent à nous : les Ramjet ou les Scramjet. Ces 2 modes de propulsion fonctionnent sur le même principe. L’idée est d’utiliser les chocs générés par le flux supersonique pour comprimer l’air ambiant avant de le faire passer dans la chambre de combustion. La différence réside dans le fait qu’un Scramjet réalise une combustion supersonique alors que la combustion dans un Ramjet est subsonique. Dans notre cas d’utilisation il nous semble plus intéressant d’utiliser un Ramjet. En effet le Ramjet possède un range d’action d’environ mach 1.5 jusqu’à mach 5 alors que le Scramjet est plutôt utilisé pour des ranges entre Mach 5 et Mach 20. Malgré cela il nous sera tout de même obligatoire d’ajouter un moteur de type turboréacteur pour couvrir toutes les basses vitesses. Il est possible de mélanger la technologie de Ramjet et turboréacteur en un seul moteur comme réalisé sur le Turboramjet hybride du SR71. Dans le cadre de cette étude nous limiterons notre analyse au Ramjet car c’est une spécificité de l’hypersonique.

L’idée derrière ce module est de pouvoir, à partir de la géométrie du Ramjet, estimer la pousser produite. Par définition la poussée peut être exprimer par :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Il est important de noter que le facteur 1.1 viens de l’hypothèse que le débit massique de sortie est 10% supérieur au débit massique d’entrée due à l’ajout du kérosène. Cette valeur a été prise arbitrairement suivant les articles étudiés lors de notre étude.

En utilisant Ref. [4]. Dans cette article une architecture classique de Ramjet est présenter comme suit :

Une image contenant texte, ligne, Police, capture d’écran

Description générée automatiquement

Figure 13: Schéma d'un ram jet classique de Ref. [4]

En appliquant quelques hypothèses simplificatrices nous avons développé le modèle suivant :

Une image contenant ligne, diagramme, texte, Tracé

Description générée automatiquement

Figure 14: Graphique du modèle implémenter dans notre optimisation

Pour décrire ce moteur nous avons fait le choix de limiter aux maximum le nombre de paramètres d’études. Les principaux paramètres que nous avons identifiés sont :

* Diamètre d’entrée d’air
* Température de combustion
* Pente de la rampe d’entrée d’air

Ces 3 paramètres sont les principaux contributeurs de la poussée en prenant les hypothèses présentées ci-après.

Nous observons dans un premier temps 3 chocs. 2 chocs obliques permettant une compression supersonique du flux et un choc normal comprimant une dernière fois le flux tout en le réduisant à une vitesse subsonique. L’orientation des chocs obliques à été déterminé suivant l’angle de la rampe d’accès avec un résolution informatique de l’équation suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Avec *θ* l’angle de déflection de la paroi, *β* l’angle du choc, M le nombre de mach amont et *γ* le coefficient adiabatique de l’air (1.4 pour l’entrée). Avec cette équation nous cherchons à trouver la valeur de *β*. Ceci n’est pas faisable analytiquement, nous utilisions dons la fonction fsolve de python pour déterminer cette valeur. Cette fonction teste des valeurs jusqu’à tomber sur une valeur de *β* convenable.

Connaitre l’angle du choc nous permet ensuite de calculer le nombre de mach normal au choc avec une formule de trigonométrie comme suit :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Avec *MN* le mach normal au choc et *M1* le Mach amont au choc. Nous pouvons ensuite appliquer les équations isentropiques appliquer au choc fort pour trouver le mach normal aval au choc, la densité de l’air, la pression et la température après le choc avec les relations suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |
|  |  |
|  | () |
|  |  |
|  | () |
|  |  |
|  | () |

Toutes ces relations peuvent être retrouvées dans les cours de l’ESTACA enseignés en 4ème année dans le cours d’aérodynamique avancée. L’indice 1 représente les valeurs avant le choc et l’indice 2 après le choc. *ρ* est la densité de l’air, *P* est la pression, *T* est la température et γ le coefficient adiabatique de l’air. γ a une valeur de 1.4 avant la chambre de combustion et de 1.3 après la chambre de combustion. Ce changement de valeur est dû à une forte variation de la température. La dernière étape va être de retrouver par trigonométrie la valeur de mach après le choc, nous pouvons pour cela appliquer la relation suivante :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Avec *β* l’ange d’inclinaison du choc et *θ* l’angle d’inclinaison de l’entrée d’air. Il est important de noter que le flux après un choc oblique est parallèle à la paroi qu’il a frappée. Soit un décalage de *θ* par rapport au flux amont.

Pour la suite du modèle nous avons avions posé 2 conditions :

* La vitesse du flux dans la chambre de combustion doit être de 0.2 mach
  + Cette valeur est nécessaire pour une meilleure combustion d’après Ref. [4]
* La tuyère doit être amorcée
  + Cela permet d’avoir un flux d’air supersonique en sortie de tuyère. Cela est nécessaire pour une propulsion hypersonique.

Pour valider toute ces conditions nous jouons sur la section du Ramjet en respectant la loi de Bernoulli et la conservation du débit massique. Nous avons donc les équations suivantes :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |
|  |  |
|  | () |

En utilisant ces 2 lois nous pouvons suivre l’évolution de la section en fonction de la vitesse, de la pression et de la densité de l’air.

L’ensemble de ces équations nous permet de connaitre finalement la vitesse en sortie de tuyère. Grace à cela nous pouvons déterminer la poussée du moteur grâce à l’équation de départ (Eq (7)).

## Optimisation

Pour faire de l’optimisation nous avons utilisés la librairie CosApp. Cette librairie déjà utilisée par Akkodis nous permet de faire l’optimisation d’un modèle physique à l’aide des modules explicités ci-dessus. Cette partie fût la dernière étudiée. Elle n’a donc pas pu être très fortement développée. Pour pouvoir réaliser notre code nous avons pu nous appuyer sur la documentation présente sur internet. Cette documentation présentait des exemples simplifiés de nos besoin. Nous avons donc fortement pu nous appuyer dessus pour développer notre modèle.

Notre objectif était d’optimiser l’aéronef pour réduire aux maximum la trainée puis d’adapter sa poussée au régime de vol avant de la rendre la plus compacte possible. La manière dont fonctionne CosApp est, dans un premier temps, nous devons lui indiquer les valeurs sur lesquelles il va pouvoir jouer et lesquelles sont des résultats. Il faut ensuite lui préciser une variable à minimiser ou à maximiser. Il est également possible de lui ajouter des contraintes qu’il essayera de respecter au maximum.

Il existe plusieurs méthodes d’optimisation proposées par CosApp. Elles sont répertoriées dans le tableau suivant :

|  |  |
| --- | --- |
| * Nelder-Mead * Powell * CG * BFGS * Newton-CG * L-BFGS-B * TNC | * COBYLA * SLSQP * dogleg * trust-constr * trust-ncg * trust-exact * trust-krylov |

La méthode proposée par Akkodis dans un de leurs code est « Powell » et « SLSQP », ces méthodes sont dites avec gradient et donc très efficace pour les problèmes dérivables facilement. Dans notre cas les modules n’étant pas de simples équations. L’ensemble des résultats seront donc difficiles à dériver. Les méthodes basées sur des gradients seront donc moins adaptés. Nous avons donc finalement décider d’utiliser la méthode « COBYLA ». Cette méthode utilise une méthode d’évolution non-linéaire en prenant plus en compte les contraintes. Cela signifie qu’il va essayer des configurations très variés et puis ensuite converger vers le résultat via les contraintes. Cette méthode est donc dans l’ensemble plus longues que les méthodes avec les gradients mais permet dans notre cas de converger vers des solutions plus optimisées.

Malgré quelques autres méthodes essayées il pourrait être intéressant dans le futur d’essayer plus de méthodes pour voir s’il est possible de rendre l’optimisation plus juste et plus rapide.

Pour visualiser l’évolution des résultats nous avons mis en place un module permettant de créer directement un gif depuis l’affichage de chacune des configurations moteur ou aérodynamique. Ces Gif seront présentés dans la soutenance.

# Résultat

Une fois ce code opérationnel nous sommes rentrés dans une phase de validation. Le premier problème que nous avons rencontré est lié au manque de résultats expérimentaux. En effet seul très peu de résultats sont accessibles au grand public et quand nous y avons accès, ils sont très peu précis sur le modèle utilisé.

## Module aérodynamique

Pour le module aérodynamique l’une des rares sources que nous avons réussi à obtenir est un essai dans une soufflerie réalisée au VKI en Belgique Ref. [5]. Nous avons donc pu obtenir les premières comparaisons suivant sur un modèle reproduit avec nos paramètre au plus fidèle :

Figure 15: Polaire CD vs CL

Nous pouvons observer que les écarts entre les 2 polaire reste important. En moyenne nous avons un écart relatif de 13% en trainée et 10% en portance.

Il est important de remarquer que la majorité de l’erreur de trainer est du a la trainer parasite. En effet la tendance de la courbe est assez similaire entre les 2 polaire mais leur valeur de trainer à portance nul est fortement différent. L’écart relatif en trainer induite est de 7% quand l’écart en trainer de parasite est de 15%.

Plusieurs raison explique cela. Premièrement avoir une étude très peu détailler nous empêche de reproduire proprement les conditions et la géométrie de l’étude. C’est dans ce cadre-là que nous avons souhaité réaliser une analyse CFD pour valider notre module aérodynamique.

Également nous pouvons soulever le fait que la plus part du temps sur ce genre de calcul les valeur de trainer parasite sont calculer de manière empirique et comment expliquer précédemment il existe peu d’étude dans le domaine de l’hypersonique ce qui limite considérablement le nombre de donnée a analysée pour obtenir une formule empirique. D’un autre cotée toute les trainer dit induite provienne majoritairement de la portance de la structure en question. Ces phénomènes sont plus facilement modéliser en utilisant des écoulements équivalent avec des doublet et des vortex. Cette solution ayant plus de sens physique n’est pas dépendant du nombre d’expérience réaliser. Elle est donc nécessairement plus précise.

## Module Structure

### Voilure

En se basant sur les coefficients de pression et en suivant la première méthode décrite, les résultats semblaient peu concluants, loin des ordres de grandeur attendus. Suite à cela une longue phase de déverminage du code a eu lieu pour y corriger les potentielles erreurs de syntaxes ou de formule. Donnant peu de signes d’amélioration, le doute s’est posé sur l’interprétation des valeurs générées par le module aérodynamique. En effet, celles-ci étants générés par un script de l’US Air Force, peu de doute était possible sur la véracité des résultats. Cependant, ne maitrisant pas la génération de celles-ci, pas plus que les méthodes de calculs ni les hypothèses de calcul, il est fortement probable qu’à au moins une des étapes de calcul, l’une d’entre elles n’ai pas été interprétée de la bonne manière. Par exemple sur le graphique suivant, les coefficients de pression sont tracés sur une section pour un angle d’attaque de 0°. L’intrados et l’extrados devraient être confondus si le Cp est calculé normal à la paroi ou symétriques autour de 0 si calculé selon le repère avion.

Une image contenant texte, ligne, diagramme, Tracé

Description générée automatiquement

Figure 16 Coefficient de pression sur une section à 0° d'incidence

La méthode d’assimilation de la voilure à une plaque plane supersonique fut rapidement abandonné dès lors que les calculs analytiques donnaient un coefficient de portance 10 fois supérieur à l’avion entier. Cette différence peut s’expliquer par le fait que la voilure se trouve dans le cône de choc provoqué par le nez de l’avion donc étant confronté à une pression et une vitesse d’air différente de l’infini amont.

Une image contenant texte, ligne, Tracé, diagramme

Description générée automatiquementFinalement en se basant sur le Cl fournit par le module aérodynamique et en répartissant la portance sur la discrétisation de la voilure nous obtenons les efforts internes suivants :

Figure 17 Courbes de la portance et du moment de flexion sur une demi-voilure

Une image contenant texte, ligne, diagramme, Tracé

Description générée automatiquementLa portance totale générée correspond à celle attendu analytiquement. Nous pouvons donc positionner et calculer les longerons nécessaires à la tenue de ces efforts.

Figure 18 Positionnement des longerons et détermination de leur section

Le profil étant extrêmement fin pour les besoins aérodynamiques, l’aile possède pour longerons deux grandes plaques de titane. La voilure ainsi construite se trouve alourdie et ne permet le stockage de carburant. Augmenter son épaisseur diminuerai cette masse mais augmenterai considérablement sa trainée et donc la consommation de l’aéronef. De plus il est important de noter que les effets thermiques ont totalement étés négligés. Sur une voilure aussi fine, l’évacuation de la chaleur due à la friction de l’air est difficilement envisageable.

### Fuselage

Les calculs réalisés ont permis de déterminer les épaisseurs minimales nécessaires pour le fuselage en fibres de carbone, en tenant compte des deux cas de charges principaux : la pression interne de la cabine et la flexion longitudinale. Ces analyses ont permis d'évaluer les contraintes mécaniques critiques, ainsi que d'identifier les épaisseurs de matériau requises pour garantir la sécurité structurelle tout en minimisant la masse.

Cas de charge : Pression interne

Dans ce premier cas, le fuselage est soumis à un différentiel de pression résultant de la différence entre la pression interne de la cabine et la pression extérieure à l'altitude de croisière. Ce différentiel est calculé comme suit :

* Pression cabine : 75 000 Pa
* Pression externe à FL600 (60 000 pieds) : 6 250 Pa
* Différentiel de pression : 68 800 Pa

La contrainte maximale exercée sur la paroi du fuselage dans la partie cylindrique a été déterminée à l'aide de la formule d'équilibre radial, tirée des cours de structures aéronautiques. En appliquant un coefficient de sécurité de **2,5**, les calculs garantissent que les contraintes maximales restent bien en deçà de la contrainte à la rupture du matériau utilisé, soit 1,38 × 10⁸ Pa pour les fibres de carbone.

À partir de ces données, l'épaisseur minimale requise pour résister au différentiel de pression a été estimée à 1.9 mm

Cas de charge : Flexion longitudinale

Dans ce scénario, le fuselage est modélisé comme une poutre creuse soumise à des efforts de flexion longitudinale résultant de la charge en vol. En particulier, la masse maximale au décollage (MTOW) de l’appareil est estimée à 80 tonnes, avec une répartition des charges concentrée au niveau des points de jonction entre les ailes et le fuselage.

Le moment de flexion maximal appliqué sur le fuselage ainsi que le moment quadratique de la section ont été calculé :

* Moment de flexion max : 1,23 × 10⁷ Nm
* Moment quadratique section : 0,036 m⁴

Les contraintes résultantes ont permis de déterminer l'épaisseur minimale requise pour résister à ces efforts de flexion, elle est estimée à 3mm.

En comparant les deux cas de charges, il apparaît que la flexion longitudinale génère des contraintes plus importantes que celles induites par la pression interne. Par conséquent, l'épaisseur minimale finale du fuselage doit être définie par la contrainte la plus critique, à savoir celle liée à la flexion. Ainsi, l'épaisseur retenue pour le fuselage est de 3 mm.

En utilisant l'épaisseur finale calculée et les dimensions géométriques approximatives du fuselage (en supposant une forme de cylindre creux avec deux extrémités en demi-sphères), la masse totale du fuselage à nu a été estimée à 2,65 T

Ces résultats offrent une première base pour évaluer la faisabilité du design proposé et pour optimiser davantage la structure en fonction des exigences spécifiques de l'appareil. Ils montrent également l'importance de considérer divers cas de charges pour garantir une conception robuste et fiable du fuselage.

## Module Propulsion

Comme pour le module aérodynamique il n’existe peu voir pas de donnée expérimental sur des Ramjet. Il ne sera donc pas possible de vérifier de manière préciser notre module.

Pour vérifier que notre module retourne tout de même des valeurs cohérentes nous avons comparés ces résultats à ceux du concorde. L’idée va être de seulement trouver une taille de moteur cohérente par rapport à la taille de l’aéronef. Bien que les moteurs du concorde n’utilise pas la même technologie ce sont les données les plus proche que nous avons pu trouver. Nous aurions pu aussi imaginer utiliser le moteur du SR71 mais la comparaison aurai été plus difficile. En effet nous souhaitons effectuer une comparaison de dimensions en fonction de la poussée. Le problème est que dans le SR71 le moteur utilisée est un Turboramjet. C’est-à-dire que en plus du ramjet il y a un turbofan à l’intérieur du moteur :

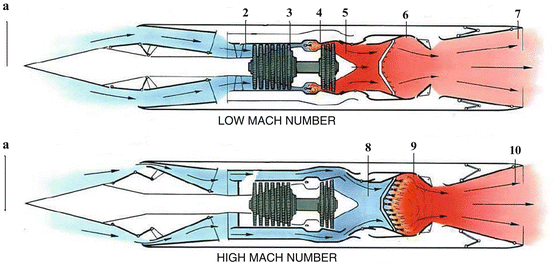


Figure 19: Représentation de turboramjet prise de Ref.[6]

Le turbofan prenant une place non négligeable la comparaison ne serait pas cohérente.

Le concorde utilise 4 moteur Olympus 593 développer par Rolls Royce et Snecma. Chaque moteur développe 169 kN de poussée, soit un poussée total de 677kN. Les dimensions de ce moteur sont de 4m de long pour 1.2m de diamètre. Ce moteur serait donc représenter comme ceci :

* Diamètre = 1.2
* Température de combustion = 3400°C
* Teta = 0.6 rad

Une image contenant ligne, diagramme, Tracé, texte

Description générée automatiquement

Figure 20: Modèle du moteur du concorde dans notre modèle

Cette architecture nous fournis pour un vol à mach 2 à 18000m une poussée de 155kN. Cela fait donc un écart relatif d’environ 8%. On peut également voir que la longueur du moteur est d’environ 5.32m. On remarque donc que l’écart en longueur reste très significatif. Cela s’explique majoritairement pas le faite que mach 2 est une vitesse un peu faible pour un Ramjet. Il est alors logique d’observer un léger manque de puissance.

Pour finaliser la validation de ce module des recherches plus approfondies seraient nécessaire. Malheureusement dans ce projet nous n’avons pas eu ce temps.

## Optimisation

Comme expliqué plus haut dans la partie méthodologie nous avons essayé de réduire aux maximum la trainée puis adapté la poussée en essayant de rendre la propulsion la plus compacte.

Pour la partie aérodynamique la seule contrainte est que le coefficient de portance permette à l’aéronef de compenser son poids en croisière. Etant donné que nos dimensions seront proche de celle du concorde nous avons pris comme première référence la MTOW du concorde soit 185 T.

Pour la partie propulsion la seule contrainte est que notre poussée soit égale à notre trainée pour permettre à l’avion de conserver sa vitesse.

Nous avons donc pu obtenir les résultats suivant :

Figure 21: Evolution de la trainer en fonction de l'itération

La configuration final est donc la suivante :

Une image contenant diagramme, texte, ligne, capture d’écran

Description générée automatiquement

Figure 22: Configuration final de notre prototype

A ce moment-là nous pouvions récupérer la trainée totale de l’avion. Cela nous donnait donc la poussée nécessaire en croisière. Nous dimensionnons alors la poussée à partir de cela pour obtenir la variation de poussée suivante :

Figure 23: Evolution de la poussée en fonction de l'itération

Nous pouvons récupérer en même temps le diamètre de notre système de propulsion :

Figure 24: Evolution du diamètre en fonction de l'itération

La configuration final de la propulsion est donc la suivante :

Une image contenant ligne, diagramme, texte, Tracé

Description générée automatiquement

Figure 25: Configuration final du Ramjet

Nous pouvons observer sur les différents graphiques que CosApp nous génère, il va tout de même converger vers des solutions plus optimisés que l’aéronef de départ. Pour chacun des paramètres, les évolution sont comme attendu. On remarque cependant qu’au bout de environ 40 itérations nous avons quasiment la valeur finale. Dans une optique de gain de temps il serait possible de diminuer le nombre d’itérations. Pour faire cela il aurait été nécessaire de réaliser une étude plus approfondie du fonctionnement de CosApp. Ceci pourrai être le sujet d’un futur projet.

# Conclusion

Ce projet de 5ème année nous a permis de découvrir plus largement la MDO (Multi Disciplinary Optimisation). Cette matière n’étant pas enseignée à l’ESTACA nous avons dû découvrir beaucoup par nous-même. Malgré ces difficultés nous avons tout de même pu réussir à obtenir des résultat significatifs et fournir une base de travail pour de futur projet au sein de l’entreprise Akkodis. Cette base de travail est loin d’être complète et ne permettra pas une réelle optimisation. En effet tous nos module n’ont pas pu être rigoureuses validés dû aux manque de résultat expérimentaux.

En plus de la MDO nous avons toute de même plus approfondir certain domaines que nous avions déjà aborder. Par exemple l’aérodynamique, la propulsion et la structure ont tous été vu en cours et, pour certains, approfondi en stage.

Ce projet pourra facilement donner suite à d’autres projets visant à améliorer chacune des partie déjà crée ou crée d’autre module (thermique, aménagement cabine, centrage, acoustique…). En effet tout le long du projet nous avons fortement documenté l’ensemble du code pour permettre à d’autres personnes de pouvoir dans le futur le ré-utiliser.

La partie qui devrais suivre cette première étude serai d’implémenter les contraintes du cahier des charges de manière plus précise que dans ce modèle. En effet pour l’instant notre seul prise en compte de cahier des charges est que nous avons pris une masse identique aux concorde étant donné que nous avons le même nombre de passager et un range similaire (8000km contre 10000km). Il serai possible ‘ajouter des contrainte dans l’optimisation sur la cabine pour le nombre de passager. Il serai également possible de prendre en compte le range si nous avions plus de donnée sur les Ramjet. En effet si nous connaissions la consommation spécifique nous aurions pu estimer le range avec la formule de Breguet :

|  |  |
| --- | --- |
|  | () |

Avec *I* la consommation spécifique du moteur, *f* la finesse de l’aéronef, *Winitial* la masse au décollage et *Wfinal* la masse à l’atterrissage.

# Retour expérience

Le domaine de l’hypersonique est un domaine peu documenté du fait de la rareté de projets réels déclassifiés dans les pays en tête de l’industrie aéronautique. De ce fait, il fut difficile de trouver la documentation nécessaire à cette première approche pour le design d’un avion commercial de ce type.

La collaboration au sein de ce projet fut de bonne qualité, avec une répartition équilibrée des tâches car plusieurs disciplines furent abordées et liées entre elle afin de centraliser l’optimisation du projet.

Les réunions d’avancement internes ainsi que celles avec notre tuteur ont permis de maintenir une organisation rigoureuse dans la présentation de nos démarches et résultats. La disponibilité de chacun fut un point fort pour permettre de débloquer certains problèmes et d’accélérer le développement du projet.

Malgré les efforts fournis pour compléter la CFD 3D du modèle ICAS présenté dans la partie aérodynamique, la solution ne convergeait pas et nous a forcé à passer sur un calcul 2D, moins représentatif de la réalité d’un aéronef. Cependant, la démarche et la persévérance sur ce problème nous a permis d’apprendre beaucoup sur cette discipline, essentielle dans la conception d’un aéronef.

# Bibliographie

[1] Roskam J, and Edward Lan C, “Airplane Aerodynamics and Performance,” 1997.

[2] Raymer, D., “Aircraft Design-A Conceptual Approach,” 1992.

[3] USAF, “Hypersonic Arbitrary Body Program.”

[4] Kumar, N., and Yadav, V. A., “Preliminary Design of a Ramjet Engine: An Analytical Approach,” *International Journal of Analytical, Experimental and Finite Element Analysis (IJAEFEA)*, Vol. 9, No. 3, 2022. https://doi.org/10.26706/jtfs.3.2.20220901

[5] Roncioni, P., Marini, M., Fusaro, R., Viola, N., Pepelea, D., Cakir, B., and Clay, M., “AERODYNAMIC NUMERICAL/EXPERIMENTAL COMPARISON OF A HYPERSONIC TEST VEHICLE IN MORE&LESS PROGRAM.”

[6] Belgundkar, P., Shaw, R., Mishra, A. K., and Naidu, A., “CFD Investigation on Characteristics and Performance of Dual Turbojet-Ramjet Engine for Supersonic & Hypersonic Mach Regimes,” 2023.