



Titre: Une entrée d'air optimisée avec débit moteur ajusté sous la
Title: contrainte d'ingestion de couche limite

Auteur: Olivier Scholz
Author:

Date: 2012

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Scholz, O. (2012). Une entrée d'air optimisée avec débit moteur ajusté sous la
Citation: contrainte d'ingestion de couche limite [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/857/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/857/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Jean-Yves Trépanier
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

UNE ENTRÉE D'AIR OPTIMISÉE AVEC DÉBIT MOTEUR AJUSTÉ SOUS LA
CONTRAINTES D'INGESTION DE COUCHE LIMITE

OLIVIER SCHOLZ

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)

AVRIL 2012

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé:

UNE ENTRÉE D'AIR OPTIMISÉE AVEC DÉBIT MOTEUR AJUSTÉ SOUS LA
CONTRAINTES D'INGESTION DE COUCHE LIMITE

présenté par : SCHOLZ Olivier

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès Sciences Appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. LAURENDEAU Éric, Ph.D., président

M. TRÉPANIÉ Jean-Yves, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. GERMAIN Patrick, Ph.D., membre

DÉDICACE

À Sarah

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur de recherche, M. Jean-Yves Trépanier, pour m'avoir accepté au sein de la Chaire. Je le remercie également pour tous ses conseils judicieux, son encadrement et sa présence tout au long de cette maîtrise.

Je souhaite également remercier Eddy Petro, associé de recherche, pour l'aide fournie dans le cadre de cette maîtrise, notamment en ce qui concerne la conception des maillages et plus généralement à ce qui a trait aux simulations numériques. Je remercie également Christophe Tribes pour ses conseils et ses commentaires constructifs liés à de nombreux domaines.

Je tiens à remercier également Messieurs Éric Laurendeau et Patrick Germain de Bombardier Aéronautique ainsi que François Brophy de Pratt&Whitney Canada pour leurs conseils scientifiques ainsi que pour leur présence lorsque j'avais des questions.

Je voudrais également remercier la Fondation J.A Bombardier, le CRSNG et Pratt&Whitney Canada pour le financement apporté à la Chaire IDEA.

Pour finir, mes pensées vont à toutes les personnes grâce à qui j'ai passé de très bons moments lors de ces quelques années au Canada, qui m'ont fait découvrir un pays très accueillant et une province magnifique (pour ne froisser personne). Je salue tous mes amis Québécois, Français, Iraniens et venant d'ailleurs dans le monde et bien évidemment les membres de la Chaire qui sont trop nombreux pour les citer tous. Une expérience enrichissante que je n'oublierai jamais!

RÉSUMÉ

Le concept de l'avion à aile fusionnée offre la possibilité de positionner les moteurs en arrière de l'avion et selon une configuration classique (avec nacelle et mât réacteur) ou selon une configuration dans laquelle le mât réacteur est supprimé. Dans ce cas, une partie de la couche limite produite par l'aile est ingérée par le moteur. Cette configuration offre plusieurs avantages qui la rendent très intéressante et peut permettre d'augmenter l'efficacité propulsive des moteurs. Cependant, la configuration avec ingestion de couche limite possède des inconvénients majeurs comme la non-uniformité de l'écoulement au sein du diffuseur. L'intégration de la motorisation est donc complexe pour cette configuration à cause du fort couplage qui existe entre l'aérodynamisme de l'avion et le système de propulsion.

Le présent mémoire vise à améliorer la compréhension de l'impact de l'ingestion de la couche limite sur l'efficacité du système de propulsion, par le biais d'une étude paramétrique. En particulier, nous étudierons la forme du diffuseur qui permet de diminuer la distorsion de pression totale au niveau de la soufflante et de réduire la consommation de carburant. Ces deux phénomènes sont les principaux facteurs retenus dans la présente recherche et leur évaluation nécessite l'utilisation des analyses à haute-fidélité. Dans un premier temps, cette étude a été réalisée sur une configuration classique (sans mât réacteur) pour être en mesure de comparer la pression de recouvrement, la distorsion et la traînée bélière pour les deux configurations.

La présente étude est réalisée sur une aile à section constante, c'est-à-dire sans les effets 3D d'un avion à aile fusionnée. Une paramétrisation du diffuseur a été effectuée afin de pouvoir analyser l'influence qu'ont certains paramètres sur les facteurs retenus. Une boucle d'analyse a ensuite été créée dans le cadre de cette étude, basée sur les plans d'expériences et les surfaces de réponse. Un module thermodynamique a été intégré directement dans le solveur (via les UDF - *User Defined Functions*) afin de calculer la consommation de carburant.

L'analyse des résultats a montré que des longs diffuseurs qui ingèrent moins de couche limite possèdent de meilleures caractéristiques en termes de distorsion et de consommation de

carburant. La présente étude montre également l'importance de la forme du diffuseur sur la distorsion. Une variation de 36% a été constatée au sein de l'espace de design considéré, alors que les variations sont beaucoup plus faibles pour la pression de recouvrement, la traînée bélière et la consommation de carburant (variations comprises entre 0.75% et 1.2%). Les niveaux de distorsion constatés restent cependant trop élevés. La forme du diffuseur ne permet donc pas à elle seule d'atteindre des niveaux de distorsion acceptables.

ABSTRACT

The concept of the Blended-Wing-Body (BWB) offers the possibility of placing the engines at the rear of the plane. Two configurations are possible: one in which the configuration is considered as classical (Pod & Pylon) and a configuration in which the pylon is removed. This configuration has several benefits and could increase the propulsive efficiency of the engines. However, the Boundary Layer Ingestion (BLI) configuration has severe drawbacks, such as the non-uniformity of the flow developing inside the diffuser. The integration of the engines is thus complex due to the tight coupling between the aircraft aerodynamic and the propulsion system.

The main objective of this study is to investigate the impact of the boundary layer ingestion on the propulsion system. This is done by conducting a parametric study on the geometric variables in order to look for an inlet which reduces the distortion of total pressure at the fan face and the fuel consumption. These are the main factors retained for this study and their evaluation requires high-fidelity analyses. A parametric study is conducted on the geometric variables of the diffuser in order to reach this objective. This study is conducted first on a pod configuration (without the pylon) in order to compare the pressure recovery, the distortion and the ram drag for both configurations.

The present study is conducted on a constant section wing, thus ignoring the 3D effects of the Blended-Wing-Body. A parameterization of the inlet is done in order to analyse the influence of some parameters on the distortion and the fuel consumption. An analysis loop is then created, based on the Design of Experiment methodology together with Response Surfaces. A thermodynamic module is directly integrated into the solver (through the UDF – User Defined Functions) for calculating the fuel consumption.

The analysis of the results showed that long diffusers which ingest less boundary layer have better characteristics in terms of distortion and fuel consumption. The present study also shows the large effect of the shape of the inlet on the distortion. A variation of 36% was noticed inside the design space. The variation is smaller for the pressure recovery, the ram drag and the fuel

consumption (between 0.75% to 1.2%). The distortion inside the design space is still too high and an acceptable level of distortion can't be reached only by modifying the shape of the diffuser.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE.....	III
REMERCIEMENTS	IV
RÉSUMÉ.....	V
ABSTRACT	VII
TABLE DES MATIÈRES	IX
LISTE DES TABLEAUX.....	XII
LISTE DES FIGURES.....	XIV
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	XVIII
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
1.1 Le contexte actuel.....	1
1.2 Avantages de l'avion à aile fusionnée (<i>Blended-Wing-Body</i>).....	2
CHAPITRE 2 CONCEPTS LIÉS À L'INGESTION DE COUCHE LIMITE ET DESCRIPTION DES OBJECTIFS.....	4
2.1 Intégration du moteur sur un BWB	4
2.1.1 Configuration classique vs Configuration avec ingestion de couche limite	4
2.1.2 Principe de l'ingestion de couche limite	5
2.1.3 Réduction de la traînée bélière.....	6
2.2 Caractéristiques des conduites en forme de S (<i>S-duct</i>)	7
2.2.1 Propriétés des écoulements interne et externe.....	7
2.2.2 Distorsion de pression totale et pression de recouvrement	8
2.2.3 Amélioration des performances	10
2.3 Utilisation de la CFD dans le processus de design.....	10
2.3.1 Une nouvelle approche du design	10

2.3.2	Utilisation des plans d'expériences et des surfaces de réponse	11
2.4	Objectifs de la présente recherche.....	12
CHAPITRE 3 RÉALISATION DE LA BOUCLE D'ANALYSE		14
3.1	Présentation du cas d'étude	14
3.2	Architecture de la boucle d'analyse	16
3.3	Analyse CFD	18
3.3.1	Cas de validation : RAE 2822	19
3.3.2	Génération du maillage	24
3.3.3	Conditions frontières et hypothèses	25
3.3.4	Calcul des forces aérodynamiques et des propriétés à la soufflante	28
3.4	Création du module thermodynamique	30
3.4.1	Hypothèses effectuées	31
3.4.2	Validation : CFM-56	32
3.4.3	Application à la présente étude	34
3.5	Application au cas sans ingestion de couche limite	37
CHAPITRE 4 APPLICATION DE LA BOUCLE D'ANALYSE AU CAS AVEC INGESTION DE COUCHE LIMITE		38
4.1	Création de la géométrie et génération du maillage	38
4.1.1	Définition des variables géométriques utilisées	38
4.1.2	Processus de génération des géométries.....	44
4.1.3	Génération du maillage	44
4.2	Génération du plan d'expérience.....	47
4.2.1	Choix des variables	47
4.2.2	Choix du plan	48
4.2.3	Choix du modèle de réponse	52

4.2.4	Critères de qualité de la réponse	54
4.3	Résultats	54
4.3.1	Pression de recouvrement.....	55
4.3.2	Coefficient de distorsion	58
4.3.3	Traînée bélière.....	69
4.3.4	Consommation de carburant.....	71
4.3.5	Commentaires sur les résultats	73
4.3.6	Minimisation de la consommation de carburant	74
CONCLUSION		76
BIBLIOGRAPHIE		79
ANNEXES		82

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3-1: Caractéristiques du cas-test.....	19
Tableau 3-2 : Comparaison des coefficients de portance et de traînée entre les solveurs DBCS et PBCS avec les résultats expérimentaux	20
Tableau 3-3 : Comparaison de la pression de recouvrement à la soufflante, du coefficient de distorsion et de la consommation de carburant pour différentes propriétés du jet à la condition frontière	28
Tableau 3-4 : Principales caractéristiques du moteur CFM56-7B24	32
Tableau 3-5 : Paramètres d'entrée du CFM56-7B24	33
Tableau 3-6 : Données de sortie fournies par le module thermodynamique pour le CFM56-7B24	34
Tableau 3-7 : Principales caractéristiques du moteur GE-90	35
Tableau 4-1 : Comparaison des critères de qualité des maillages grossier, moyen et fin avec le maillage du CRM	45
Tableau 4-2 : Comparaison de la pression de recouvrement (PR), du coefficient de distorsion (DC_{60}) et du coefficient de traînée pour les différents maillages étudiés.....	46
Tableau 4-3 : Critères de qualité de la réponse : Pression de recouvrement.....	55
Tableau 4-4 : Critères de qualité de la réponse : Coefficient de distorsion	58
Tableau 4-5 : Comparaison du coefficient de distorsion et de la pression de recouvrement avec deux débits d'air différents.....	61
Tableau 4-6 : Nouveaux critères de qualité de la réponse : Coefficient de distorsion.....	63
Tableau 4-7 : Comparaison du coefficient de distorsion en modifiant L/D	66
Tableau 4-8 : Comparaison du coefficient de distorsion en modifiant AR_{top}	68
Tableau 4-9 : Critères de qualité de la réponse : Traînée bélière.....	69
Tableau 4-10 : Critères de qualité de la réponse : Consommation de carburant.....	71

Tableau 4-11 : Résultat de la recherche d'une forme de diffuseur consommant le moins de carburant.....	74
--	----

LISTE DES FIGURES

Figure 1-1: Exemple d'avion à aile fusionnée conçu par la NASA	2
Figure 2-1 : Principe des différentes intégrations possibles : (a) Configuration classique avec nacelle et mât réacteur, (b) Configuration avec ingestion de la couche limite	4
Figure 2-2 : Comparaison entre le cas classique et le cas avec ingestion de couche limite.....	5
Figure 3-1: Lignes de pression sur l'extrados de l'aile d'un BWB à $M=0.85$ [27]	15
Figure 3-2 : Comparaison des profils de couche limite entre la section centrale du BWB (3D) et le RAE2822 (2D), à $x/c=0.85$	16
Figure 3-3 : Architecture de la boucle d'analyse	17
Figure 3-4 : Composant de la boucle d'analyse : Analyse CFD	18
Figure 3-5 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE 2822 pour $\alpha=2.44^\circ$ pour les solveurs PBCS et DBCS	22
Figure 3-6 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE 2822 pour $\alpha=2.92^\circ$ pour les solveurs PBCS et DBCS	22
Figure 3-7 : Profils de vitesse à l'extrados à 17.9% (haut), 31.9% (centre) et 90% (bas) de la corde pour les solveurs PBCS et DBCS pour $\alpha=2.44^\circ$	23
Figure 3-8 : Représentation des blocs situés près de la nacelle	24
Figure 3-9 : Maillage de la nacelle et des trois plans suivants : soufflante, condition à l'entrée et condition à la sortie	25
Figure 3-10 : Conditions frontières appliquées aux bornes extérieures du domaine	26
Figure 3-11 : Composant de la boucle d'analyse : Module thermodynamique	30
Figure 3-12 : Exemple de moteur à fort taux de dilution [36]	31
Figure 3-13 : Évolution du débit d'air fourni par le module thermodynamique et du débit d'air calculé à la soufflante pour un cas avec ingestion de couche limite	35
Figure 3-14 : Évolution du débit d'air à la soufflante avec un débit d'air imposé à la condition frontière et du débit d'air avec une pression statique imposée	36

Figure 3-15 : Courbes de convergence.....	37
Figure 4-1 : Exemple de diffuseur généré sous Matlab	38
Figure 4-2 : Exemple d'une tranche du diffuseur	39
Figure 4-3 : Influence du paramètre (a) AR_{top} et (b) AR_{bottom} au niveau du plan d'entrée	40
Figure 4-4 : Influence du paramètre (a) e_{top} et (b) e_{bottom} au niveau du plan d'entrée	41
Figure 4-5 : Influence de la distribution de la ligne centrale	41
Figure 4-6 : Influence de la distribution de AR_{bottom} le long du diffuseur.....	42
Figure 4-7 : Influence de la distribution de e_{bottom} (a) le long du diffuseur ; (b) proche de la paroi inférieure	43
Figure 4-8 : Exemples de diffuseurs possédant différentes formes	43
Figure 4-9 : Liens entre les différents composants de la boucle d'analyse.....	44
Figure 4-10 : Exemple de maillage de la configuration avec ingestion de couche limite.....	45
Figure 4-11 : Plan composite appliqué à deux facteurs. Les points en noir correspondent au plan factoriel, les points en gris correspondent au plan en étoile et le point blanc correspond au point central.....	49
Figure 4-12 : Exemple d'hypercube latin à 10 points en dimension 2 : Présence de zones lacunaires et agglomérats de points.....	50
Figure 4-13 : Exemple d'hypercube latin optimisé à 10 points en dimension 2.....	51
Figure 4-14 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Pression de recouvrement.....	55
Figure 4-15 : Variation de la pression de recouvrement en fonction de AR_{top} au niveau du plan d'entrée	56
Figure 4-16 : Variation de la pression de recouvrement en fonction de L/D	57
Figure 4-17 : Contours de pression totale et lignes de courant pour une géométrie ne possédant pas de zone de recirculation	57

Figure 4-18 : Contours de pression totale et lignes de courant pour une géométrie possédant une zone de recirculation	58
Figure 4-19 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D	59
Figure 4-20 : Contours de débit d'air en fonction de L/D et AR_{top}	60
Figure 4-21 : Contours de pression statique et lignes de courant sur une configuration possédant une correction de débit importante.....	60
Figure 4-22 : Contours de Mach sur une configuration possédant une correction de débit importante.....	61
Figure 4-23 : Contours de Mach sur le plan de symétrie et proche de la paroi inférieure avec un débit d'air de 532 kg/s	62
Figure 4-24 : Contours de Mach sur le plan de symétrie et proche de la paroi inférieure avec un débit d'air de 527 kg/s	63
Figure 4-25 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Coefficient de distorsion	64
Figure 4-26 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D	64
Figure 4-27 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de AR_{top}	65
Figure 4-28 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de $\alpha_{AR_{bottom}}$	65
Figure 4-29 : Distribution du coefficient de pression le long de la paroi inférieure du diffuseur pour $L/D=1.75$ et $L/D=2$	66
Figure 4-30 : Contours de pression statique et lignes de courant pour : (a) $L/D=1.75$ et (b) $L/D=2$	67
Figure 4-31 : Contours de pression totale au niveau de la soufflante pour : (a) $AR_{top}=1.2375$ et (b) $AR_{top}=1.1375$	68
Figure 4-32 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Traînée béliet (RD)	70

Figure 4-33 : Variation de la traînée bélière en fonction de L/D	70
Figure 4-34 : Variation de la traînée bélière en fonction de AR_{top}	70
Figure 4-35 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Consommation de carburant.....	72
Figure 4-36 : Variation de la consommation de carburant en fonction de L/D	72
Figure 4-37 : Variation de la consommation de carburant en fonction de $\Delta H/D$	72
Figure 4-38 : Variation de la consommation de carburant en fonction de $\alpha_{AR_{bottom}}$	73
Figure 4-39 : Géométrie optimisée.....	75

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

AFC	Active Flow Control
AOA	Angle Of Attack
AR	Aspect Ratio
BLI	Boundary Layer Ingestion
BPR	Bypass Ratio
BWB	Blended-Wing-Body
CFD	Computational Fluid Dynamics
DBCS	Density-Based Coupled Solver
DOE	Design Of Experiment
FPR	Fan Pressure Ratio
PBCS	Pressure-Based Coupled Solver
PR	Pressure Recovery
RSM	Response Surface Methodology
SA	Spalart-Allmaras
SFC	Specific Fuel Consumption
SST	Shear Stress Transport
UDF	User-Defined Function
c	Corde
D	Diamètre de la soufflante
DC_{60}	Distortion Coefficient
D_{tot}	Traînée totale
j	caractéristiques du jet

L	Longueur du diffuseur
M	nombre de Mach
\dot{m}_a	Débit d'air dans le moteur
\dot{m}_f	Débit de carburant
P_∞	Pression statique à l'infini
P_t	Pression totale
Re	nombre de Reynolds
T_t	Température totale
T_{net}	Poussée requise
U	Vitesse moyenne du fluide
X	Variables de design
α_{AR}	Distribution du rapport largeur/hauteur
ΔH	Décalage vertical
π_r	Pression de recouvrement

LISTE DES ANNEXES

ANNEXE 1	Cas de validation : RAE 2822 – Influence du modèle de turbulence	82
ANNEXE 2	Configuration sans ingestion de couche limite : Paramétrisation de la nacelle	88
ANNEXE 3	Configuration sans ingestion de couche limite : Application de la boucle d'analyse.....	93
ANNEXE 4	Compléments sur les résultats liés à la configuration avec ingestion de couche limite.....	102
ANNEXE 5	Compléments concernant le module thermodynamique.....	106

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

1.1 Le contexte actuel

L'intérêt de l'avion à aile fusionnée (« *Blended-Wing-Body* » ou BWB) repose sur un constat simple : celui du besoin de concevoir des avions respectueux de l'environnement. C'est un défi que se doivent de relever à la fois les compagnies aériennes et les constructeurs aéronautiques.

- Le premier défi concerne la réduction des nuisances sonores à proximité des aéroports. Pour diminuer l'impact de ces nuisances, des réglementations limitent les heures et le nombre d'opérations dans les aéroports. Il y a eu une augmentation de près de 100% du nombre de restrictions relatives au bruit dans la dernière décennie, et le nombre d'aéroports affectés par ces restrictions a augmenté de manière importante, particulièrement la nuit [1]. Durant le décollage et la montée, lorsque les réacteurs développent le maximum de poussée, les moteurs sont la principale source de bruit [2]. Lors de l'approche, la voilure et les trains d'atterrissage sont générateurs du plus fort bruit. Les constructeurs développent certes des avions de moins en moins bruyants mais les progrès restent cependant limités. Une réduction significative du bruit ne pourra se faire qu'en modifiant radicalement la structure de l'avion, afin de bénéficier de l'effet de masquage des entrées d'air des moteurs.
- Un autre défi relève de la nécessité à réduire les émissions de gaz à effet de serre (en particulier le CO_2) ainsi que la consommation du kérosène, due à sa raréfaction et donc du coût de plus en plus important de celui-ci. En 2000, 2.5% des émissions mondiales de dioxyde de carbone ont été produites par l'aviation commerciale [3]. L'envolée du prix du carburant a incité les constructeurs à fabriquer des appareils consommant de moins en moins de carburant. On peut citer l'Airbus A380 qui consomme 17% de carburant en moins que le Boeing 747, le plus gros porteur de la génération précédente. Les motoristes

ne sont pas en reste, avec par exemple le développement de nouveaux moteurs pouvant réduire la consommation de 10 à 12% [3]. Bien que ces réductions soient importantes, une nouvelle structure innovante permettrait d'obtenir des gains encore plus significatifs.

1.2 Avantages de l'avion à aile fusionnée (*Blended-Wing-Body*)

Ce nouveau contexte ouvre la porte à la création de nouveaux concepts d'avion, radicalement différents des appareils actuels. Un de ces concepts, le *Blended-Wing-Body* (BWB), repose sur un aéronef constitué d'une aile unique, ne possédant donc ni fuselage ni empennage (Figure 1-1). Ce concept a connu un regain d'intérêt important dans les années 1990 (grâce à la NASA et à McDonnell Douglas), dans l'optique de concevoir des avions pouvant accueillir un nombre beaucoup plus important de passagers [4], [5], [6].

Le contexte actuel apporte des arguments supplémentaires à la conception du BWB. Il représente en effet une révolution potentielle dans le transport de passagers et de marchandises. Cette structure innovante implique une synergie entre plusieurs disciplines comme l'aérodynamique, la stabilité, la propulsion ou encore la structure permettant ainsi d'améliorer les performances. Cette complémentarité sur une configuration de BWB avec 800 passagers, un nombre de Mach de croisière de 0.85 et une distance franchissable de 7000 miles nautique permettrait des réductions de 27% sur la consommation de carburant et de 15% sur la masse au décollage ainsi qu'un rapport portance/trainée 20% plus élevé [5].

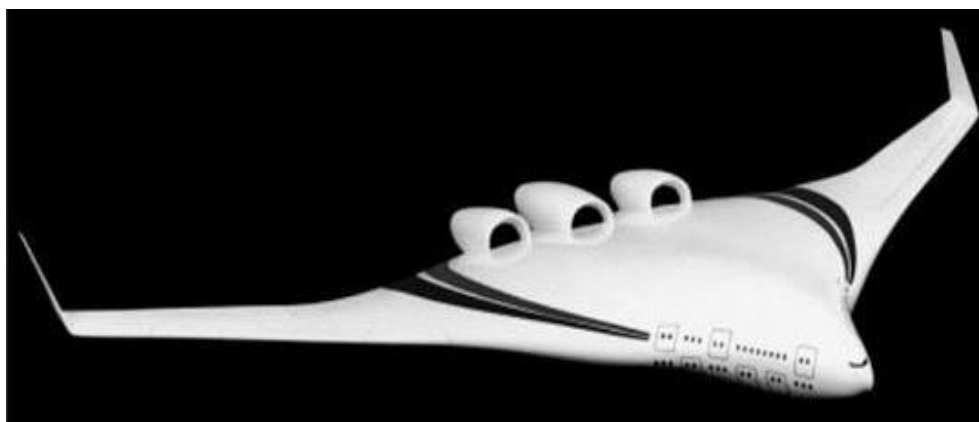


Figure 1-1: Exemple d'avion à aile fusionnée conçu par la NASA

Outre les améliorations possibles des performances globales, la configuration du BWB permet des gains supplémentaires grâce au positionnement de son système de propulsion [2], [7]. Un projet commun à Cambridge et au Massachusetts Institute of Technology (MIT), intitulé Silent Aircraft, est basé sur le développement d'un appareil ayant la structure d'un BWB et possédant une signature sonore aussi faible que possible [7], [8], [9]. La surface du BWB peut jouer le rôle de barrière contre la propagation du bruit provenant des moteurs vers les observateurs au sol si ces moteurs sont placés au-dessus de l'aile [10].

La position du système de propulsion permet aussi d'utiliser l'ingestion de la couche limite, concept pouvant améliorer l'efficacité propulsive. Ce concept permet au moteur d'ingérer un air possédant une quantité de mouvement plus faible due à la couche limite. Appliquer le concept d'ingestion de couche limite au système de propulsion du BWB constitue un défi en raison du caractère innovant de la structure de l'avion et de la synergie entre l'aérodynamisme de l'avion et le système de propulsion.

Le présent mémoire vise à améliorer la compréhension de l'impact de l'ingestion de la couche limite sur l'efficacité du système de propulsion, par le biais d'une étude paramétrique. Le chapitre suivant introduit les concepts liés à l'ingestion de la couche. Il comporte également une section sur les entrées d'air (en forme de S) utilisées pour ce type de configuration. Ce chapitre détaille également les objectifs spécifiques de la présente recherche.

CHAPITRE 2 CONCEPTS LIÉS À L'INGESTION DE COUCHE LIMITE ET DESCRIPTION DES OBJECTIFS

2.1 Intégration du moteur sur un BWB

2.1.1 Configuration classique vs Configuration avec ingestion de couche limite

Plusieurs études ont montré que le choix le plus judicieux pour positionner le moteur se situe en arrière du BWB proche du plan de symétrie de l'avion [5], [8], comme le montre la Figure 1-1. Ce choix est basé sur des contraintes structurelles, les zones de passagers, les sorties d'urgence et l'emplacement des surfaces de contrôle. Deux configurations ont été retenues : une configuration classique, incluant nacelle et mât réacteur et une configuration avec ingestion de couche limite (Figure 2-1).



Figure 2-1 : Principe des différentes intégrations possibles : (a) Configuration classique avec nacelle et mât réacteur, (b) Configuration avec ingestion de la couche limite

Plas [11] a établi une liste des avantages et inconvénients de ces deux configurations. Parmi les inconvénients mentionnés pour le cas classique, citons une surface mouillée importante due à la présence de la nacelle et du mât réacteur, une masse importante pour les mêmes raisons, des interférences néfastes entre le mât et l'avion, la présence d'un moment dû à la force de poussée qui dépend de la hauteur du mât et nécessitant une correction en tangage. Cependant, un écoulement uniforme arrivant au niveau de la soufflante est un avantage certain, ne nécessitant ainsi qu'une faible longueur de l'entrée d'air. Un autre avantage conséquent réside dans le fait que cette technologie est connue depuis longtemps et qu'elle a fait ses preuves.

Concernant le cas avec ingestion de couche limite (« *Boundary Layer Ingestion* » ou BLI), des bénéfices en matière de surface mouillée, de masse ainsi qu'une réduction du moment de tangage

due à la poussée sont à classer parmi les avantages. Cependant, plusieurs inconvénients comme la non-uniformité de l'écoulement et donc une distorsion de pression totale au niveau de la soufflante sont importants à prendre en compte car ils peuvent diminuer les gains apportés. Le couplage du moteur à l'avion pour la configuration avec ingestion de couche limite a également pour effet de complexifier l'intégration.

2.1.2 Principe de l'ingestion de couche limite

Dans le contexte qui nous intéresse, la couche limite produite par le fuselage est ingérée par le moteur afin d'augmenter l'efficacité propulsive. Ce concept est appelé « *Jet wing concept* » et est repris par Ko [12] : le but est de ré-énergiser le sillage de l'appareil afin de diminuer les pertes énergétiques.

Cette notion est présentée à la Figure 2-2. Dans le cas sans ingestion de couche limite, le moteur ingère un écoulement ayant la même vitesse que l'avion (soit U_∞). La vitesse est accélérée dans le moteur et possède une vitesse U_j à sa sortie. L'excédant de vitesse équilibre le déficit de vitesse dû à la traînée de l'avion. Le fait d'ingérer une partie de la couche limite dans le moteur permet à celui-ci de ré-énergiser le sillage créé par l'avion. Grâce à ce concept, il a été démontré qu'en théorie, moins de puissance est requis pour compenser la force de traînée [11].

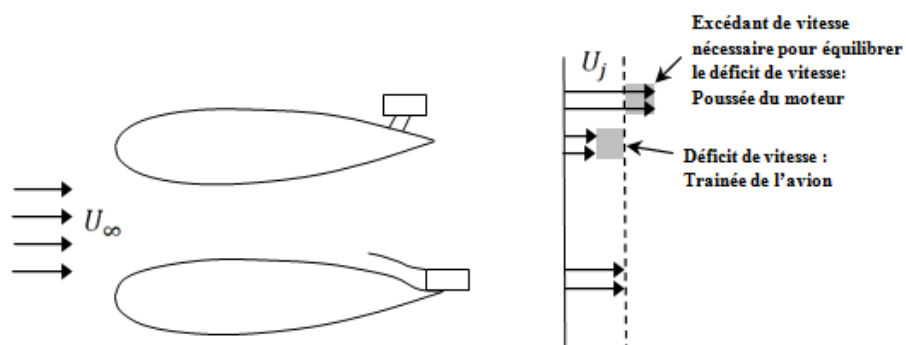


Figure 2-2 : Comparaison entre le cas classique et le cas avec ingestion de couche limite

Plusieurs études ont été réalisées prenant en compte des considérations qualitatives ainsi que des analyses quantitatives. Dans une de ces analyses, Hall [8] estime qu'une diminution de 2% sur la

masse de carburant consommée est possible avec la configuration de type BLI et 4 réacteurs. Cette diminution passe à 11% avec 16 moteurs. Un gain de 19% est possible concernant la masse de l'installation des moteurs avec 4 réacteurs. Ces résultats sont toutefois approximatifs et ne reposent que sur des analyses quantitatives simples basées sur certaines hypothèses. Cependant, ce type d'études permet d'obtenir des courbes de tendance relatives aux différentes configurations et démontre l'intérêt pour l'ingestion de couche limite.

2.1.3 Réduction de la traînée bélière

Du point de vue de la motorisation, l'ingestion de la couche limite par le moteur, et donc l'ingestion d'un écoulement ayant une vitesse plus faible, permet de diminuer la traînée bélière (« *ram drag* »), située en amont du moteur. Cette traînée est une pénalité qui apparaît lorsque le moteur prélève de l'air dans l'atmosphère alors que l'avion est en mouvement. Dans le repère du réacteur, cet air subit une décélération brutale et est redirigé par le compresseur. Cette pénalité est à soustraire de la poussée brute afin d'obtenir la poussée nette du moteur.

En toute rigueur, la traînée bélière est toujours égale à $\dot{m}_0 V_0$. Cependant, dans le cadre de cette étude, les performances liées à l'entrée d'air avec ingestion de couche limite sont également prises en compte par la modification de la quantité de mouvement lors du calcul des forces sur le volume de contrôle. Une explication sur le calcul des forces est fournie au chapitre 3.

Une étude de la NASA [13] a été réalisée en intégrant sur un modèle de BWB une entrée d'air possédant une épaisseur de couche limite de 30% par rapport à la hauteur de la section d'entrée du moteur. Cette étude a montré qu'une réduction de 5% de la traînée bélière par rapport à une configuration avec entrée d'air classique était possible. Cependant, la réduction de la masse de carburant est seulement de 0.4%. Une autre étude de la NASA [14] a conclu qu'une diminution de la traînée bélière comprise entre 4.7% et 7.5% était possible avec une intégration comprenant l'ingestion de couche limite.

2.2 Caractéristiques des conduites en forme de S (*S-duct*)

Dans le cas qui nous intéresse, la configuration avec ingestion de couche limite nécessite l'utilisation d'une entrée d'air avec une conduite en forme de S, avec un profil d'entrée soit semi-circulaire, soit semi-elliptique. Ce type de géométrie implique généralement une augmentation de la longueur de l'entrée d'air et des courbures dans sa forme, entraînant un écoulement interne complexe.

2.2.1 Propriétés des écoulements interne et externe

Seddon [15] décrit les phénomènes externes et internes se produisant au sein des entrées d'air.

Puisque l'écoulement suit une trajectoire courbée, une force centrifuge apparaît. Les distributions de pression statique et de vitesse sont modifiées. La pression centrifuge est proportionnelle à $\rho U^2/R$, où U est la vitesse moyenne du fluide et R le rayon de la courbe. Dans le cas où le moteur est situé sous l'entrée d'air (voir Figure 2-1), la pression au niveau de la paroi supérieure est plus importante que celle de la paroi inférieure lorsqu'on s'approche du premier coude. Le fluide situé proche de la paroi supérieure, déficient en énergie (dû à une vitesse plus faible près de la paroi), ne peut passer au travers de la zone où la pression centrifuge est importante et se dirige donc vers la paroi inférieure où la pression y est plus faible, en passant le long de la paroi latérale. Ce mouvement de cette région à faible énergie cinétique de la paroi supérieure vers la paroi inférieure combiné au mouvement principal du fluide cause un tourbillon longitudinal dans la conduite. La couche limite se développant sur les parois de la conduite se concentre et s'accumule au niveau de la paroi inférieure. La symétrie longitudinale de la conduite cause un phénomène similaire dans l'autre moitié de la conduite.

Au niveau de la deuxième courbure, le gradient de pression centrifuge est inversé. Cependant, l'énergie du fluide dans la région proche de la paroi inférieure est si faible que le phénomène ne peut s'inverser et le tourbillon persiste ainsi jusqu'au niveau de la soufflante.

Dans certaines situations, l'évolution du gradient de pression adverse au sein de la couche limite est telle qu'il peut se produire un décollement de celle-ci dans la conduite. L'épaississement de la couche limite a également un impact sur le décollement. Cet épaississement est entre autres lié à

la diffusion qui a lieu dans la conduite et précède le phénomène de séparation s'il a lieu. L'éventuel décollement de cette couche limite entraîne de larges pertes de pression totale ainsi qu'une forte non-uniformité de l'écoulement qui dégradent les performances du moteur. L'entrée d'air doit donc être conçue afin d'éviter ce décollement. Le tourbillon présent au sein du fluide a également un impact sur la structure de l'écoulement et par conséquent sur les performances de l'entrée d'air. Ces tourbillons contra-rotatifs amènent en effet l'air de la couche limite épaisse de la paroi vers le cœur de l'écoulement.

La conception d'une entrée d'air doit également tenir compte de l'écoulement externe à celle-ci. Outre la minimisation de la traînée externe, l'écoulement interne peut être affecté par un mauvais traitement de l'écoulement externe et vice-versa. Une partie de la diffusion de l'écoulement s'effectue au sein de la conduite. Cependant, une certaine diffusion s'effectue également en amont de la conduite. Cet écoulement amont est appelé écoulement de pré-entrée (« *pre-entry flow* »). Dans cette région, le fluide adapte ses propriétés en vue de pénétrer dans la conduite. L'écoulement de pré-entrée et la couche limite sont donc fortement influencés par le plan d'entrée de la conduite. La présence d'un gradient de pression en amont de l'entrée d'air épaissit la couche limite et la déforme. Des expériences rapportées par Seddon [15] sur des entrées d'air avec des hauteurs différentes ont permis de mettre en évidence l'épaississement de la couche limite en fonction de la hauteur de l'entrée avec un décollement de cette couche limite dans certains cas.

2.2.2 Distorsion de pression totale et pression de recouvrement

Les phénomènes décrits précédemment liés à l'écoulement du fluide au sein du diffuseur avec une géométrie en S provoquent une distorsion de pression totale au niveau de la soufflante. Cette distorsion a un effet néfaste sur la soufflante et peut amener à des situations critiques quant au fonctionnement du moteur. Elle a des impacts à la fois aérothermiques et mécaniques [16]. Le premier type d'impact concerne la performance de la soufflante et donc possiblement la poussée du moteur. La distorsion provoque également une réduction de la limite de pompage ainsi qu'une diminution de la capacité du moteur à rester en-dessous de cette limite. Le deuxième type

d'impact concerne la charge aérodynamique sur les pales de la soufflante, causant des vibrations et ainsi une diminution de la durée de vie des pales. Deux types de distorsion peuvent apparaître : statique ou dynamique. La distorsion dynamique, dépendante du temps, est associée à la turbulence de l'écoulement ainsi qu'à ses fluctuations dans le temps. Dans le cadre de ce projet, la distorsion dynamique n'est pas traitée et seule la distorsion statique est prise en compte. Celle-ci est associée à la non-uniformité spatiale de l'écoulement au niveau de la soufflante. Elle dépend de nombreux paramètres, comme par exemple le profil de la couche limite à l'entrée de la conduite, l'évolution de cette couche limite au sein du diffuseur (notamment due à la géométrie de la paroi inférieure), la recirculation pouvant apparaître au niveau de la lèvre d'entrée d'air, le décollement de la couche limite et une éventuelle dissymétrie de l'écoulement [15].

Un autre inconvénient lié à cette configuration est une chute de la pression de recouvrement (« *pressure recovery* ») au sein de l'entrée d'air, qui affecte l'efficacité propulsive. Cette pression de recouvrement est définie par le rapport entre la pression totale moyenne à la soufflante et la pression totale amont. Dans le cas d'une configuration classique (sans ingestion de couche limite), la pression de recouvrement au sein d'une entrée d'air est de 0.98 ou plus [13], [17]. Dans ce cas, la perte de pression totale est essentiellement due à la friction et au décollement possible de l'écoulement au niveau de la lèvre d'entrée. Pour une configuration avec ingestion de couche limite possédant une conduite en S, la courbure de la conduite et l'ingestion de couche limite sont des sources supplémentaires de perte de pression totale. Une pénalité d'environ 2% par rapport au cas classique a été constatée avec une entrée d'air possédant une épaisseur de couche limite d'environ 35% de la hauteur de l'entrée d'air [17].

Un défi supplémentaire concerne l'intégration du moteur et le design des entrées d'air qui ingèrent une grande quantité de couche limite. Dans ce contexte, une démarche d'optimisation couplée aux techniques de la CFD a été utilisée par Rodriguez [18] dans le but d'étudier les caractéristiques de l'écoulement. Dans sa démarche, l'auteur a utilisé peu de variables, le but étant de montrer la faisabilité de coupler un optimiseur à l'utilisation de la CFD dans le cas du design d'une entrée d'air.

2.2.3 Amélioration des performances

Afin d'améliorer les performances des conduites en S combinées à l'ingestion de couche limite, plusieurs méthodes modifiant localement la géométrie de la conduite ont été étudiées. Le générateur de vortex est la première d'entre elles. Il est capable, outre le fait de ré-énergiser la couche limite, de supprimer les zones de recirculation en redirigeant le fluide. Dans son étude concernant une conduite en S, Reichert [19] obtient une diminution de 50% de la distorsion. En plus des générateurs de vortex, des microvanes ou des méthodes utilisant le contrôle actif d'écoulement (« *Active Flow Control* » ou AFC) ont été étudiées [13], [20]. Ces méthodes se sont montrées intéressantes car elles ont permis de contrôler les tourbillons et d'améliorer les performances en matière de pression de recouvrement et de distorsion (elles restent cependant coûteuses à mettre en place). Dans une étude de la NASA [13], alors que le bénéfice maximum de masse carburant consommé sans AFC est de 0.4% par rapport au cas sans ingestion de couche limite, ce bénéfice passe à 5% avec AFC. Les AFC ont également la capacité de contrôler les caractéristiques de l'écoulement et ont la possibilité de les adapter selon les conditions de vol.

B.J. Lee [21] a réalisé une modification plus globale en modifiant l'ensemble de la géométrie par le biais d'une optimisation automatique. Cette étude a notamment révélé que l'ajout d'une légère bosse après la deuxième courbure du S-duct permet de stabiliser l'écoulement proche de la soufflante. Un étirement de la surface inférieure au niveau de la première courbure a pour effet de diminuer de manière importante la taille de la zone de recirculation. Cette optimisation de la géométrie a ainsi permis de diminuer de 26% la distorsion au niveau de la soufflante et d'augmenter de 1.6% de la pression de recouvrement.

2.3 Utilisation de la CFD dans le processus de design

2.3.1 Une nouvelle approche du design

Par le passé, la méthodologie utilisée dans le processus de design aérodynamique consistait en une série d'« essais-erreurs », guidée par l'expertise aérodynamique des designers [22]. Bien que des gains non-négligeables réalisés par cette approche aient permis d'améliorer les performances, certaines limites ont désormais été atteintes, et les améliorations deviennent de

plus en plus difficiles à obtenir. La complexité du design du BWB par exemple et de l'intégration de la motorisation rend cette approche difficilement réalisable. D'autres techniques plus appropriées sont alors nécessaires.

Les techniques de design automatique sont de plus en plus utilisées de nos jours et permettent de rechercher la meilleure solution possible aux problèmes donnés. L'amélioration continue de la puissance de calcul ainsi que l'avancée des techniques de CFD ont permis à cette branche de la mécanique des fluides d'être un outil indispensable au processus de design automatique. Cependant, l'utilisation d'analyses haute-fidélité est grandement limitée par son coût et temps (préparation et calcul). L'approche classique dans le cadre d'une optimisation est de définir la géométrie par le biais de paramètres, ou variables de design. Plusieurs outils d'optimisation ont été développés (méthodes par gradient, algorithmes génétiques,...). Cependant, l'inconvénient de ces méthodes réside dans le fait que le nombre de simulations est proportionnel au nombre de variables de design. Le temps de calcul peut donc devenir très important si le nombre de variables devient élevé. Il se peut aussi que certaines variables n'aient qu'une influence limitée sur la réponse attendue.

2.3.2 Utilisation des plans d'expériences et des surfaces de réponse

Il est parfois difficile de prédire à l'avance l'influence des variables de design. Pour cela, la construction de modèles mathématiques simples peut s'avérer intéressante afin de pouvoir cibler les paramètres de design qui auront une influence sur les résultats recherchés. Ces modèles permettent d'établir des relations entre la fonction objective (la réponse) et les variables de design. Ces techniques ont l'avantage de pouvoir évaluer la réponse de manière simple et de pouvoir explorer un espace de design plus large que dans le cadre d'une optimisation en tant que tel. Une méthodologie basée sur les plans d'expériences (« *Design of Experiment* » ou DOE) est appliquée dans le cadre de cette recherche. Le principe des plans d'expériences est basé sur des méthodes statistiques [23], [24]. Grâce à ces plans, un nombre limité de simulations, ou d'expériences numériques, réparties dans l'espace de design, offre la possibilité de créer des surfaces de réponse ainsi que des modèles mathématiques. Ces techniques offrent l'avantage de permettre une analyse de sensibilité sur les résultats issus de ces plans. Cette analyse est utilisée afin d'identifier les variables de design qui affectent de manière conséquente la réponse et dans

quelle mesure. Une identification des interactions entre les variables est également possible. Les méthodes statistiques peuvent également mettre en évidence les erreurs numériques. Ces erreurs peuvent être dues à une convergence incomplète, des erreurs d'approximation et des erreurs provenant du modèle numérique utilisé. Ce bruit numérique peut être détecté par les outils statistiques et un lissage des modèles mathématiques est alors possible.

Les surfaces de réponse permettent donc de mener une analyse exploratoire afin de déterminer les variables jugées critiques. Les surfaces de réponse peuvent également être utilisées dans une stratégie d'optimisation afin de repérer les optima par rapport aux objectifs recherchés. Il existe différents modèles d'approximation dans le cadre des surfaces de réponse, comme par exemple les modèles basés sur des polynômes [24], ou encore l'utilisation du krigeage [25].

2.4 Objectifs de la présente recherche

Il a été montré qu'une intégration de la motorisation sur un BWB avec ingestion de couche limite peut apporter des avantages certains (réduction de la surface mouillée, réduction de la traînée bélière,...). Néanmoins, la non-uniformité de l'écoulement demeure un problème essentiel. Cette non-uniformité de l'écoulement ainsi que la chute de pression totale se produisent essentiellement au sein de l'entrée d'air. L'entrée d'air est donc un élément très important du système de propulsion et la forme de la géométrie de cette entrée d'air peut jouer un rôle important dans le contrôle de la distorsion. Les générateurs de vortex et AFC se sont révélés être de bons moyens pour ré-uniformiser l'écoulement au sein du diffuseur. Cependant, avant de mettre en place ces dispositifs, une géométrie de diffuseur acceptable doit avant tout être recherchée. Ces dispositifs pourront être utilisés si l'optimisation de la géométrie n'apporte pas de gains suffisants.

Il est donc nécessaire de chercher un compromis entre gains apportés par une intégration avec ingestion de couche limite et inconvénients liés à la non-uniformité de l'écoulement. Ce compromis ne peut cependant être réalisé qu'en ayant une connaissance approfondie des phénomènes se produisant au sein du diffuseur et en étudiant quels sont les paramètres

géométriques pouvant affecter les performances du moteur. Plusieurs objectifs sont donc à réaliser dans la présente recherche.

- Le premier objectif est de comprendre l'influence des variables géométriques liées à l'entrée d'air sur la distorsion de pression totale à la soufflante. Comme il a été mentionné à la section 2.2.2, cette distorsion est fortement liée au profil de la couche limite et au développement de celle-ci dans le diffuseur. Le calcul de la distorsion nécessite l'utilisation de moyens CFD à haute fidélité, afin de prendre en compte les effets de la couche limite ainsi que son développement.
- Le deuxième objectif est de chercher un compromis entre les gains apportés par cette configuration et la non-uniformité de l'écoulement. Un module thermodynamique représentant le moteur, basé sur des équations 1-D, est introduit dans le code CFD par l'intermédiaire des UDF (*User-Defined Functions*), afin de calculer la consommation de carburant pour chaque géométrie. Le module thermodynamique permet ainsi de synthétiser l'influence de tous les phénomènes décrits précédemment (pression de recouvrement, distorsion, traînée bélière) sur la consommation de carburant avec ce type d'intégration. La recherche d'une forme de diffuseur qui permet de diminuer la consommation de carburant est donc entreprise.
- Ces objectifs nécessitent la mise en place d'une boucle d'analyse qui comprend la génération des géométries en fonction des différents paramètres, l'analyse CFD et l'introduction du module thermodynamique. Cette étude s'appuie sur les plans d'expériences et les surfaces de réponse afin de trouver les variables géométriques qui ont un impact significatif sur l'écoulement au sein de l'entrée d'air.

Le chapitre suivant détaille la boucle d'analyse utilisée dans le cadre de cette recherche. La boucle est constituée de la conception de la géométrie, du maillage et de l'analyse CFD, en y intégrant le module thermodynamique. Le chapitre 4 traite du cas avec ingestion de couche limite. On y explique la manière dont la géométrie est créée, ainsi que le maillage, et on présente les résultats issus du plan d'expériences appliqué à ce cas.

CHAPITRE 3 RÉALISATION DE LA BOUCLE D'ANALYSE

Ce chapitre présente l'architecture ainsi que les différents composants de la boucle d'analyse utilisée dans le cadre de cette recherche. Cette boucle est appliquée en premier lieu au cas sans ingestion de couche limite. Dans cette configuration, la nacelle est située au-dessus de l'aile. Afin de simplifier l'étude, le mât réacteur faisant la jonction entre l'aile et la nacelle n'est pas modélisé.

3.1 Présentation du cas d'étude

L'écoulement de l'air autour d'un BWB est affecté par des effets 3D, dus notamment à la flèche de l'avion (très importante proche de la corde centrale où sont positionnés les moteurs). L'intégration de la motorisation doit donc s'effectuer en prenant en compte ces effets 3D. Cependant, afin de simplifier la mise en place de la boucle d'analyse, il a été décidé de travailler sur un problème ne tenant pas compte de ces effets 3D. Le but ici est de s'intéresser au phénomène d'ingestion de couche limite en soi, sans que celle-ci ne soit trop perturbée par la géométrie du BWB. Les résultats issus de cette étude ne seront donc pas directement applicables à une intégration 3D, mais permettront de donner des tendances ainsi qu'un point de départ lors d'une éventuelle optimisation. En outre, bien que les effets 3D ne soient pas représentés, les principaux phénomènes d'interactions entre l'aérodynamisme de l'aile et le système de propulsion sont toutefois pris en compte.

Le profil d'aile choisi pour cette étude est le RAE 2822, extrudé suivant l'envergure, sur lequel est posé le moteur. La longueur du profil correspond à la longueur de la corde centrale du BWB issu de [26], soit 41m.

Bien que le problème ne soit résolu qu'avec un profil 2D extrudé, la quantité de couche limite ingérée par le moteur doit être similaire au cas 3D, afin de représenter le plus fidèlement possible les phénomènes observés au sein du diffuseur. Certaines études [26], [27], montrent que la forte flèche provoque une augmentation de l'épaisseur de la couche limite au niveau de la section centrale. Le choc présent sur l'extrados de l'aile est également fortement atténué au niveau de la

section centrale, comme il est montré à la Figure 3-1, dû à la forte flèche ainsi qu'à la distribution de portance (faible portance locale au niveau de la section centrale).

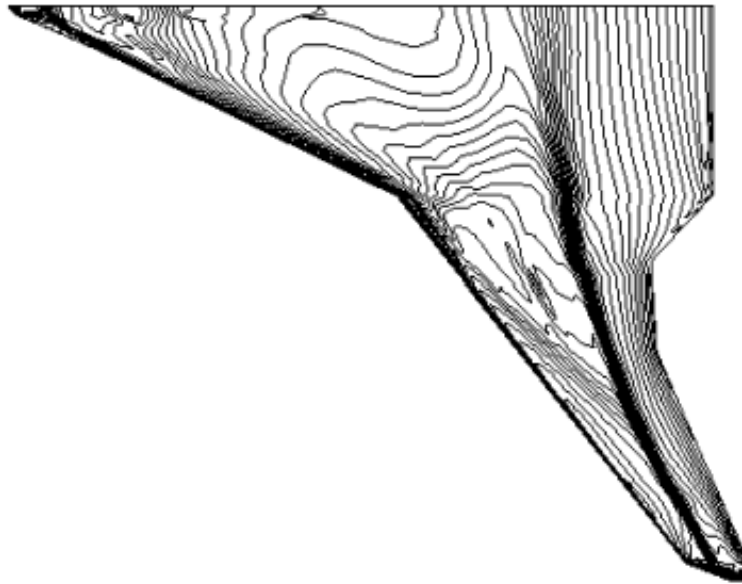


Figure 3-1: Lignes de pression sur l'extrados de l'aile d'un BWB à $M=0.85$ [27]

Afin de prendre en compte l'épaississement de la couche limite qui apparaît dans le cas 3D, le nombre de Reynolds doit être diminué dans le cas 2D. Rodriguez [26] a extrait le profil de la couche limite à 85% de la section centrale d'un BWB (correspondant à la position de l'entrée d'air), développé par McDonnell Douglas (avion sans moteur), pour $M_\infty = 0.85$. Ce profil est utilisé afin de déterminer le nombre de Reynolds adéquat pour obtenir un profil similaire à celui avec les effets 3D. Un nombre de Reynolds de 6 millions produit une couche limite proche de celle extraite par Rodriguez. La comparaison entre les deux profils de couche limite est donnée à la Figure 3-2. Le nombre de Mach infini a également été réduit ($M_\infty = 0.75$) afin de tenir compte de la diminution de l'intensité du choc local sur l'extrados du profil au niveau de la section centrale.

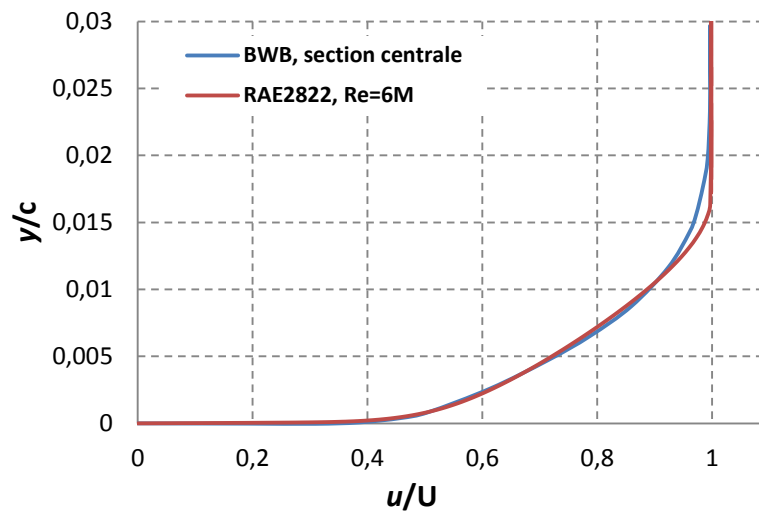


Figure 3-2 : Comparaison des profils de couche limite entre la section centrale du BWB (3D) et le RAE2822 (2D), à $x/c=0.85$

3.2 Architecture de la boucle d'analyse

Comme il a été mentionné à la section 2.4, l'objectif principal de ce projet est de réaliser une étude exploratoire sur les variables de design du diffuseur, afin d'identifier les paramètres les plus importants permettant de contrôler l'uniformité de l'écoulement et d'obtenir les meilleures performances. Une présentation globale de la boucle d'analyse permettant de remplir cet objectif est présentée dans cette section. Une présentation détaillée de chaque élément composant la boucle sera traitée dans les sections suivantes.

Cette étude requiert deux composants principaux : une analyse CFD ainsi qu'un module thermodynamique, calculant la consommation de carburant, qui sont couplés. L'architecture de cette boucle d'analyse est présentée à la Figure 3-3.

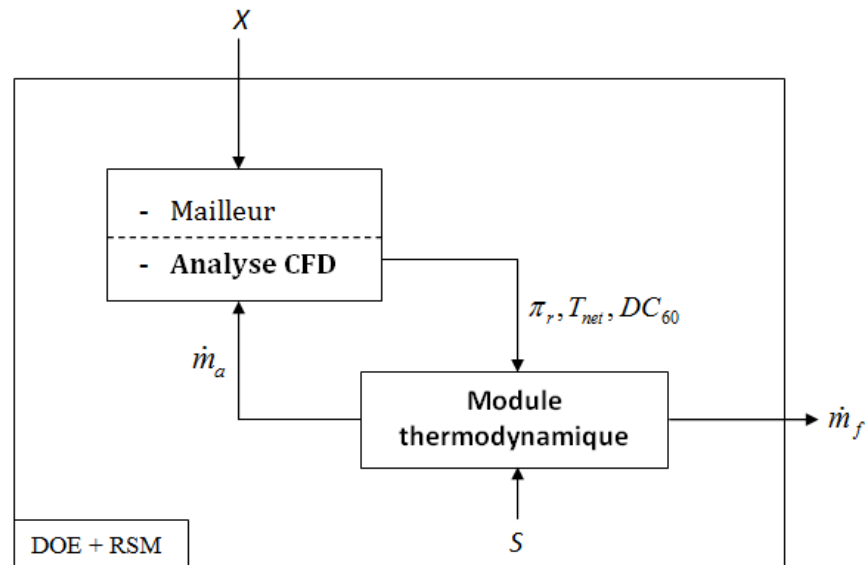


Figure 3-3 : Architecture de la boucle d'analyse

La méthodologie utilisant les plans d'expériences (DOE) ainsi que les surfaces de réponse (RSM) est appliquée aux variables de design (X) liées à l'entrée d'air. La création des différentes géométries est réalisée sous CATIA dans le cas sans ingestion de couche limite. Dans le cas avec ingestion de couche limite, le diffuseur est réalisé sous MATLAB et le reste de la géométrie sous CATIA. Chaque géométrie nécessite la génération d'un nouveau maillage, réalisé grâce au logiciel ICEM. Une analyse CFD est ensuite effectuée sous FLUENT. Cette analyse fournit la pression de recouvrement (π_r), la poussée requise (T_{net}), ainsi que le coefficient de distorsion (DC_{60}). Un module thermodynamique, représentant le moteur, est couplé à l'analyse CFD par le biais d'un UDF (« *User-Defined Function* »), afin de calculer la consommation de carburant (\dot{m}_f). Le moteur choisi dans le cadre de cette étude est le GE-90. Les raisons de ce choix sont indiquées à la section 3.4.3. Dans le cadre de cette analyse, les spécifications du moteur ainsi que les efficacités des différents composants (S) du moteur sont constants. Seule l'efficacité de la soufflante n'est pas constante car cette efficacité est fonction du niveau de distorsion. Elle a donc également un impact sur la consommation de carburant. Afin de respecter la condition $T_{net} = D_{tot}$ en vol de croisière, le débit d'air ingéré dans le moteur (\dot{m}_a) doit être légèrement corrigé pour chaque géométrie. Cette correction est effectuée grâce au module thermodynamique. Le débit d'air est itéré au cours de l'analyse CFD et appliqué comme condition frontière. Il est

calculé par le module thermodynamique et est fonction de la traînée totale (D_{tot}) mais aussi de paramètres situés au niveau de la soufflante (pression totale, température totale, coefficient de distorsion,...). Ces paramètres sont différents pour chaque géométrie et ne sont pas connus avant le lancement du calcul CFD. Ils évoluent également au cours de la solution dus à la correction du débit d'air.

La paramétrisation de l'entrée d'air liée à la configuration sans ingestion de couche limite est présentée en annexe 2.

3.3 Analyse CFD

L'analyse CFD est nécessaire dans la boucle d'analyse pour calculer différentes forces aérodynamiques (calcul de la traînée de l'aile et de la nacelle, calcul de la traînée bélière), ainsi que différentes propriétés à la soufflante (calcul de la pression totale, calcul du coefficient de distorsion,...) afin de fournir au module thermodynamique les propriétés dont il a besoin pour calculer la consommation de carburant. Cette analyse CFD est effectuée pour chaque géométrie dont les variables de design ont été modifiées. Ce composant de la boucle d'analyse est représenté à la Figure 3-4.

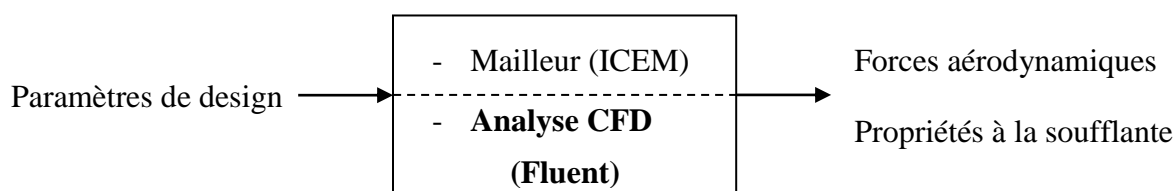


Figure 3-4 : Composant de la boucle d'analyse : Analyse CFD

Un des objectifs de cette étude est d'analyser l'effet des variables géométriques de l'entrée d'air sur la distorsion et l'effet de celle-ci sur la consommation de carburant. Le traitement de la couche limite est donc important et des analyses de haute-fidélité avec résolution des équations de Navier-Stokes sont donc nécessaires. Les logiciels ICEM et FLUENT sont utilisés pour la génération du maillage pour le premier et pour la résolution numérique pour le deuxième.

3.3.1 Cas de validation : RAE 2822

Un cas-test a été étudié afin de valider l'approche utilisée pour la réalisation du maillage. Il permet également de valider la méthodologie employée pour la résolution des équations de Navier-Stokes, ainsi que pour certains paramètres utilisés. Le cas-test concerne un écoulement transsonique turbulent en régime stationnaire autour du profil RAE2822. Ce profil a été expérimentalement étudié pour divers points de fonctionnement, dont certains sont présentés dans [28]. Le cas étudié ici est le cas 6 extrait de cet ouvrage. Une correction sur l'angle d'incidence a été effectuée afin de prendre en compte les effets de parois, comme il est mentionné dans l'Euroval [29]. Les caractéristiques de l'écoulement pour ce cas de validation sont présentées dans le tableau ci-après :

Tableau 3-1: Caractéristiques du cas-test

M_∞	Re_c	α
0.725	6.5×10^6	2.44°

Le maillage est de type structuré. Il possède une topologie dite en C de 52600 cellules. Un raffinement est effectué proche de la paroi afin de capter le profil de vitesse à la paroi. Un élément essentiel à prendre en compte lors de la réalisation du maillage est d'obtenir un maillage suffisamment dense proche de la paroi. La distance normalisée, ou y^+ doit être inférieure à 1, afin de résoudre l'écoulement dans la sous-couche visqueuse. En effet, le traitement de la couche limite est essentiel dans notre cas puisque l'évolution de celle-ci au sein du diffuseur est au cœur de la présente étude. On ne peut donc pas utiliser l'approche dite de loi de paroi, qui permettrait un gain certain en temps de calcul puisqu'un nombre beaucoup moins important de mailles serait nécessaire au sein de la couche limite.

La condition aux limites du domaine est de type *Pressure Far Field*, simulant les conditions non perturbées à l'infini. Afin de s'assurer que les limites du domaine ne perturbent pas la solution, celles-ci sont situées suffisamment loin du profil (30 fois la corde).

- Influence du solveur

FLUENT propose deux types de solveur pour résoudre les équations : le premier est appelé *density-based coupled solver* (DBCS) qui utilise la solution du système d'équations continuité-momentum-énergie. Le second solveur proposé résout les équations de manière séparée. Celui-ci est appelé *segregated pressure-based solver*. Cependant, un nouveau type de solveur est apparu avec la version 6.3, ainsi que sur les versions subséquentes : *pressure-based coupled solver* (PBCS). Ce solveur permet la résolution couplée des équations de continuité et du momentum, contrairement au cas *segregated* qui introduit une erreur due au découplage, retardant ainsi la convergence de la solution dans les cas où un fort couplage entre pression et vitesse est présent. Les différences entre les solveurs DBCS et PBCS proviennent notamment du fait que le premier inclut également l'équation d'énergie dans le système couplé. Les deux solveurs utilisent également différentes discrétisations des termes liés aux flux. De plus amples informations concernant ces deux solveurs se trouvent dans [30]. Il est à noter que le solveur DBCS peut néanmoins être préférable lorsque le couplage entre l'équation d'énergie et les autres équations est important.

Le Tableau 3-2 montre le nombre d'itérations requis pour obtenir un état convergé de la solution pour les solveurs DBCS et PBCS.

Tableau 3-2 : Comparaison des coefficients de portance et de traînée entre les solveurs DBCS et PBCS avec les résultats expérimentaux

	Itérations	C_l @ iso AOA	C_d @ iso C_l
Exp.	-	0.743	0.0127
DBCS	1040	0.741	0.0132
PBCS	445	0.742	0.0131

La solution est supposée convergée lorsque les changements du coefficient de portance sont inférieurs à 0.5 point de portance (0.005) et ceux du coefficient de traînée sont inférieurs à 0.5 point de traînée (0.00005). Les résultats sont présentés dans le tableau ci-dessus. La comparaison du coefficient de portance est effectuée à angle d'attaque donné (la valeur après correction de la soufflerie est de 2.44°). La comparaison du coefficient de traînée s'effectue à coefficient de portance donné (la valeur cible est dans ce cas 0.743).

La Figure 3-5 montre la répartition du coefficient de pression autour du profil pour les solveurs DBCS et PBCS ainsi que les résultats expérimentaux, avec $\alpha=2.44^\circ$. On constate que la répartition du coefficient de pression est quasiment similaire sur tout le profil pour les deux solveurs, excepté proche du choc sur l'extrados. On constate également que l'accélération locale de l'écoulement proche du bord d'attaque est très proche des résultats expérimentaux, traduisant ainsi le fait que l'angle d'attaque corrigé choisi correspond au bon angle d'attaque. Néanmoins, le solveur DBCS prédit un léger plateau situé juste en arrière du choc, inexistant pour le solveur PBCS ainsi que pour les résultats expérimentaux. Les différences dans cette position du choc entre les résultats numériques et expérimentaux sont attribuables aux schémas de discrétisation, aux modèles de turbulence ainsi qu'à l'hypothèse de Boussinesq dans la formulation des équations de Navier-Stokes.

La Figure 3-6 montre la répartition du coefficient de pression autour du profil pour les solveurs DBCS et PBCS ainsi que les résultats expérimentaux, mais cette fois avec un angle non corrigé, soit $\alpha=2.92^\circ$. On constate cette fois-ci une accélération plus importante proche du bord d'attaque, montrant ainsi que cet angle d'attaque initial n'est pas le bon.

La Figure 3-7 montre les profils de vitesse à l'extrados à différentes sections : 17.9%, 31.9% et 90% de la corde, pour les solveurs PBCS et DBCS ainsi que les résultats expérimentaux. Les profils prédits par les deux solveurs étudiés donnent des résultats très proches des résultats expérimentaux. Une très légère différence est à noter entre les deux solveurs pour $x/c = 0.9$.

Cette étude montre que les résultats sont légèrement meilleurs avec le solveur PBCS. De plus, ce solveur permet d'obtenir plus rapidement un état convergé de la solution. Ce solveur a donc été choisi pour le reste de l'étude.

Une étude sur l'influence du modèle de turbulence a été effectuée et est présentée en annexe 1.

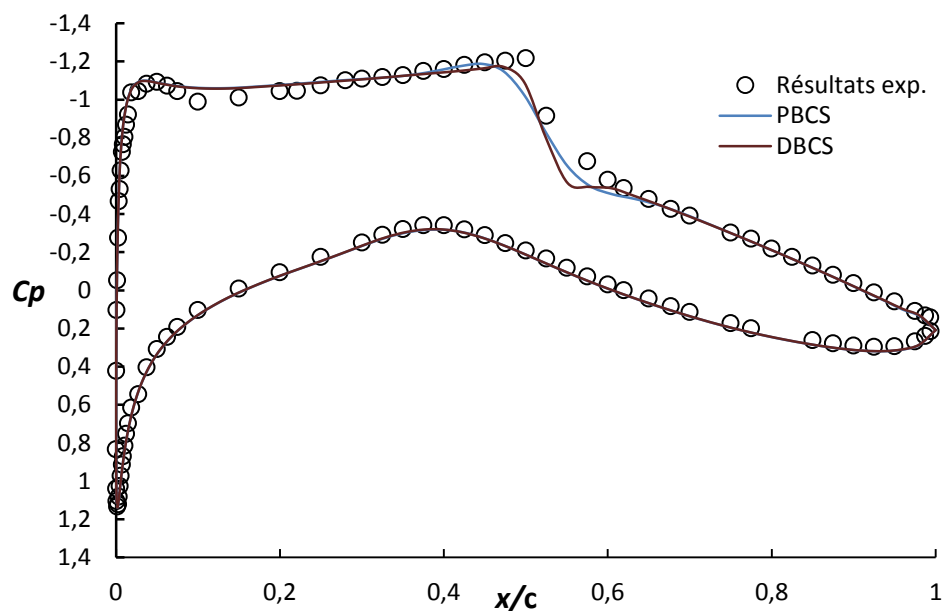


Figure 3-5 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE 2822 pour $\alpha=2.44^\circ$ pour les solveurs PBCS et DBCS

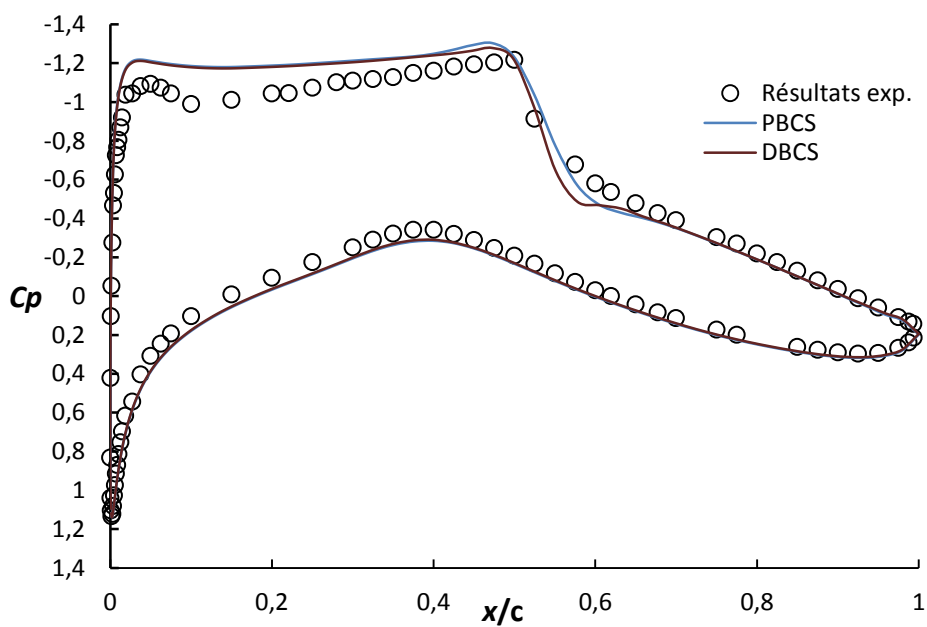


Figure 3-6 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE 2822 pour $\alpha=2.92^\circ$ pour les solveurs PBCS et DBCS

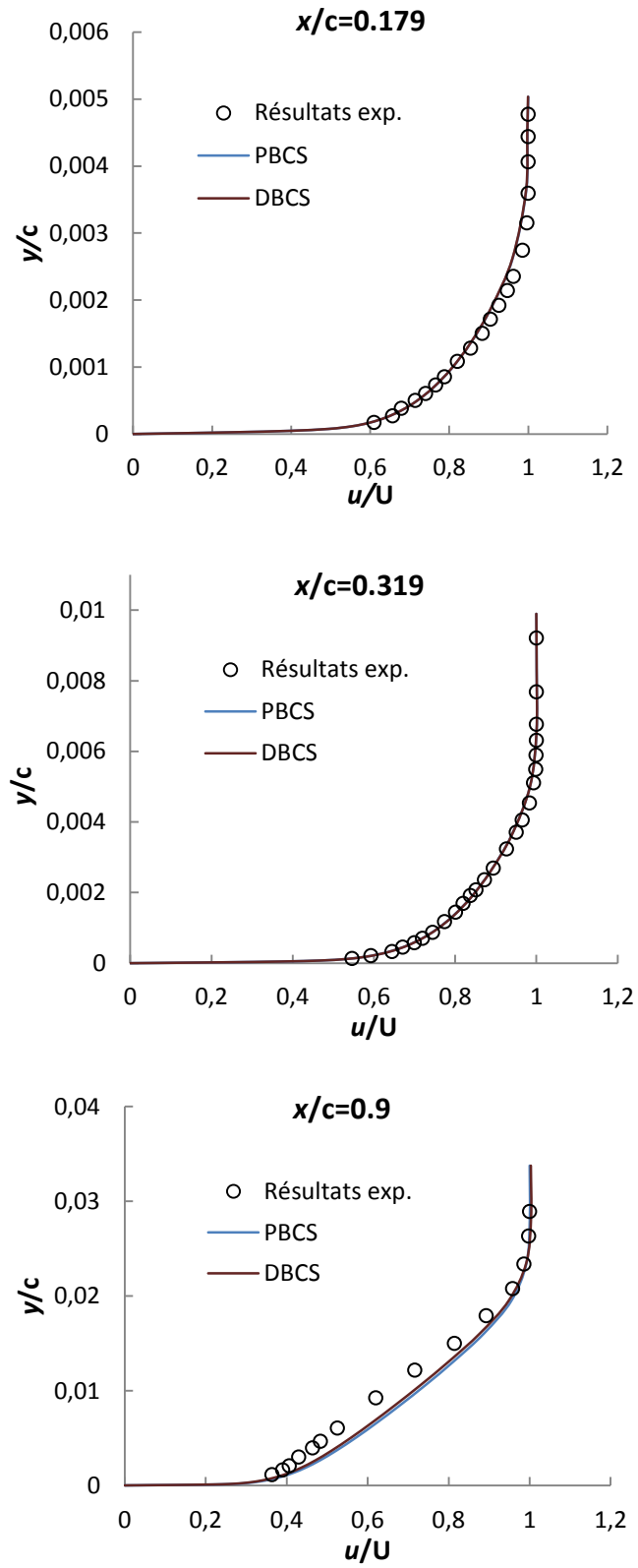


Figure 3-7 : Profils de vitesse à l'extrados à 17.9% (haut), 31.9% (centre) et 90% (bas) de la corde pour les solveurs PBCS et DBCS pour $\alpha = 2.44^\circ$

3.3.2 Génération du maillage

Comme il est indiqué à la Figure 3-4, chaque modification des variables entraîne une nouvelle génération de maillage ainsi qu'une nouvelle analyse CFD. Le maillage est de type structuré sous forme de blocs. Les sommets des blocs sont reliés à des points de construction créés dans CATIA, eux-mêmes reliés à la construction de la géométrie. La modification des paramètres entraîne donc la génération d'une nouvelle géométrie et d'un déplacement des points de construction et par conséquent des sommets des blocs. Afin de limiter la complexité de la génération du maillage pour chaque nouvelle géométrie, un effort a été fourni pour diminuer le nombre de blocs à construire. Au total, 75 blocs ont été créés pour la configuration sans ingestion de couche limite. Un journal a été généré afin de modifier la position des blocs et pour recréer un nouveau maillage après un changement des paramètres. La Figure 3-8 montre les blocs situés proche de la nacelle. Une explication sera donnée dans la prochaine section sur la signification des blocs de couleur rouge situés à l'intérieur du moteur. La soufflante est située à l'interface entre les blocs de couleurs verte et rouge. Le plan (x - z) étant un plan de symétrie, les calculs ont donc été effectués que dans une moitié du domaine, réduisant ainsi le temps de calcul.

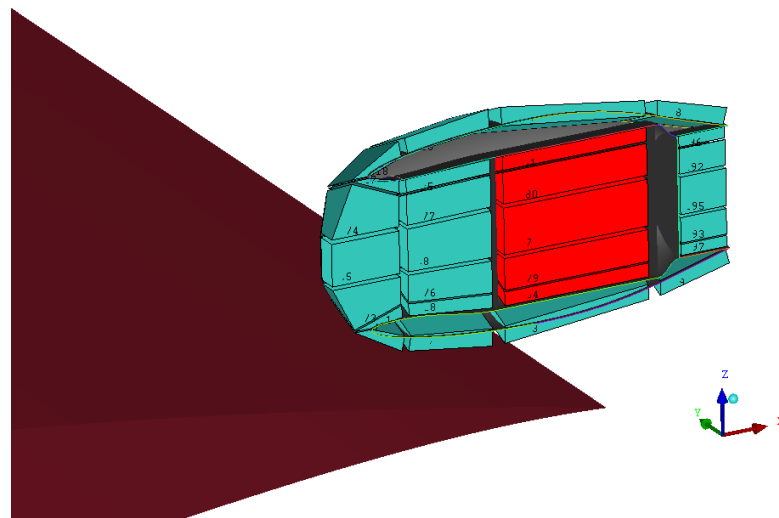


Figure 3-8 : Représentation des blocs situés près de la nacelle

Un exemple de maillage pour une des géométries considérées est présenté à la Figure 3-9. Comme pour le cas de validation, le maillage est réalisé en tenant compte de la distance normalisée y^+ qui doit être inférieure à 1. Le maillage retenu comporte 3.6 millions d'éléments.

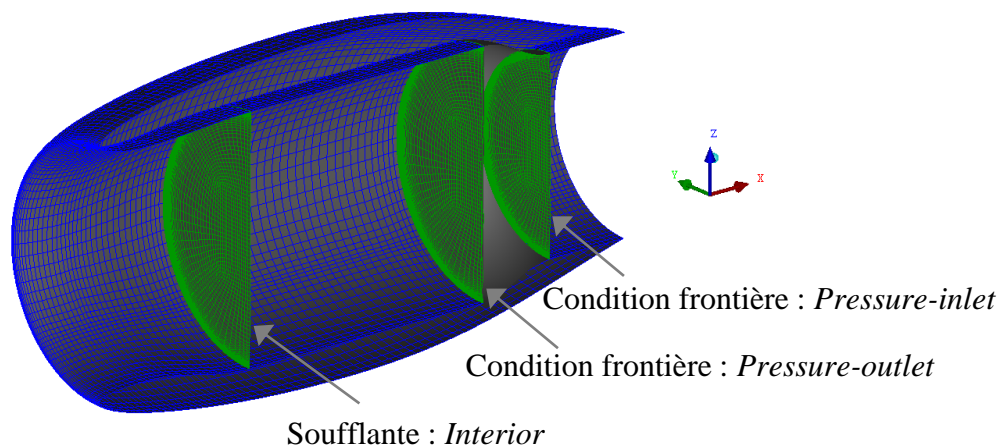


Figure 3-9 : Maillage de la nacelle et des trois plans suivants : soufflante, condition à l'entrée et condition à la sortie

3.3.3 Conditions frontières et hypothèses

La nature du problème posé impose un choix rigoureux des conditions frontières, en particulier en ce qui concerne l'écoulement pénétrant dans le moteur. Les conditions frontières aux bornes extérieures du domaine sont identiques au cas de validation et sont de type *Pressure Far Field*, simulant les conditions non perturbées à l'infini (Figure 3-10). Pour des raisons évidentes de complexité et de ressources disponibles, le moteur ainsi que ses différents composants ne sont pas représentés. Une simplification possible est d'introduire une condition frontière à l'entrée du moteur simulant une condition de sortie d'écoulement du domaine et une autre condition à la sortie du moteur simulant une condition d'entrée d'écoulement dans le domaine (Figure 3-9).

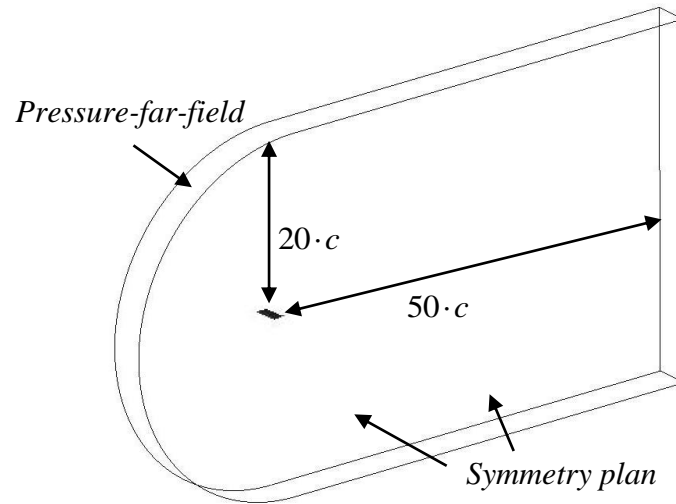


Figure 3-10 : Conditions frontières appliquées aux bornes extérieures du domaine

La première condition à l'entrée du moteur est théoriquement située au niveau de la soufflante du moteur, à l'endroit où sont extraits les différents paramètres (coefficient de distorsion, pression et température totales,...). Cependant, la condition frontière ne doit pas, par sa présence, perturber la solution du calcul CFD ainsi que le calcul des paramètres à la soufflante. En outre, la configuration avec ingestion de couche limite peut introduire une zone de recirculation dans le diffuseur pour certaines géométries. Cette zone de recirculation peut se développer jusqu'à la soufflante. La condition frontière ne doit donc pas être située sur ce plan mais sur un plan situé beaucoup plus loin en aval de la soufflante. L'emplacement de cette condition frontière est visible sur la Figure 3-9. Cette condition est de type *Pressure-outlet*, dans laquelle une pression statique doit être imposée. Comme il a été dit précédemment, le débit d'air pénétrant dans le moteur est calculé par le module thermodynamique et est imposé à la condition frontière par le biais d'un UDF (*User-Defined Function*). L'équation de Bernoulli est utilisée pour ajuster la pression statique moyenne à la condition frontière pour chaque itération afin d'obtenir le débit d'air souhaité fourni par le module thermodynamique. Le changement de la pression statique est effectué par le biais de l'équation suivante, issu de l'aide en ligne de FLUENT :

$$dP = \frac{1}{2} \rho_{moy} \frac{(\dot{m}^2 - \dot{m}_{imp}^2)}{(\rho_{moy} A)^2} \quad (1)$$

où ρ_{moy} est la masse volumique moyenne sur la surface d'aire A , \dot{m} est le débit actuel à la condition frontière et \dot{m}_{imp} est le débit imposé.

Le solveur ajuste ainsi la pression statique à chaque itération afin d'obtenir le débit d'air souhaité fourni par le module thermodynamique. Les blocs de couleur rouge à la Figure 3-8 sont donc associés à la zone située entre la soufflante et la condition frontière.

La deuxième condition frontière est située en aval de la soufflante et correspond au jet produit par le moteur. Cette condition est de type *Pressure-inlet* dans laquelle une pression totale ainsi qu'une température totale sont requises. Ces deux propriétés sont nécessaires pour fournir la poussée totale brute requise. Comme il a été indiqué dans les sections précédentes, cette poussée est différente pour chaque géométrie, afin de respecter la condition en vol de croisière. Ces propriétés doivent donc être corrigées de la même manière que le débit à la condition frontière à l'entrée du moteur. De plus, le débit entrant dans le moteur doit être identique à celui qui en sort (en négligeant l'apport du débit de carburant). Le traitement complexe de cette condition frontière n'est cependant pas aussi important que le traitement de la condition en entrée dans ce cadre de cette recherche. Plusieurs hypothèses ont donc été formulées afin de simplifier le traitement de cette condition frontière.

Premièrement, les différentes géométries étudiées sont supposées entraîner des variations relativement faibles de la poussée totale. De plus, dans les deux configurations étudiées (configuration classique et configuration avec ingestion de couche limite), le moteur est positionné en arrière de l'aile, de même que le jet produit par le moteur. Les propriétés modifiées du jet n'auront donc pas une influence importante sur la solution. Les propriétés au plan de sortie sont donc gardées constantes pour toutes les géométries considérées. De plus, les débits à l'entrée du moteur et à la sortie sont également différents. Pour valider ces hypothèses et déterminer la sensibilité de la solution aux caractéristiques du jet, plusieurs conditions frontières ont été appliquées au plan de sortie pour une géométrie déterminée. Les résultats sont fournis dans le Tableau 3-3. Les résultats montrent la faible influence de $T_{t,j}/T_\infty$ et $P_{t,j}/P_\infty$ sur les paramètres qui nous intéressent dans cette étude.

Le modèle de turbulence utilisé dans cette étude est le modèle $k-\omega$ +SST. Ce modèle est expliqué en annexe 1. Le choix de ce modèle est lié aux phénomènes se produisant au sein de l'entrée d'air, élément principal de cette étude. Plusieurs études, comme par exemple [31], ont été réalisées avec une géométrie possédant une conduite en S et ont permis de comparer différents modèles de turbulence avec des résultats expérimentaux obtenus avec ce type de géométrie. Le modèle $k-\omega$ +SST donne de meilleurs résultats que les autres modèles considérés (SA, $k-\varepsilon$, $k-\omega$). Plusieurs propriétés de l'écoulement ont été étudiées (coefficient de distorsion, pression totale) ainsi que la localisation des zones de recirculation et l'évolution du coefficient de pression à la paroi. D'autres études ([32], [33]) ont montré que le modèle SA a tendance à surestimer la recirculation présente dans les zones à forts gradients de pression adverse par rapport aux expériences. Le modèle $k-\omega$ +SST prédit de manière beaucoup plus précise l'évolution de la couche limite dans ces zones. Il a donc été décidé d'effectuer les analyses CFD en prenant en compte le modèle $k-\omega$ +SST.

Tableau 3-3 : Comparaison de la pression de recouvrement à la soufflante, du coefficient de distorsion et de la consommation de carburant pour différentes propriétés du jet à la condition frontière

$T_{t,j}/T_\infty$	$P_{t,j}/P_\infty$	PR	DC_{60}	\dot{m}_f
1.1	1.9	0.9610	0.393	0.976
1.1	2.5	0.9610	0.394	0.975
1.3	1.9	0.9610	0.395	0.974
1.3	2.5	0.9610	0.394	0.975

3.3.4 Calcul des forces aérodynamiques et des propriétés à la soufflante

L'analyse CFD a pour but de calculer certaines propriétés de l'écoulement. La première d'entre elles est la traînée. Celle-ci doit être calculée avec précaution, étant donné qu'une partie

du fluide quitte le domaine de calcul et une autre partie entre dans le domaine. Le module thermodynamique requiert une poussée qui permettra de calculer la consommation de carburant. Cette poussée est obtenue en effectuant le bilan des forces sur la géométrie.

Puisqu'en vol de croisière, la somme des forces est égale à zéro, la poussée est égale à la somme de la traînée totale de la configuration (aile et moteur) et des forces au niveau de la soufflante. Le calcul de la traînée se fait par intégration des forces de pression et de frottement aux parois ($D_{conf} = \int_{aile+moteur} [(p - p_{ref}) - \tau_w] dS$). Au niveau de la soufflante, les forces s'opposant au mouvement de l'avion correspondent aux forces de pression et aux forces de quantité de mouvement ($D_{soufflante} = \int_{soufflante} [(p - p_{ref}) + \rho \cdot (u^2 + v^2 + w^2)] dS$). La somme de ces forces correspondent à la poussée brute requise pour propulser l'avion ($D_{tot} = D_{conf} + D_{soufflante}$). Cette poussée brute comprend également la traînée béliet.

D'autres quantités sont également nécessaires pour calculer la consommation de carburant. La première est la pression totale moyenne à la soufflante. Celle-ci est calculée grâce aux formules fournies par FLUENT [34]. Cette pression totale moyenne est calculée de la manière suivante :

$$\overline{P_t} = \frac{\int_{fan} \rho \cdot p_t |\vec{v} \cdot \vec{n}| dA}{\int_{fan} \rho |\vec{v} \cdot \vec{n}| dA} \quad (2)$$

où p_t est la pression totale, A est l'aire de la soufflante, \vec{v} est le vecteur vitesse et \vec{n} est le vecteur unitaire normal à la surface. Une autre quantité requise est la température totale moyenne à la soufflante. Elle est calculée de la même manière que la pression totale.

$$\overline{T_t} = \frac{\int_{fan} \rho \cdot T_t |\vec{v} \cdot \vec{n}| dA}{\int_{fan} \rho |\vec{v} \cdot \vec{n}| dA} \quad (3)$$

où T_t est la température totale.

Le coefficient de distorsion est également calculé à la soufflante. Cette distorsion traduit la non-uniformité spatiale de l'écoulement. Le coefficient DC_{60} a été choisi car celui-ci est couramment

utilisé dans les différentes études où la distorsion est présente. Il correspond au rapport de la différence entre la pression totale moyenne à la soufflante et la pression totale moyenne minimum pour tous les secteurs de 60° sur la pression dynamique q :

$$DC_{60} = \frac{\bar{P}_t(0,360) - \min\{\bar{P}_t(\phi, \phi + 60)\}}{q} \quad (4)$$

où $\bar{P}_t(0,360)$ est la pression totale moyenne à la soufflante, $\bar{P}_t(\phi, \phi + 60)$ est la pression totale moyenne sur un secteur de 60° où ϕ varie de 0° à 360° avec un incrément $\Delta\phi = 1^\circ$.

3.4 Création du module thermodynamique

Toutes les quantités calculées à la section précédente sont utilisées par le module thermodynamique pour calculer la consommation de carburant ainsi que la correction du débit d'air. Ce composant est présenté à la Figure 3-11.

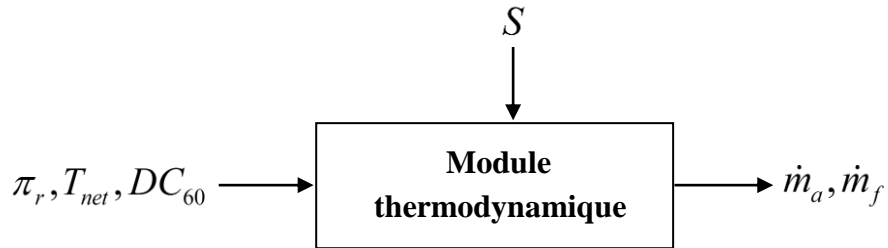


Figure 3-11 : Composant de la boucle d'analyse : Module thermodynamique

Ce module est également intégré dans l'UDF. La création du module thermodynamique suit la même procédure que celle décrite dans [35] concernant une analyse paramétrique de cycle (ou « *Parametric cycle analysis* »). Selon l'auteur, ce type d'étude préliminaire est effectué au début du processus de design du moteur, lorsque par exemple les choix finaux concernant l'architecture du moteur ou les dimensions internes ne sont pas arrêtés. L'objectif de ce type de design est de pouvoir obtenir des estimations des performances du moteur comme la poussée spécifique ou la consommation de carburant, en fonction des caractéristiques du vol (nombre de Mach, pression et température ambiantes,...), des contraintes technologiques et des choix de conception comme les rapports de pression des différents composants (soufflante, compresseur, turbine,...). Ce type

d'analyse est également parfois appelé « *on-design* » ou « *design point cycle analysis* ». L'avantage de ce type de design est de pouvoir prédire de manière simple et avec peu de données disponibles les performances générales du moteur. Il est important de rappeler que le but de ce projet est de donner des tendances et de comparer différentes géométries pour voir l'impact des variables de design sur la consommation de carburant. Un exemple de moteur à fort taux de dilution comme celui utilisé dans le module est présenté à la Figure 3-12.

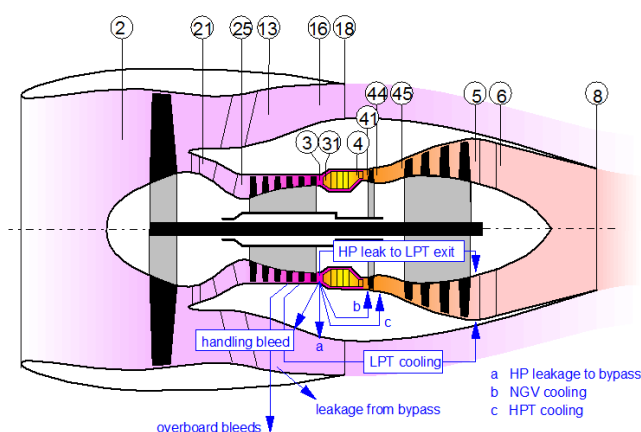


Figure 3-12 : Exemple de moteur à fort taux de dilution [36]

3.4.1 Hypothèses effectuées

Afin de simplifier la création du module, plusieurs hypothèses ont été prises. Premièrement, il n'y a pas de refroidissement de la turbine ni d'extraction d'air avant le processus de combustion. La théorie des gaz parfaits est appliquée. En toute rigueur, l'utilisation de tables est nécessaire pour déterminer les propriétés des différents gaz. Cependant, pour réduire la complexité du module et en première approximation, des valeurs constantes sont appliquées pour l'air et les gaz de combustion. Les efficacités des différents composants sont issus de [35] et de [36]. Enfin, la soufflante et le compresseur basse-pression sont entraînés par la turbine basse-pression. Le compresseur haute-pression est entraîné par la turbine haute-pression. Aucun autre élément n'est entraîné ni par la turbine basse-pression, ni par la turbine haute-pression.

3.4.2 Validation : CFM-56

La validation du module thermodynamique est effectuée en comparant les performances fournies par le module et un modèle du moteur CFM56-7B24. Ce turbofan est à taux de dilution moyen. Les moteurs de classe 7B24 sont montés sur les Boeing 737-700/800/900. Le Tableau 3-4 résume les principales caractéristiques, basées sur les informations publiques disponibles. Le Tableau 3-5 indique les paramètres d'entrée nécessaires pour modéliser le moteur. Ces informations sont issus de [36].

Tableau 3-4 : Principales caractéristiques du moteur CFM56-7B24

Turbofan CFM56-7B24	
Type de moteur	Axial, Turbofan
Nombre de rangées de la soufflante	1
Nombre de rangées du compresseur basse-pression	3
Nombre de rangées du compresseur haute-pression	9
Nombre de rangées de la turbine haute-pression	1
Nombre de rangées de la turbine basse-pression	4
Taux de dilution	5.3
Poussée maximale au niveau de la mer	107.64 kN
SFC à la poussée maximale	10.48 mg/N-s

Dans le Tableau 3-6 sont indiquées les principales données de sortie fournies par le module, principalement les températures et pressions aux différentes stations. Les numéros des stations correspondent à ceux de la Figure 3-12. Les efficacités ainsi que les rapports de pression des différents composants sont également indiqués dans ce tableau. Ce tableau indique aussi la poussée nette par unité de débit d'air, le SFC (« *Specific Fuel Consumption* ») ainsi que le rapport entre le débit de carburant et le débit d'air.

Tableau 3-5 : Paramètres d'entrée du CFM56-7B24

Paramètres d'entrée pour le CFM56-7B24	
T_{∞}	288.15 K
P_{∞}	1.013 bars
Inlet Pres. Recov.	0.99
FPR	1.6
LPC Press. Ratio	1.81
Comp. Interduct Press. Ratio	0.98
HPC Press. Ratio	10.574
Bypass Duct Press. Ratio	0.98
Turb. Interduct Press. Ratio	0.98
BPR	5.3
Burner Exit Temperature	1563 K
Burner Efficiency	0.9995
Burner Press. Ratio	0.96
Fuel Heating Value	43152.8 kJ/kg
HP Spool Mech. Efficiency	0.99
LP Spool Mech. Efficiency	0.99
Turbine Exit duct Press. Ratio	0.96

Il y a une différence de 2.5% concernant le SFC entre le module thermodynamique et les résultats issus de [36]. Plusieurs explications peuvent être données concernant cette différence. Comme il a été indiqué dans les hypothèses, des valeurs constantes ont été appliquées concernant les propriétés de l'air et des gaz de combustion. De plus, ni le refroidissement des composants, ni d'extraction d'air n'est effectué. Ces hypothèses n'ont pas été prises dans [36]. Cependant, comme il a été rappelé au début de cette section, le principal objectif de ce module est de fournir des premières estimées de la consommation de carburant. La différence du SFC est donc suffisamment faible pour le type d'étude qui nous concerne pour permettre la validation du module.

Tableau 3-6 : Données de sortie fournies par le module thermodynamique pour le CFM56-7B24

	Temp. T_o	Press. P_o			
Station	K	bars	Efficiency	Polytropic	Press. Ratio
amb	288.15	1.013	Inlet Press. Recov.		0.99
2	288.15	1.003	Fan	0.89	1.6
13	335.079	1.605	Bypass Duct		0.98
21	321.018	1.404	LPC	0.90	1.81
22	321.018	1.390	HPC	0.90	10.574
24	387.554	2.516	Burner	0.9995 (isen.)	0.96
25	387.554	2.466	HPT	0.91	3.381
3	819.385	26.071	LPT	0.91	2.681
4	1563.0	25.028	Turbine Exit Duct		0.96
44	1189.6	7.403			
45	1189.6	7.255			
5	953.207	2.706	Net Thrust per air mass flow rate	346.94	kN/(kg/s)
8	953.207	2.598	SFC	10.74	mg/N-s
18	335.079	1.573	Fuel flow per air mass flow rate	0.0037	

3.4.3 Application à la présente étude

Le moteur utilisé dans le cadre de cette recherche est le GE-90. Plusieurs études, comme par exemple [13], ont été menées en utilisant ce moteur comme base dans le cadre du design préliminaire du BWB. Ce turbofan à fort taux de dilution a été spécialement conçu pour équiper le Boeing 777. Il est intéressant de souligner que le GE-90 est le plus gros moteur jamais construit. La version GE90-115B détient le record du monde de poussée avec 569 kN. Le diamètre de la soufflante mesure plus de 3m. Quelques informations supplémentaires concernant ce moteur sont données dans le Tableau 3-7. Les efficacités des différents composants et les rapports de pression sont issus de [37].

Tableau 3-7 : Principales caractéristiques du moteur GE-90

Turbofan GE-90	
Type de moteur	Axial, Turbofan
Nombre de rangées de la soufflante	1
Nombre de rangées du compresseur basse-pression	3
Nombre de rangées du compresseur haute-pression	10
Nombre de rangées de la turbine haute-pression	2
Nombre de rangées de la turbine basse-pression	6
Taux de dilution	8.4
Poussée au décollage	388.8 kN
Poussée en croisière	70 kN
SFC au décollage	8.30 mg/N-s

La Figure 3-13 montre un exemple du couplage entre le débit d'air calculé par le module thermodynamique puis imposé à la condition frontière et le débit d'air à la soufflante pour le cas avec ingestion de couche limite (BLI).

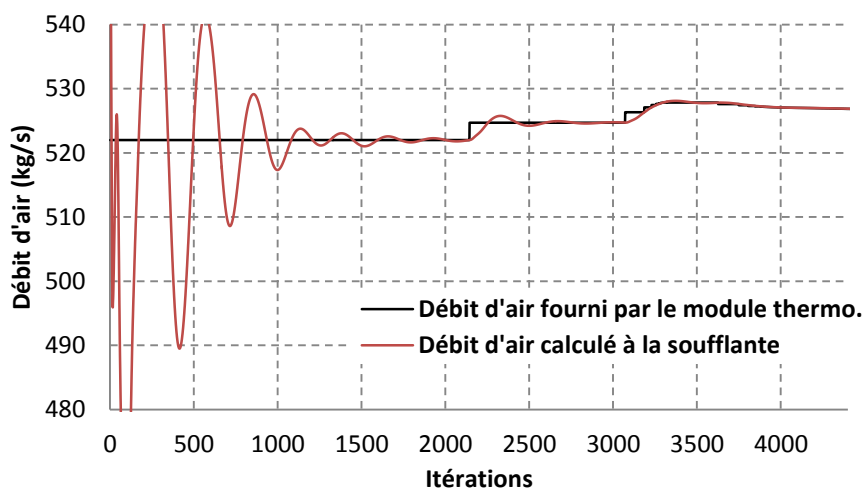


Figure 3-13 : Évolution du débit d'air fourni par le module thermodynamique et du débit d'air calculé à la soufflante pour un cas avec ingestion de couche limite

On constate sur la figure des oscillations avec de fortes amplitudes pour les 1000 premières itérations. Le solveur doit corriger à chaque itération la pression statique à la condition frontière afin de satisfaire le débit imposé à cette même condition frontière. Le fait de ne pas imposer une pression statique constante mais un débit constant peut être à l'origine de ces oscillations. Cette hypothèse est confirmée à la Figure 3-14.

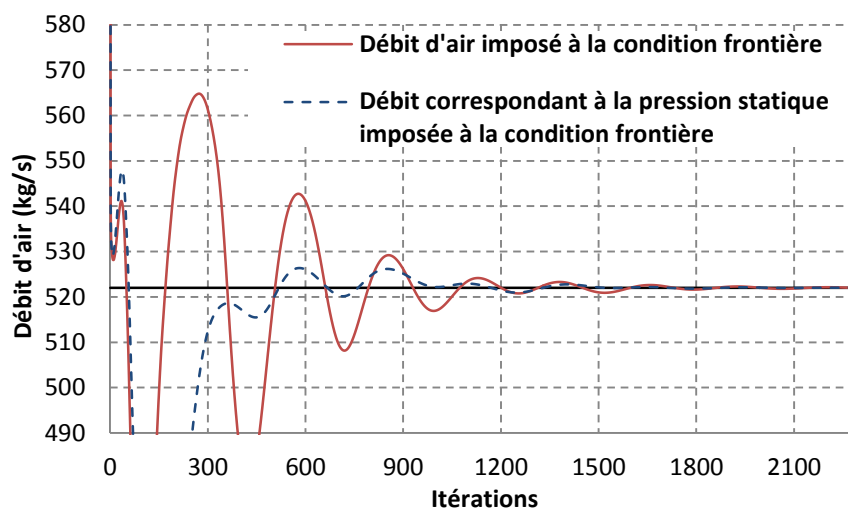


Figure 3-14 : Évolution du débit d'air à la soufflante avec un débit d'air imposé à la condition frontière et du débit d'air avec une pression statique imposée

Cette figure montre l'évolution du débit d'air à la soufflante en imposant un débit constant à la condition frontière ainsi que l'évolution du débit en imposant cette fois une pression statique constante qui correspond au débit requis (la valeur de la pression statique n'est pas connue à l'avance, il faut donc attendre le résultat de la première analyse avant de lancer la deuxième en fixant la pression statique ; le but étant de comprendre l'origine des oscillations). On constate une diminution de l'amplitude des oscillations lorsque la pression statique est imposée. Cependant, bien que les oscillations diminuent d'intensité, le nombre d'itérations nécessaires à la convergence du débit n'est pas grandement modifié. De plus, il est intéressant de souligner une certaine similitude entre les fréquences des oscillations des deux courbes. Une possible explication serait la caractéristique de la configuration et la difficulté pour le solveur de déterminer rapidement la quantité d'air passant dans le moteur. Cette quantité d'air est liée à la

ligne de courant séparant les écoulements externe et interne (« *dividing streamline* »). La modification de la position de cette ligne de courant peut avoir un impact direct sur la quantité d'air pénétrant dans le moteur. La fréquence d'oscillation observée peut également être liée à la dépendance de la vitesse de propagation (liée au nombre d'itérations) entre la soufflante et la condition frontière. La Figure 3-15 illustre les courbes de convergence des différentes équations pour une configuration donnée. On observe sur cette figure que tous les résidus sont inférieurs à 10^{-5} lorsque la convergence a été atteinte.

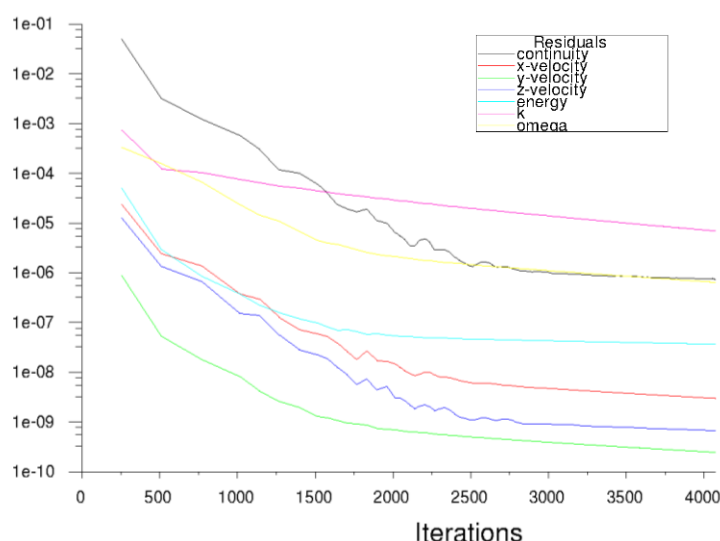


Figure 3-15 : Courbes de convergence

3.5 Application au cas sans ingestion de couche limite

La boucle d'analyse décrite dans ce chapitre est appliquée en premier lieu à la configuration dans laquelle le moteur est placé au-dessus de l'aile. Ce cas permet de tester la méthodologie de la boucle (notamment le couplage entre le module thermodynamique et le solveur) avant de l'appliquer au cas avec ingestion de couche limite. Ce cas est plus simple dans le sens où la paramétrisation est effectuée directement dans CATIA. Il n'y a donc pas de lien à créer entre Matlab et CATIA.

Le cas présenté en annexe 3 ne comporte pas de mât réacteur afin de simplifier l'étude et de limiter la paramétrisation à effectuer.

CHAPITRE 4 APPLICATION DE LA BOUCLE D'ANALYSE AU CAS AVEC INGESTION DE COUCHE LIMITE

La boucle d'analyse est appliquée à présent à la configuration dans laquelle une partie de la couche limite est ingérée par le moteur.

4.1 Création de la géométrie et génération du maillage

Pour cette configuration, la paramétrisation est exclusivement liée au diffuseur. Ce diffuseur est créé en premier lieu sous Matlab. Un processus automatique permet, pour chaque diffuseur créé, de générer le reste de la géométrie sous CATIA.

4.1.1 Définition des variables géométriques utilisées

Une explication sur les variables géométriques permettant la création du diffuseur sous Matlab est fournie dans cette section. Un exemple de diffuseur est montré à la Figure 4-1.

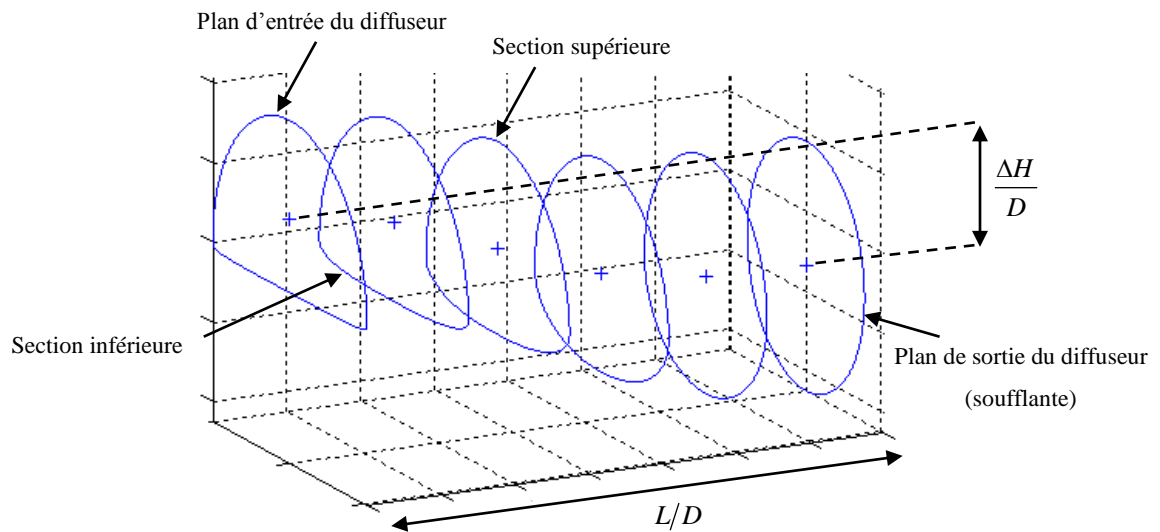


Figure 4-1 : Exemple de diffuseur généré sous Matlab

La paramétrisation choisie est inspirée de celle issue de [38]. Dans cette étude, les auteurs ont testé quatre diffuseurs avec des caractéristiques d'écoulements différents (nombre de Mach, nombre de Reynolds,...). Une plaque plane située en amont des diffuseurs permet le développement de la couche limite et l'ingestion de celle-ci par les diffuseurs.

Chaque diffuseur est composé d'un plan d'entrée et d'un plan de sortie (correspondant au plan où est située la soufflante) et de plusieurs tranches intermédiaires. Il est également composé d'une section supérieure (« *top* ») et d'une section inférieure (« *bottom* »), représentant respectivement la paroi supérieure et la paroi inférieure. Chaque diffuseur est caractérisé par sa longueur L/D (adimensionnée par le diamètre de la soufflante) ainsi que par le décalage vertical (« *offset* ») $\Delta H/D$ entre le plan d'entrée du diffuseur et le plan de sortie. La Figure 4-2 met en évidence une tranche du diffuseur.

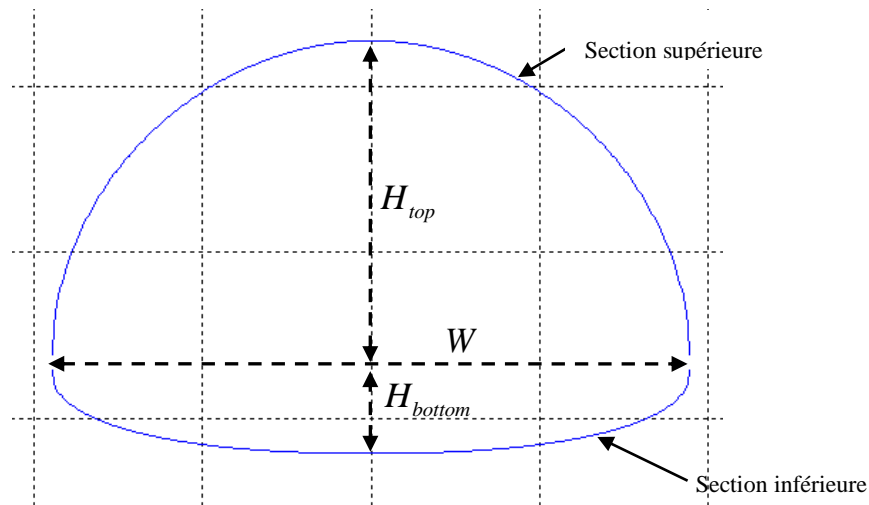


Figure 4-2 : Exemple d'une tranche du diffuseur

Chaque section (supérieure et inférieure) de chaque tranche est composée d'un rapport entre la largeur W et la hauteur H (« *Aspect Ratio* ») défini de la manière suivante :

$$AR_{top} = \frac{W}{2 \cdot H_{top}}$$

$$AR_{bottom} = \frac{W}{2 \cdot H_{bottom}}$$

La Figure 4-3 met en évidence l'influence de ce paramètre au niveau du plan d'entrée du diffuseur. Comme on peut le constater sur la figure, le paramètre AR_{top} du plan d'entrée contrôle la quantité de couche limite ingérée par le moteur. En effet, $AR_{top} = 1$ correspond à un plan d'entrée possédant une section supérieure semi-circulaire. Au contraire, $AR_{top} > 1$ correspond à une entrée d'air dont le plan d'entrée a un profil semi-elliptique laissant passer dans le diffuseur une quantité de couche limite plus importante. $AR_{top} < 1$ donne également un profil semi-elliptique, mais orienté verticalement, laissant ainsi passer une quantité moins importante de couche limite.

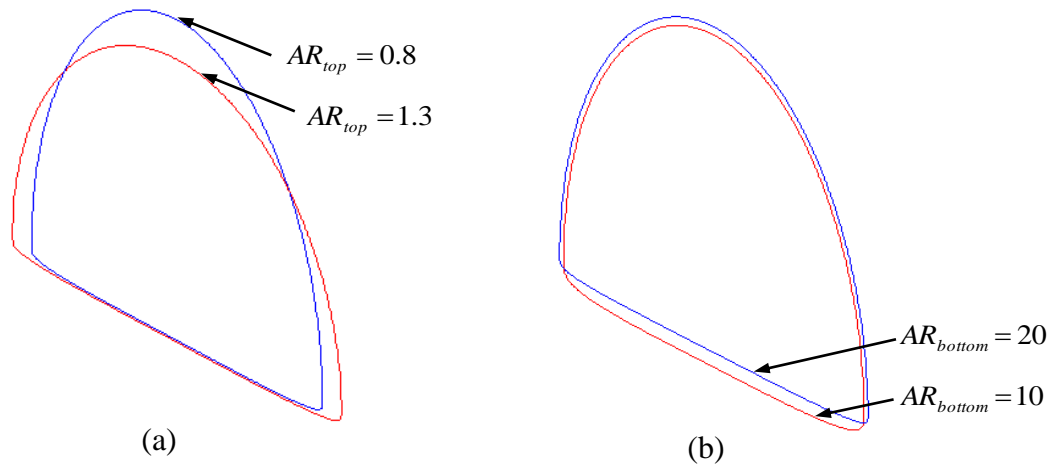


Figure 4-3 : Influence du paramètre (a) AR_{top} et (b) AR_{bottom} au niveau du plan d'entrée

Les sections de chaque tranche sont définies par l'équation $|y|^E + |z|^E = 1$ avec $E = e_{top}$ l'exposant de l'équation pour la section supérieure et $E = e_{bottom}$ l'exposant de l'équation pour la section inférieure. La Figure 4-4 montre l'influence de ces exposants au niveau du plan d'entrée du diffuseur. D'un point de vue géométrique, le paramètre e_{bottom} au niveau du plan d'entrée contrôle le rayon de courbure à la jonction entre la section supérieure et la section inférieure. Une valeur élevée du paramètre e_{top} a pour effet d'aplatir la section supérieure, comme on peut le voir à la Figure 4-4.

Chaque tranche du diffuseur contient un centre de gravité (Figure 4-1). La courbe passant par tous les centres de gravité est appelée ligne centrale (« *centerline* »). La modification de la distribution de cette ligne centrale affecte la forme du diffuseur, comme on peut le voir à la Figure 4-5.

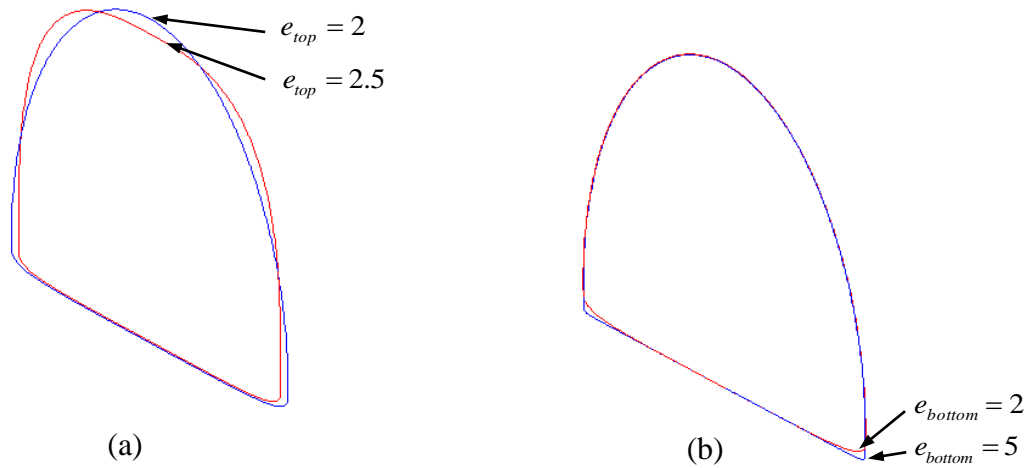


Figure 4-4 : Influence du paramètre (a) e_{top} et (b) e_{bottom} au niveau du plan d'entrée

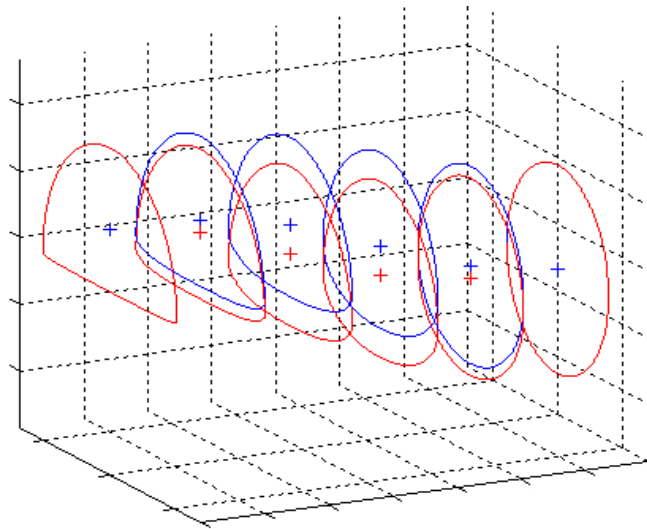


Figure 4-5 : Influence de la distribution de la ligne centrale

Cette ligne centrale est définie par une spline avec un point de contrôle. Ce point de contrôle permet la modification de la distribution de cette courbe. Ce paramètre ne déforme cependant pas les différentes tranches qui composent le diffuseur.

Un paramètre qui déforme les sections du diffuseur est par exemple la distribution du rapport largeur/hauteur (AR) pour les sections supérieures et inférieures. Deux diffuseurs avec des distributions différentes de ce rapport pour les sections inférieures le long de la conduite sont présentés à la Figure 4-6. La particularité de ce type de diffuseur est le fait que le plan d'entrée est de forme semi-circulaire ou semi-elliptique alors que le plan de sortie (soufflante) est de forme circulaire. La distribution de AR_{bottom} ($\alpha_{AR_{bottom}}$) permet de définir la « rapidité » de la transition entre le plan d'entrée et le plan de sortie, comme on peut le voir sur la figure ci-dessous. Une valeur faible de ce paramètre correspond à une transition rapide (le diffuseur prend rapidement la forme de la soufflante) alors qu'une valeur élevée correspond à une transition lente (le diffuseur conserve longtemps le profil de la section inférieure du plan d'entrée avant d'effectuer une transition rapide à la fin du diffuseur).

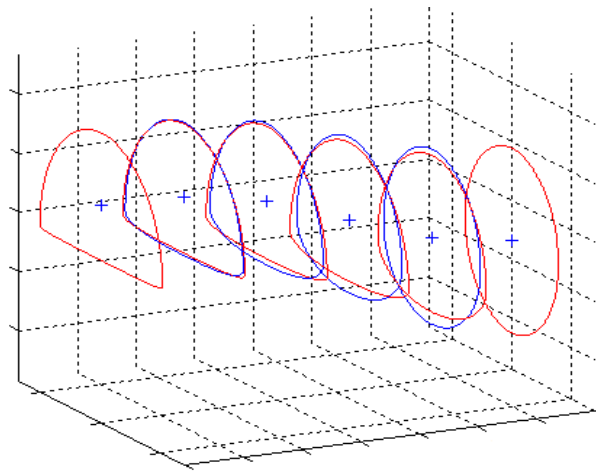


Figure 4-6 : Influence de la distribution de AR_{bottom} le long du diffuseur

Un autre paramètre déformant le diffuseur est la distribution de l'exposant e des équations qui définissent les sections. Un exemple de déformation lié à ce paramètre est présenté à la Figure 4-7. Enfin, un dernier paramètre est la distribution de l'aire de chaque tranche du diffuseur. Cette distribution est également définie par une spline avec un point de contrôle.

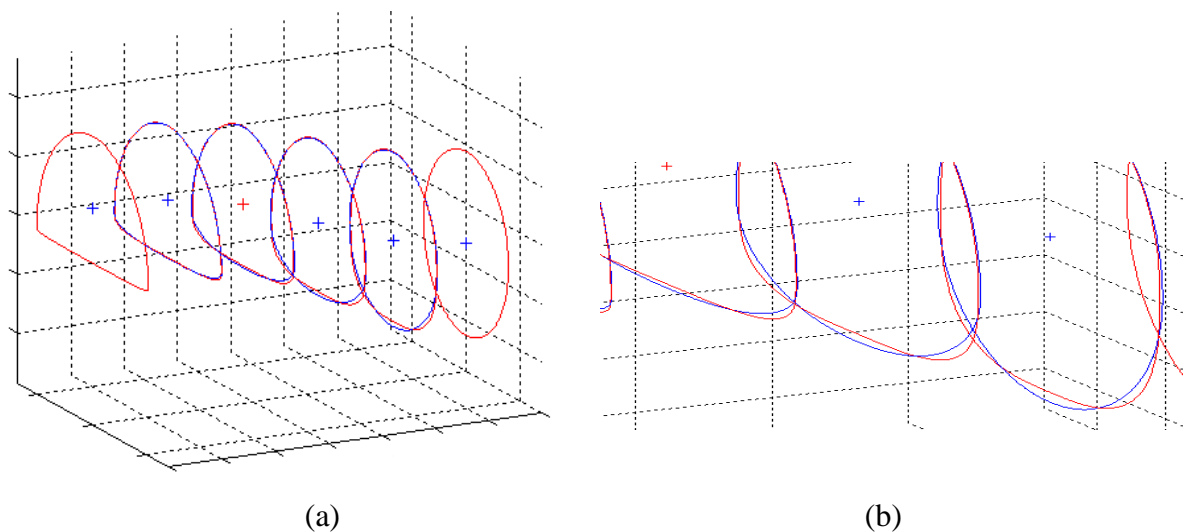


Figure 4-7 : Influence de la distribution de e_{bottom} (a) le long du diffuseur ; (b) proche de la paroi inférieure

Le programme permet donc de générer un diffuseur en respectant tous les paramètres cités précédemment ainsi que la distribution de certains de ces paramètres le long de la conduite. En prenant un seul point de contrôle pour les différentes distributions (plusieurs points de contrôle peuvent être introduits afin d'obtenir une distribution plus précise), une quinzaine de paramètres permet de définir la forme du diffuseur. En outre, la paramétrisation choisie permet de créer des diffuseurs de formes différentes, autres que la forme qui nous intéresse ici. Des exemples sont présentés à la Figure 4-8.

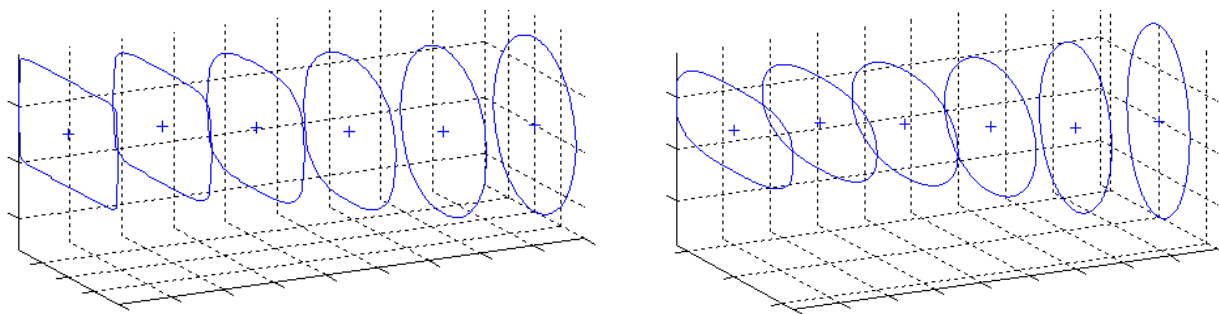


Figure 4-8 : Exemples de diffuseurs possédant différentes formes

4.1.2 Processus de génération des géométries

Le programme généré sous Matlab fournit en sortie un script qui comprend tous les points du diffuseur. Ce script est lu par un module de CAPRI, appelé DriveMM, qui permet d'établir la connexion entre Matlab et CATIA. Ce module permet ainsi de re-générer automatiquement un nouveau diffuseur sous CATIA en fonction des paramètres choisis sous Matlab et de mettre à jour la nacelle, également créée sous CATIA. La Figure 4-9 illustre le lien entre les différents composants. À chaque modification des variables géométriques, Matlab transmet un script comprenant la liste des paramètres à modifier dans CATIA. Ces paramètres correspondent aux coordonnées des points qui constituent le diffuseur (près de 1500 paramètres sont ainsi définis dans le script et modifiés à chaque nouvelle géométrie). À chaque appel du module DriveMM, celui-ci effectue un listing complet de l'arbre du fichier .CATPart et en modifie les paramètres par l'intermédiaire du script. Une nouvelle géométrie (comprenant diffuseur, nacelle et aile) est alors générée. Ce processus de génération des géométries a été automatisé et ne nécessite en entrée que la liste des variables géométriques à modifier issue du plan d'expériences. Il fournit en sortie les différents fichiers nécessaires à la réalisation du maillage pour chaque géométrie.

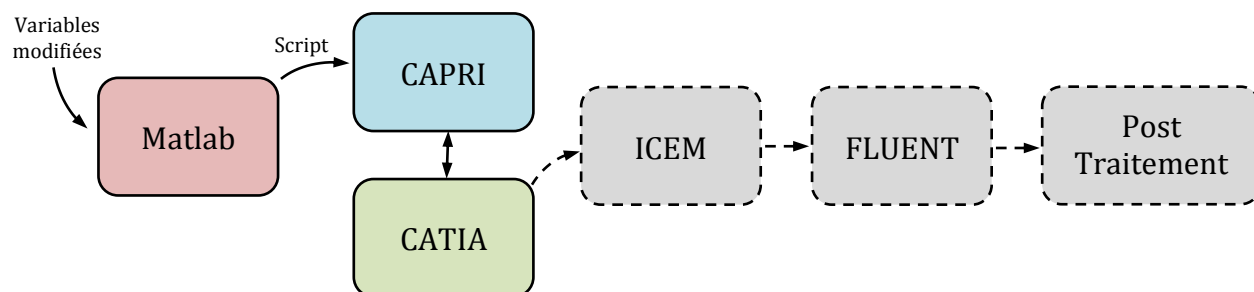


Figure 4-9 : Liens entre les différents composants de la boucle d'analyse

4.1.3 Génération du maillage

La génération du maillage est similaire à celle décrite à la section 3.3.2. Au total, 83 blocs ont été créés pour la configuration avec ingestion de couche limite. Un exemple de maillage est donné à la Figure 4-10. Les mêmes conditions aux frontières ont été appliquées que pour le cas sans ingestion de couche limite. Les conditions frontières appliquées sont détaillées à la section 3.3.3.

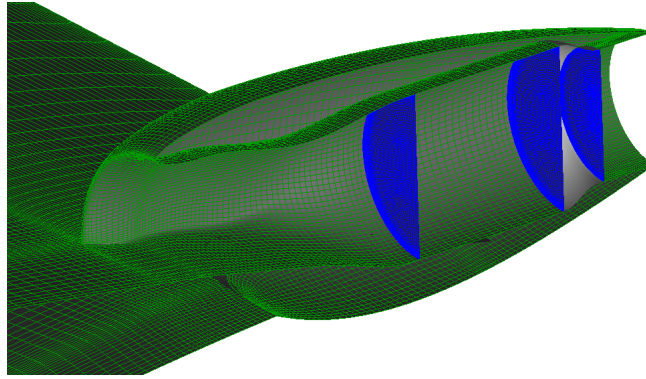


Figure 4-10 : Exemple de maillage de la configuration avec ingestion de couche limite

Plusieurs maillages ont été effectués pour cette configuration avec une des géométries fournie par le plan d'expériences afin de mesurer l'effet du maillage sur la solution. Trois différents maillages ont été réalisés : grossier, moyen et fin. Le Tableau 4-1 indique les caractéristiques des trois maillages réalisés ainsi que les critères de qualité du CRM (*Common Research Model*) fourni par ANSYS ICEM et issu du quatrième *Drag Prediction Workshop* (Juin 2009), afin de pouvoir comparer les différents critères de qualité.

Le Tableau 4-2 permet de comparer les résultats issus de ces trois maillages sur la pression de recouvrement et le coefficient de distorsion à la soufflante, ainsi que le coefficient de traînée de la configuration.

Tableau 4-1 : Comparaison des critères de qualité des maillages grossier, moyen et fin avec le maillage du CRM

	CRM	Coarse	Medium	Fine
Elements	3.6 M	2.3 M	4.1 M	8.4 M
Min Angle	14°	17.6°	17.6°	17.6°
Max Skewness	0.96	0.87	0.87	0.88
Max Vol. Change	11	14	11	9

Tableau 4-2 : Comparaison de la pression de recouvrement (PR), du coefficient de distorsion (DC_{60}) et du coefficient de traînée pour les différents maillages étudiés

	PR	DC_{60}	C_D
Coarse	0.95507	0.453	3.489
Medium	0.95522	0.466	3.522
Fine	0.95523	0.468	3.526

On constate une différence très faible en ce qui concerne la pression de recouvrement entre les trois maillages. La différence est plus élevée pour la distorsion. La différence entre le maillage grossier et le maillage moyen est de 2.87% alors qu'il est de 0.43% pour le maillage fin. De même, la différence en ce qui concerne le coefficient de traînée (adimensionné par l'aire de la soufflante) est de 0.12% entre les maillages moyen et fin alors que la différence est de 0.95% entre les maillages grossier et moyen. On constate donc que la solution est toujours dépendante du maillage mais les différences sont plus faibles entre les maillages moyen et fin qu'entre les maillages grossier et moyen. Un maillage extra-fin permettrait de confirmer cette tendance. Un maillage dont la solution est indépendante du nombre d'éléments est évidemment souhaité. Cependant, du fait du nombre de calculs à effectuer et des ressources disponibles, un maillage moyen de 4.1 millions d'éléments a été choisi pour réaliser les simulations dans le cadre de la présente étude.

La génération des maillages n'est pas automatique comme celle des géométries (voir la section 4.1.2). En effet, la Figure 4-9 montre le lien entre Matlab et CATIA, permettant ainsi une génération automatique des géométries en fonction des paramètres issus du plan d'expériences. Un autre lien est également possible entre CATIA et ICEM pour la génération automatique des maillages, par l'intermédiaire d'un autre module de CAPRI. Plusieurs raisons sont à l'origine d'un maillage manuel plutôt qu'automatique (sans passer par CAPRI). La première raison est que cette étude emploie la méthodologie des plans d'expériences. Dans notre cas, un nombre relativement peu élevé de simulations est requis. Deuxièmement, l'arbre de CATIA contient tous les points de contrôle qui correspondent aux sommets des différents blocs d'ICEM. Ces points

sont déjà mis à jour lorsque la géométrie complète est modifiée grâce au module DriveMM. La seule tâche manuelle qui reste à effectuer dans ICEM est l'association des points de contrôle avec les sommets des blocs du maillage. Les blocs de référence ont été réalisés initialement et importés directement dans ICEM par l'intermédiaire d'un journal. Enfin, les géométries sous CATIA sont assez complexes et comprennent de nombreux sous-ensemble, rendant encore plus difficile le lien entre CATIA et ICEM. Il a donc été décidé d'effectuer ce lien manuellement.

4.2 Génération du plan d'expérience

Une introduction aux plans d'expériences a été présentée à la section 2.3.2. Des explications supplémentaires sont fournies dans cette section sur les différentes étapes de la mise en place d'un plan d'expériences ainsi que les choix relatifs à celui-ci.

4.2.1 Choix des variables

La première étape consiste à choisir les variables géométriques qui seront étudiées. Ce choix a été basé sur les études précédentes qui ont été menées avec des conduites en S. Cinq variables ont été choisies pour la réalisation du plan : la longueur du diffuseur L/D (adimensionnée par le diamètre de la soufflante), le décalage vertical $\Delta H/D$ entre le plan d'entrée du diffuseur et le plan de sortie, le rapport entre la largeur et la hauteur du plan d'entrée pour les sections supérieure et inférieure (AR_{top} et AR_{bottom}) et la distribution de AR_{bottom} le long du diffuseur ($\alpha_{AR_{bottom}}$). Le lecteur peut se référer à la section 4.1.1 pour plus de détails concernant ces paramètres. Les bornes de ces paramètres sont les suivantes :

$$1 \leq L/D \leq 2.5$$

$$0.05 \leq \Delta H/D \leq 0.15$$

$$0.8 \leq AR_{top} \leq 1.3$$

$$10 \leq AR_{bottom} \leq 20$$

$$0 \leq \alpha_{AR_{bottom}} \leq 1$$

4.2.2 Choix du plan

La deuxième étape consiste à générer le plan d'expériences. Différentes méthodes d'échantillonnage sont alors proposées par le logiciel ISight. Cette section n'a pas pour objectif de lister de manière exhaustive les différents plans ainsi que de décrire toutes leurs caractéristiques. Différents ouvrages ([23], [24]) traitent de ces plans de manière détaillée. Nous nous bornerons seulement à introduire brièvement certains plans. Ces descriptions sont issues de ces ouvrages ainsi que de [39].

- **Plans standards**

Le premier type de plans concerne les plans dits standards, parmi lesquels nous pouvons citer les plans factoriels, les plans de Box-Behnken et les plans composites.

Le plan factoriel complet est le plan le plus classique, car c'est le plus simple. Le principe de ce plan consiste à découper l'espace de design en une grille régulière à k niveaux pour chaque facteur. L'inconvénient de cette méthode réside dans le fait que le nombre de simulations augmente de manière considérable avec le nombre de dimensions. Une alternative est le plan factoriel fractionnaire. Le principe consiste à prendre des sous-ensembles de plans factoriels complets. Des détails concernant cette méthode peuvent être trouvés dans [24].

Les plans composites sont généralement utilisés pour obtenir des surfaces de réponse de second ordre, permettant ainsi de modéliser le phénomène plus finement (contrairement aux plans factoriels). Les plans composites comportent trois parties :

- *Un plan factoriel*, complet ou fractionnaire, à deux niveaux par facteur. Les points de l'échantillonnage sont situés aux sommets de l'hypercube.

- *Un plan en étoile*, dont les points de ce plan sont situés sur les axes des facteurs. Ils sont généralement situés à la même distance du centre du domaine d'étude. Cette distance (α) joue un rôle important pour la qualité du modèle.
- *Un point situé au centre du domaine d'étude.*

Le nombre total de simulation est donc la somme des points d'échantillonnage du plan factoriel, du plan en étoile et du point central. La Figure 4-11 présente un exemple avec ce plan. Des détails supplémentaires concernant ce type de plan peuvent être trouvés dans [24].

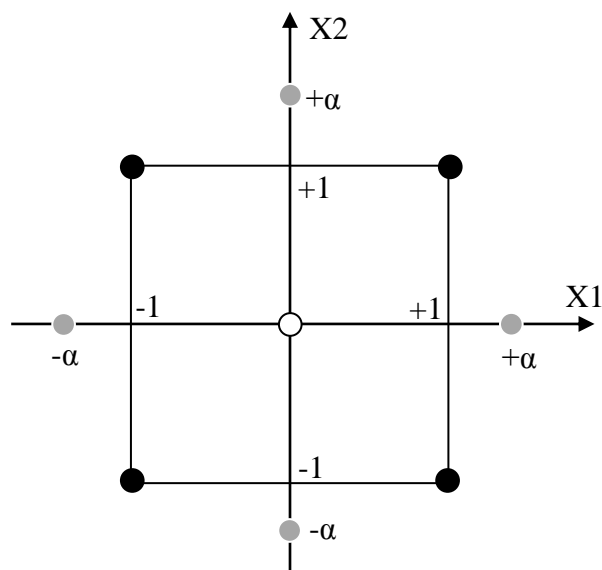


Figure 4-11 : Plan composite appliqué à deux facteurs. Les points en noir correspondent au plan factoriel, les points en gris correspondent au plan en étoile et le point blanc correspond au point central

Les plans de Box-Behnken permettent également de réaliser des surfaces de réponse du second degré en prenant 3 niveaux par facteur. La méthodologie quant à la disposition des points est expliquée dans [23]. Ces plans possèdent la particularité de ne pas remplir correctement le domaine d'étude. Dans la série des plans du second degré, on peut également citer ceux de Doehlert qui, contrairement aux plans de Box-Behnken, permettent un bon remplissage du domaine de manière uniforme. Ces plans possèdent également la caractéristique d'être économique.

La brève description des plans ci-dessus révèle quelques défauts sérieux malgré le bon remplissage de l'espace de design pour certains d'entre eux. La plupart des plans décrits sont généralement coûteux en termes de nombre de simulations ou introduisent des pertes d'information dues à l'alignement des points sur les axes factoriels. C'est pour pallier à ces défauts qu'un autre type de plan a été introduit et est présenté ci-dessous.

- **Hypercubes latins**

Les hypercubes latins sont des plans très utilisés lors des planifications d'expériences numériques, en raison de la simplicité de mise en œuvre de ces plans ainsi que les bonnes propriétés qu'ils possèdent. Chaque axe factoriel est découpé en n segments de même longueur. On obtient ainsi un maillage de n^d cellules de même taille, où d est le nombre de facteurs. Le principe consiste à choisir n cellules parmi toutes les possibilités en prenant garde que les cellules des sous-espaces de dimension 1 ne soient représentées qu'une seule fois. Les hypercubes latins possèdent la propriété selon laquelle les points qui constituent le plan sont uniformément répartis sur les axes factoriels. Cependant, cela n'empêche pas la présence de zones lacunaires ou des concentrations de points dans le domaine, comme le montre la Figure 4-12.

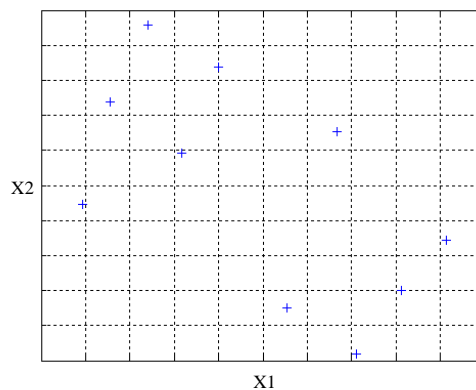


Figure 4-12 : Exemple d'hypercube latin à 10 points en dimension 2 : Présence de zones lacunaires et agglomérats de points

Pour contrer ces problèmes, certains critères ont été ajoutés afin d'améliorer la qualité de ces plans comme le bon remplissage de l'espace (critère *maximin* permettant de maximiser la

distance minimale entre les points) ou la répartition uniforme des points au sein de l'espace (critère de discrédance mesure l'irrégularité de la distribution et minimise l'écart entre une distribution de points uniforme et une distribution de points donnée). Des détails sur ces critères de qualité sont présents dans [39]. La Figure 4-13 présente un exemple d'hypercube latin respectant ces critères.

Comme il a été mentionné, ces plans sont couramment utilisés pour plusieurs raisons, dont certaines ont déjà été abordées. Tout d'abord, ce type de plans est facile à construire et requiert beaucoup moins de simulations que d'autres méthodes d'échantillonnage. L'hypercube latin permet également de répartir les points sur l'ensemble du domaine d'étude, et permet une distribution uniforme de ces points. Cette répartition des points est importante pour modéliser correctement un modèle polynomial. Il respecte également la non-redondance de l'information grâce à la bonne répartition des projections des points sur les axes factoriels.

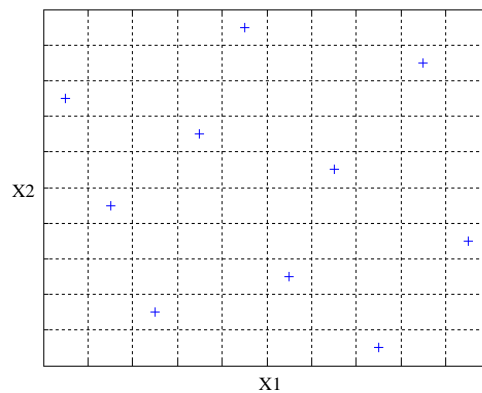


Figure 4-13 : Exemple d'hypercube latin optimisé à 10 points en dimension 2

L'échantillonnage par hypercube latin a donc été retenu comme plan pour la suite de l'étude. Une fois le choix du plan effectué, il reste à déterminer le nombre de simulations à effectuer, pour obtenir une surface de réponse de bonne qualité. Les simulations dans le cadre de cette étude sont coûteuses puisqu'il s'agit de calculs à haute-fidélité, résolvant les équations de Navier-Stokes sur une géométrie dont le maillage possède plus de 4 millions d'éléments. De plus, certaines étapes doivent être effectuées manuellement (voir section 4.1.3). D'après M. Bernard Clément,

professeur au département de mathématiques et de génie industriel, une relation simple permet de déterminer le nombre de simulations requises. Cette relation est la suivante : $N=10d$ avec d le nombre de facteurs. Dans notre cas, 5 facteurs sont étudiés, soit une cinquantaine de simulations seraient nécessaires. Évidemment, il s'agit d'une règle générale et ne s'applique pas à tous les cas. Il a été précisé qu'un nombre de simulations compris entre 20 et 30 peut être tout à fait acceptable si par exemple la sensibilité des réponses aux différents paramètres n'est pas équitablement répartie entre les différents paramètres. L'analyse des résultats montre que cette hypothèse est vérifiée puisque seuls certains paramètres ont une influence sur les phénomènes étudiés. Un modèle du second ordre avec 5 facteurs requiert au minimum 21 simulations afin de calculer les différents coefficients du modèle polynomial (voir la section suivante). Une option d'ISight permet de réduire ce nombre à 11. Il est cependant conseillé d'effectuer le double de simulations que le minimum requis, soit 22 au total. Des détails sur cette option sont également apportés à la section suivante. Il a été décidé d'effectuer quelques simulations supplémentaires dans l'éventualité où certaines géométries auraient un problème de génération.

4.2.3 Choix du modèle de réponse

Les surfaces de réponse utilisant des interpolations polynomiales sont couramment utilisées en ingénierie lors de la réalisation d'expériences numériques. Cette méthode est généralement connue sous le nom de « *Response Surface Model* » ou RSM. Le modèle polynomial d'ordre deux généré est de la forme suivante :

$$y = \beta_0 + \sum_i^k \beta_i x_i + \sum_{i < j}^k \beta_{ij} x_i x_j + \sum_i^k \beta_i x_i^2 + \varepsilon \quad (5)$$

Le modèle ci-dessus inclut les termes linéaires, les termes d'interactions et les termes quadratiques. Il inclut également ε , représentant un terme d'erreur. La réponse liée aux expériences numériques est déterministe. Le terme d'erreur est alors dû au modèle mathématique utilisé ou encore au schéma numérique employé. Les points issus du plan d'expériences sont utilisés pour estimer les coefficients inconnus β_i du modèle décrit par l'équation (4), avec k représentant le nombre de variables. Les outils statistiques sont utilisés pour déterminer la qualité du modèle choisi. Ces critères de qualité seront abordés dans la prochaine section.

Les modèles polynomiaux sont intéressants pour plusieurs raisons :

La complexité des modèles numériques peut se traduire par un modèle polynomial simple qui est suffisant pour approcher la réponse. Le modèle polynomial peut également être très utile pour effectuer une analyse de sensibilité. Il est possible de tirer beaucoup d'informations de ce modèle et l'interprétation physique de celui-ci est simple. On peut également citer la simplicité de mise en place de cette méthode et le faible coût de celle-ci. En effet, grâce à cette méthode, un petit nombre de simulations est suffisant dans certains cas pour obtenir une réponse de bonne qualité pour avoir des tendances et déterminer le comportement de la réponse. Enfin, comme il a été mentionné, la méthode utilisant les modèles polynomiaux est bien connue des ingénieurs.

Il est à noter que d'autres approches peuvent être utilisées comme l'interpolation par krigeage qui est une alternative au modèle polynomial, notamment pour des surfaces de réponse complexes. L'avantage de cette méthode réside dans le fait qu'elle propose un modèle plus flexible. En effet si la réponse admet plusieurs extrema, un modèle polynomial d'ordre deux ne sera pas forcément adapté à ce type de réponse. De plus, ce type d'interpolation permet d'appréhender d'éventuelles irrégularités de la réponse. Cependant, ce type de méthode requiert généralement plus de simulations pour estimer les coefficients de la réponse. Il est généralement conseillé (selon l'objectif recherché) d'utiliser d'abord un modèle classique d'interpolation, comme par exemple pour l'étape de recherche des variables influentes. Des détails concernant les différentes méthodes d'interpolation sont disponibles dans [24] et [40].

Il a été décidé de choisir un modèle polynomial du second ordre dans le cadre de cette analyse, pour les raisons expliquées plus haut. En choisissant cette méthode, le logiciel ISight propose une option permettant de supprimer les termes du modèle (4) dont les variables n'ont très peu voire aucune influence par rapport aux autres coefficients. Le modèle conservera alors que les termes ayant une influence sur la réponse. Grâce à cette option, un nombre moins important de simulations est requis puisque certains termes sont éliminés. La meilleure combinaison de termes du modèle polynomial est alors retenu, en minimisant les résidus, ce qui permet ainsi d'améliorer la précision du modèle.

4.2.4 Critères de qualité de la réponse

Une fois le modèle généré, il faut évaluer la qualité de celui-ci. Il s'agit d'une étape importante de la méthodologie des plans d'expériences. Le but de cette analyse statistique est de pouvoir mesurer l'écart entre le modèle et les réponses fournies par les points d'échantillonnage. Plusieurs outils statistiques fournis par ISight sont décrits brièvement dans cette section.

Le premier critère qui permet d'évaluer la qualité d'un modèle est la somme des écarts entre les valeurs du modèle obtenu et les valeurs des points d'échantillonnage qui est ensuite moyennée puis normalisée. Si tous les points issus de l'analyse CFD ont la même valeur que les points du modèle, alors l'écart moyen obtenu est nul. L'objectif pour obtenir un bon modèle est donc de minimiser cette valeur. Le deuxième critère disponible est l'écart maximum. Il correspond à l'écart le plus important entre les valeurs du modèle et les points d'échantillonnage. Comme le précédent critère, celui-ci doit être minimisé. La moyenne quadratique des résidus est également un critère qui doit être aussi faible que possible. Le dernier critère est le coefficient de détermination (R^2) qui varie entre 0 et 1. Un coefficient égal à 1 correspond à un modèle possédant un ajustement parfait, dont l'erreur de prédiction est nulle. Les détails supplémentaires sur ces critères de qualité peuvent être consultés dans l'aide en ligne du logiciel ISight.

4.3 Résultats

Cette section présente les résultats issus du plan d'expériences. Plusieurs réponses sont étudiées dans cette section. En effet, il a été montré au chapitre 2 que la configuration avec ingestion de couche limite a une influence sur plusieurs phénomènes, comme la pression totale, la distorsion de l'écoulement, la traînée bélière ou encore la consommation de carburant (qui prend en compte l'ensemble de ces phénomènes). Ces phénomènes sont donc étudiés séparément en analysant l'influence des différentes variables géométriques.

4.3.1 Pression de recouvrement

Le premier phénomène étudié est la pression de recouvrement au niveau de la soufflante. Les critères de qualité pour cette réponse sont regroupés dans le Tableau 4-3.

Tableau 4-3 : Critères de qualité de la réponse : Pression de recouvrement

Écart moyen	0.0059
Écart maximum	0.0102
Moy. quadratique	0.0065
$R^2_{\text{corrigé}}$	0.9994

La Figure 4-14 illustre la qualité de la réponse en comparant le modèle obtenu avec les résultats issus des analyses CFD.

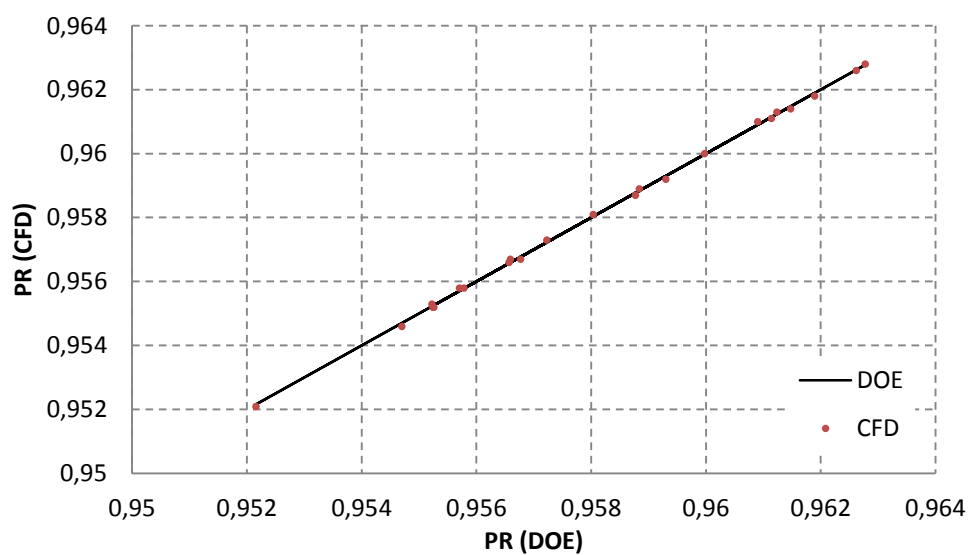


Figure 4-14 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Pression de recouvrement

La pression de recouvrement varie entre 0.952 et 0.963 au sein de l'espace de design, soit une variation assez faible (1.2%). À titre de comparaison, le cas sans ingestion de couche limite donne des valeurs de pression de recouvrement comprises entre 0.991 et 0.995 (on constate ainsi une chute comprise entre 3.2% et 4.3% entre les deux configurations). En analysant les résultats, il apparaît que les variables les plus influentes sur la pression de recouvrement sont AR_{top} et L/D . Les Figures 4-15 et 4-16 montrent l'influence de chacun de ces paramètres en gardant tous les autres constants. On constate une diminution de la pression de recouvrement lorsque le plan d'entrée prend une forme semi-elliptique avec des valeurs de AR_{top} élevées. Cette pression totale diminue également avec l'augmentation de la longueur du diffuseur. Dans le premier cas, une quantité plus importante de couche limite ingérée réduit l'énergie totale du fluide, provoquant ainsi une chute de la pression totale. Dans certains cas, un décollement de la couche limite peut apparaître à cause de cette faible énergie, qui a pour conséquence la création de tourbillons. Ces tourbillons prennent de l'énergie à l'écoulement pour se maintenir, provoquant également une perte de pression totale. Dans le deuxième cas, une augmentation de la longueur du diffuseur a pour conséquence une perte d'énergie par frottement plus importante, réduisant ainsi la pression totale.

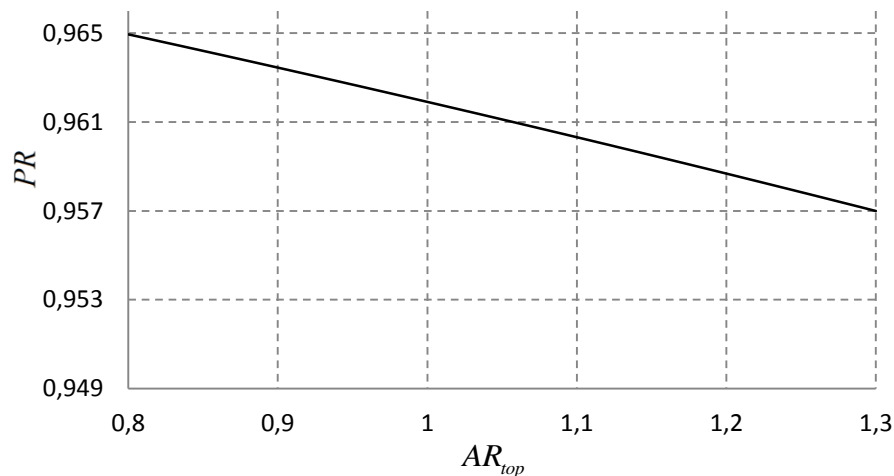


Figure 4-15 : Variation de la pression de recouvrement en fonction de AR_{top} au niveau du plan d'entrée

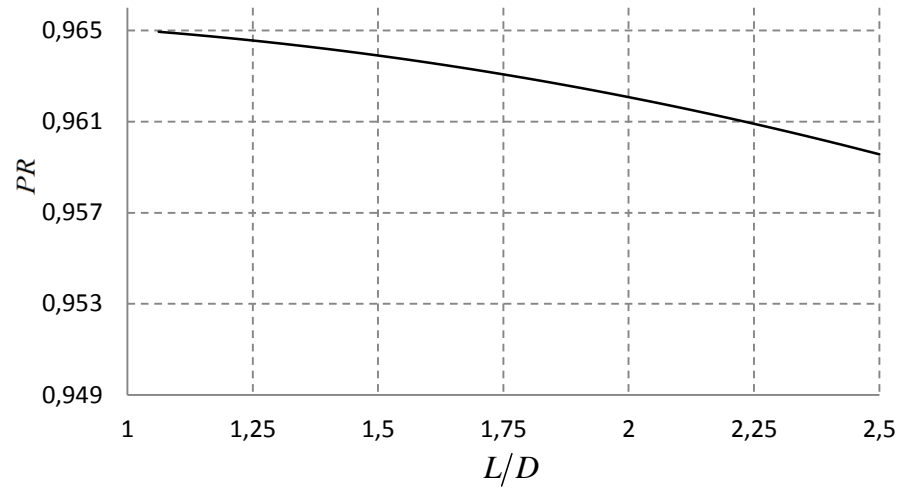


Figure 4-16 : Variation de la pression de recouvrement en fonction de L/D

Les Figures 4-17 et 4-18 montrent les contours de pression totale à l'intérieur du diffuseur pour un cas ne possédant pas de zone de recirculation et un cas en possédant une au niveau de la paroi inférieure.

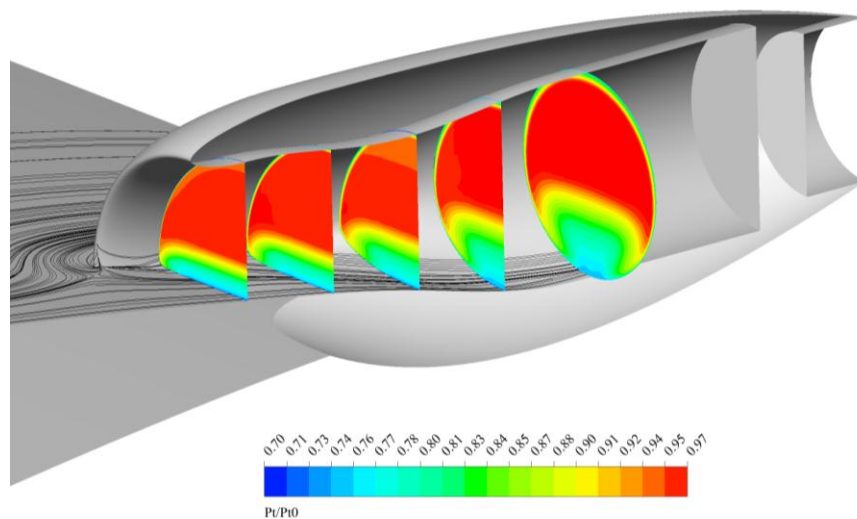


Figure 4-17 : Contours de pression totale et lignes de courant pour une géométrie ne possédant pas de zone de recirculation

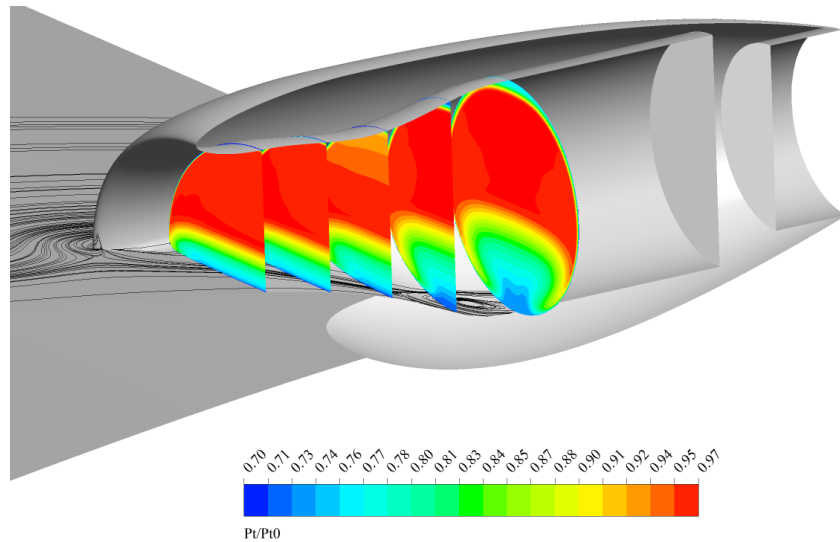


Figure 4-18 : Contours de pression totale et lignes de courant pour une géométrie possédant une zone de recirculation

4.3.2 Coefficient de distorsion

Le deuxième phénomène étudié est le coefficient de distorsion DC_{60} à la soufflante. Les critères de qualité du modèle obtenu pour cette réponse sont indiqués dans le Tableau 4-4. Ce coefficient de distorsion varie entre 0.372 et 0.506 au sein de l'espace de design, soit une variation importante (36%). À titre de comparaison, la configuration sans ingestion fournit des valeurs de DC_{60} comprises entre 0.014 et 0.018. La configuration avec ingestion de couche limite introduit donc une distorsion très importante par rapport à la configuration classique.

Tableau 4-4 : Critères de qualité de la réponse : Coefficient de distorsion

Écart moyen	0.0232
Écart maximum	0.0747
Moy. quadratique	0.0296
$R^2_{\text{corrigé}}$	0.9882

En analysant la Figure 4-19 illustrant la variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D , on constate une diminution du coefficient de distorsion pour de très faibles valeurs de L/D . Cet effet provient de la correction du débit d'air pénétrant dans le moteur. En effet, la Figure 4-20 montre un pic du débit d'air pour de faibles valeurs de L/D et de AR_{top} .

Ce pic est lié à une forte augmentation de la traînée de certaines configurations, notamment pour des valeurs de L/D très faibles. La Figure 4-21 montre les contours de pression statique ainsi que les lignes de courant sur une configuration qui possède une correction de débit d'air excessive. On constate la présence d'un choc sur la nacelle externe, suivi d'une importante recirculation. Ces deux effets ont pour conséquence une élévation de la traînée et donc une correction plus importante à appliquer sur le débit d'air pour respecter la condition de croisière. Le choc ainsi que la séparation de l'écoulement peuvent également être observés à la Figure 4-22 qui illustre les contours de Mach autour de la configuration.

Cet exemple met en évidence l'importance de traiter plus en détail l'intégration du moteur. En effet, le sujet de cette recherche est principalement lié à l'entrée d'air du moteur. Cependant, certains paramètres (comme la forme du plan d'entrée ou la longueur du diffuseur) ont un impact sur la forme de la nacelle externe et l'intégration de celle-ci sur l'aile. L'augmentation de la traînée a également un impact négatif sur la consommation de carburant.

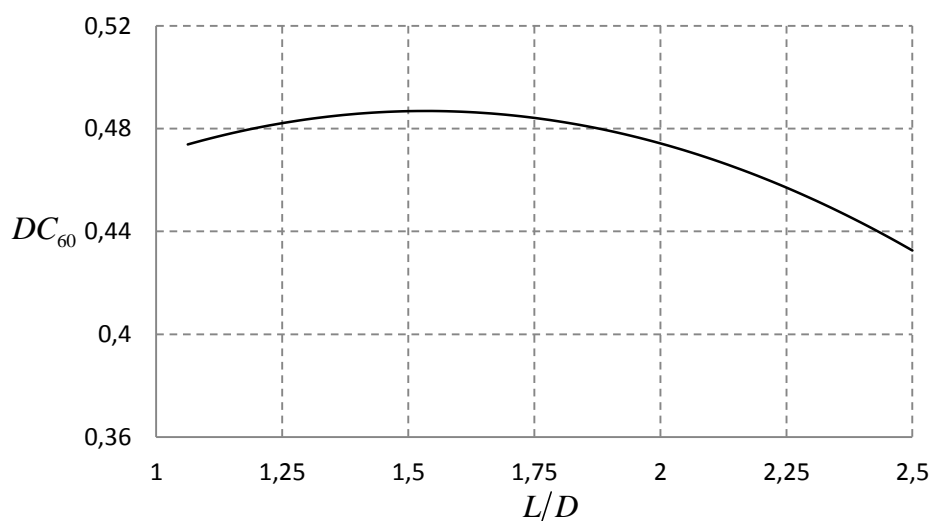


Figure 4-19 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D

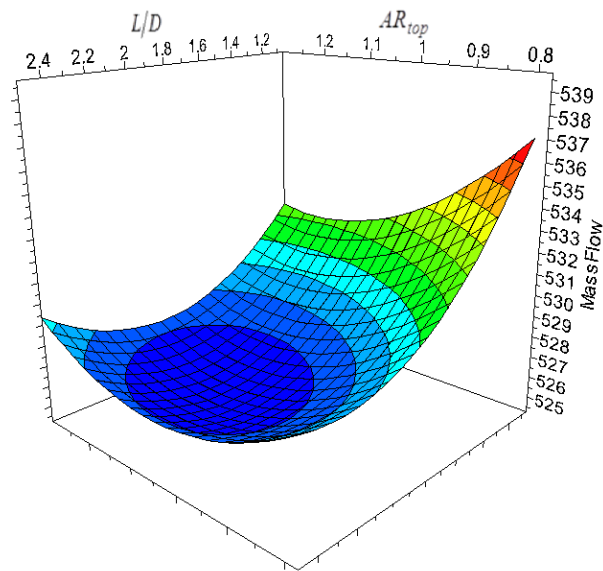


Figure 4-20 : Contours de débit d'air en fonction de L/D et AR_{top}

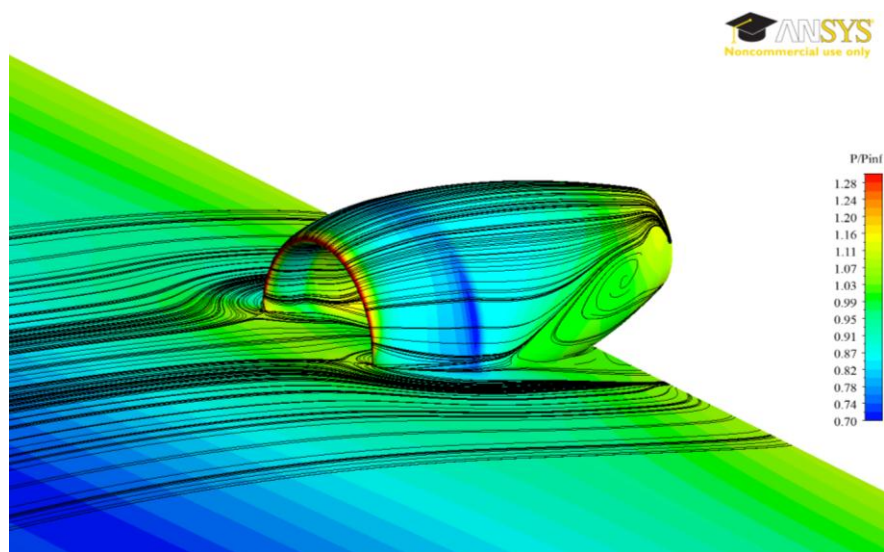


Figure 4-21 : Contours de pression statique et lignes de courant sur une configuration possédant une correction de débit importante

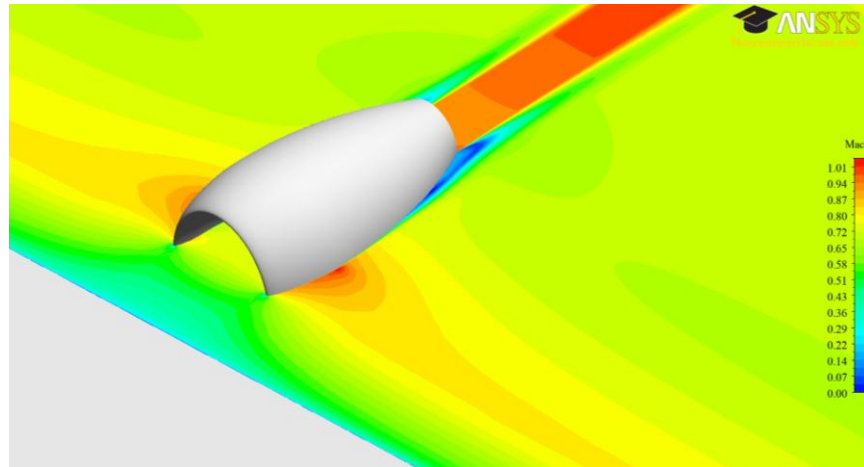


Figure 4-22 : Contours de Mach sur une configuration possédant une correction de débit importante

Lorsque la correction du débit d'air est trop importante, celle-ci a une influence sur l'écoulement au sein du diffuseur, se traduisant par un biais au niveau de la distorsion. Ce biais, expliqué ci-après, peut être évité en optimisant la nacelle externe pour les configurations qui posent des problèmes. Afin de confirmer le lien entre le débit d'air pénétrant dans le moteur et le coefficient de distorsion, une simulation a été effectuée en gardant la même géométrie mais en modifiant le débit d'air pour une configuration dont la correction est trop élevée. Les résultats sont indiqués dans le Tableau 4-5.

Tableau 4-5 : Comparaison du coefficient de distorsion et de la pression de recouvrement avec deux débits d'air différents

	Débit initial (532 kg/s)	Débit modifié (527 kg/s)
DC_{60}	0.386	0.40
PR	0.9627	0.9630

On constate que lorsque le débit est plus faible, le coefficient de distorsion augmente (+3.6%), alors que la pression de recouvrement n'est quasiment pas modifiée (+0.03%). Le coefficient de distorsion est donc influencé par le débit d'air appliqué à la condition frontière.

Cette augmentation du DC_{60} peut être liée à la « ré-énergisation » de l'écoulement au sein du diffuseur. Il a été montré au chapitre 2 que la couche limite se développant sur les parois du diffuseur se concentre et s'accumule au niveau de la paroi inférieure. Ces phénomènes sont liés à la chute localisée de l'énergie cinétique du fluide dans le diffuseur. L'augmentation du débit d'air a pour effet de redonner de l'énergie à ce fluide et donc de limiter les phénomènes indésirables, se traduisant par un DC_{60} plus faible. Les Figures 4-23 et 4-24 illustrent ce phénomène. On voit à la Figure 4-23 une région à faibles nombres de Mach proche de la paroi inférieure qui est moins importante qu'à la Figure 4-24.

Afin d'éviter que les configurations dont la traînée d'intégration ne perturbe l'écoulement interne par l'augmentation exagérée de la correction de débit, ces configurations ont été retirées de l'analyse. Comme il a été mentionné précédemment, la pression de recouvrement n'est quasiment pas affectée par la suppression de ces cas. En revanche, l'évolution de la distorsion est différente en enlevant les cas qui posent des problèmes.

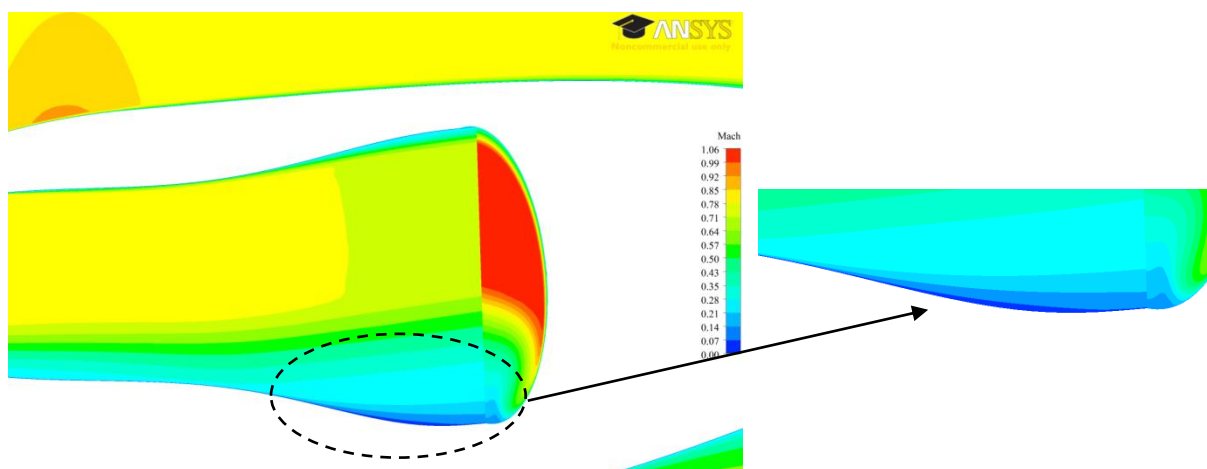


Figure 4-23 : Contours de Mach sur le plan de symétrie et proche de la paroi inférieure avec un débit d'air de 532 kg/s

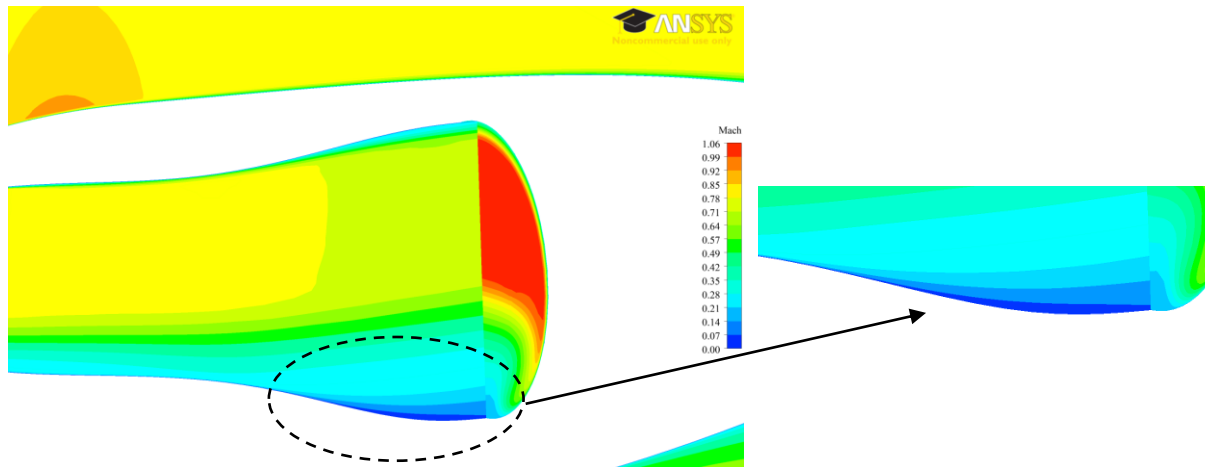


Figure 4-24 : Contours de Mach sur le plan de symétrie et proche de la paroi inférieure avec un débit d'air de 527 kg/s

Les nouveaux critères de qualité sont indiqués dans le Tableau 4-6 et la qualité de la réponse est illustrée à la Figure 4-25.

Tableau 4-6 : Nouveaux critères de qualité de la réponse : Coefficient de distorsion

Écart moyen	0.0121
Écart maximum	0.0237
Moy. quadratique	0.0314
$R^2_{\text{corrigé}}$	0.9979

Trois variables géométriques ont une influence sur la distorsion : L/D , AR_{top} et $\alpha_{AR_{bottom}}$. Les Figures 4-26 à 4-28 montrent les variations du coefficient de distorsion en fonction de ces paramètres.

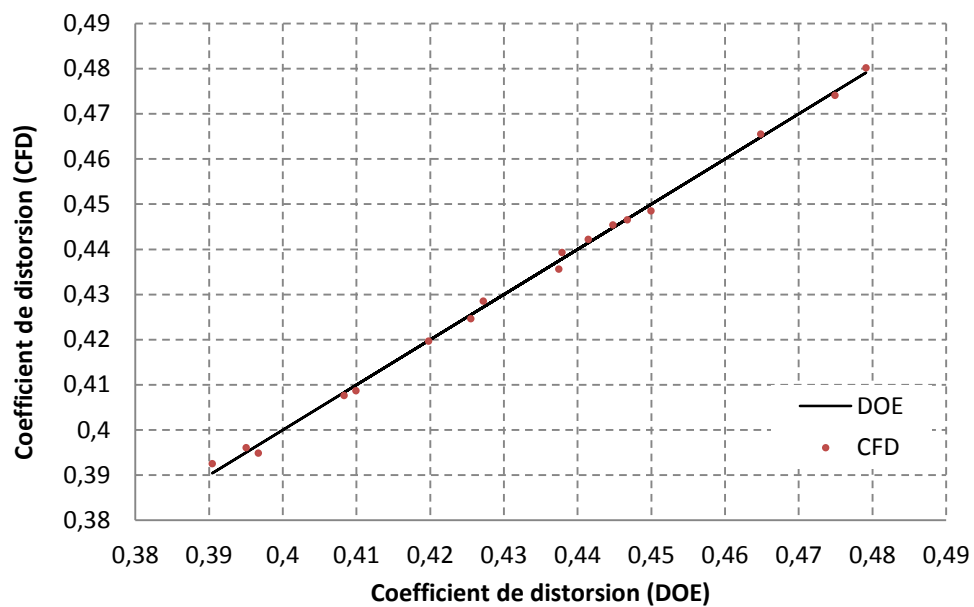


Figure 4-25 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Coefficient de distorsion

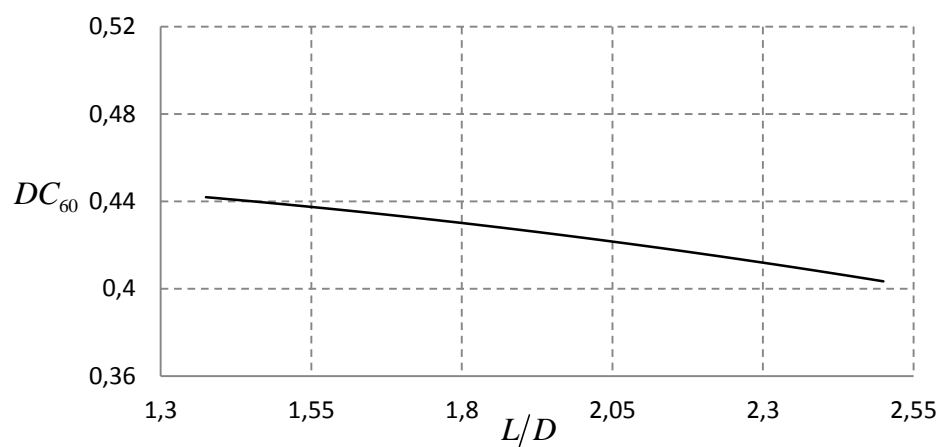


Figure 4-26 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D

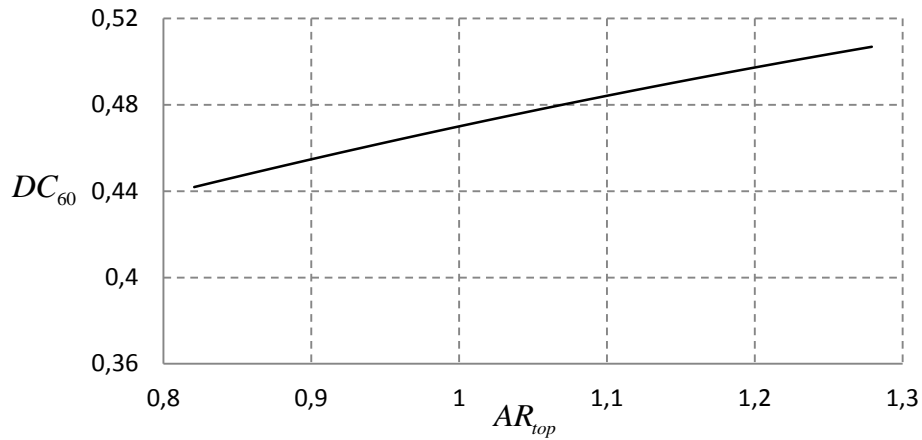


Figure 4-27 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de AR_{top}

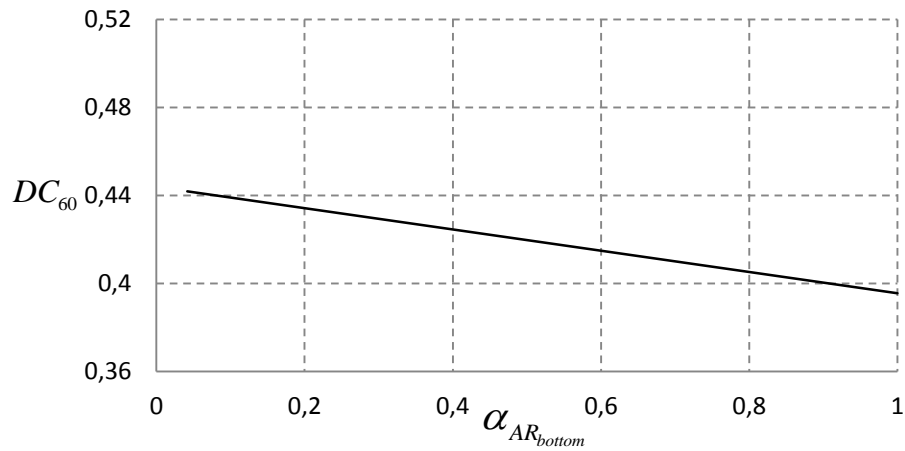


Figure 4-28 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de $\alpha_{AR_{bottom}}$

On constate que de longs diffuseurs ont un effet favorable sur la distorsion. On constate également que l'augmentation de AR_{top} a un effet négatif sur le coefficient de distorsion. En effet, le fait d'ingérer une quantité plus importante de couche limite provoque non seulement une diminution de la pression totale au sein du diffuseur mais également une non-uniformité plus importante de l'écoulement. Il est intéressant de constater que $\alpha_{AR_{bottom}}$ (la distribution de AR_{bottom} le long du diffuseur) n'a pas d'influence significative sur la moyenne de la pression totale au niveau de la soufflante, mais elle en a sur la distribution de la pression totale. Le coefficient de distorsion diminue lorsque $\alpha_{AR_{bottom}}$ est élevé. Cela signifie que la distorsion est plus faible lorsque

la paroi inférieure du diffuseur évolue lentement. Il se produit, avec ce type de diffuseur, une variation de section importante proche de la soufflante.

Une simulation supplémentaire a été réalisée sur un nouveau diffuseur en fixant tous les paramètres géométriques sauf la longueur de celui-ci. Les résultats sur le coefficient de distorsion sont donnés dans le Tableau 4-7. Ils confirment la tendance provenant du modèle généré.

Tableau 4-7 : Comparaison du coefficient de distorsion en modifiant L/D

	Géométrie initiale	Géométrie modifiée
L/D	1.75	2
DC_{60}	0.465	0.439

La Figure 4-29 montre la distribution du coefficient de pression statique le long de la paroi inférieure au niveau du plan de symétrie.

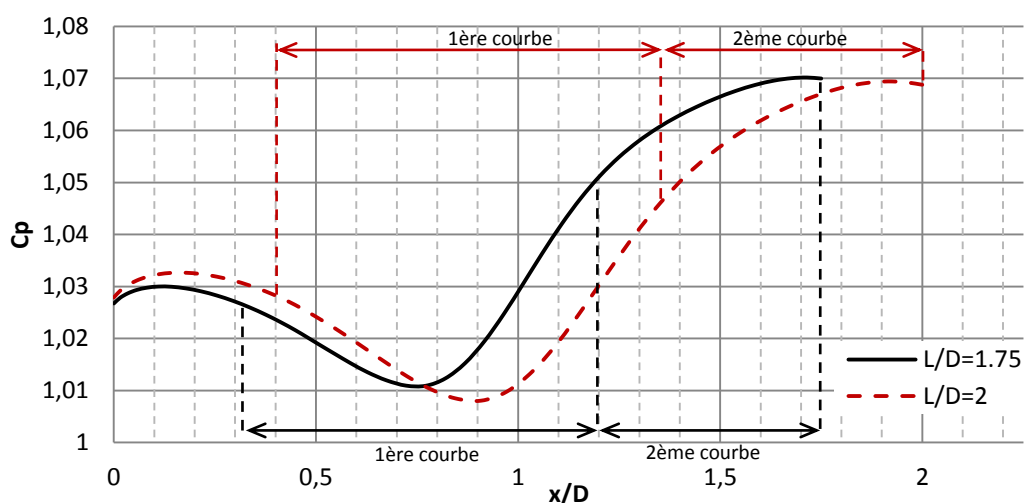


Figure 4-29 : Distribution du coefficient de pression le long de la paroi inférieure du diffuseur pour $L/D = 1.75$ et $L/D = 2$

On observe une chute locale de la pression statique jusqu'à un minimum (correspondant au rayon de courbure maximum de la première courbe) suivi d'une augmentation rapide de la pression statique. Lorsque l'écoulement pénètre dans la deuxième courbe, le gradient de pression adverse diminue jusqu'à la soufflante. On remarque que le gradient de pression adverse est légèrement plus faible pour $L/D=2$ au niveau de la première courbe. Cependant, la diminution de ce gradient est plus importante pour $L/D=1.75$ dans la seconde courbe. Globalement, la pression statique à la paroi inférieure est plus faible pour $L/D=2$ dans toute la seconde moitié du diffuseur. La distribution de la pression statique est très influencée par la première courbe.

Les contours de pression statique ainsi que les lignes de courant proches de la paroi inférieure pour $L/D=1.75$ et $L/D=2$ sont illustrés à la Figure 4-30.

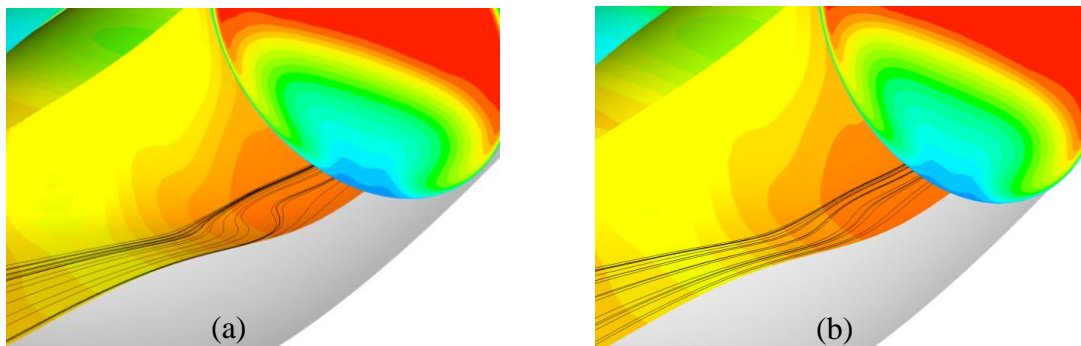


Figure 4-30 : Contours de pression statique et lignes de courant pour : (a) $L/D=1.75$ et (b) $L/D=2$

On remarque une déviation plus importante des lignes de courant pour $L/D=1.75$. Cette déviation peut être due au fait que l'écoulement, trop déficient en énergie dans la zone proche de la paroi inférieure, n'est pas capable de traverser la région où la pression est trop importante et est obligé de contourner cette région.

Une analyse similaire a été effectuée en fixant tous les paramètres, excepté AR_{top} . Les résultats sont présentés dans le Tableau 4-8. Tel qu'attendu, le coefficient de distorsion diminue lorsque le moteur ingère une quantité plus faible de couche limite.

Tableau 4-8 : Comparaison du coefficient de distorsion en modifiant AR_{top}

	Géométrie initiale	Géométrie modifiée
AR_{top}	1.2375	1.1375
DC_{60}	0.465	0.455

Les contours de pression totale au niveau de la soufflante pour les deux diffuseurs considérés sont illustrés à la Figure 4-31.

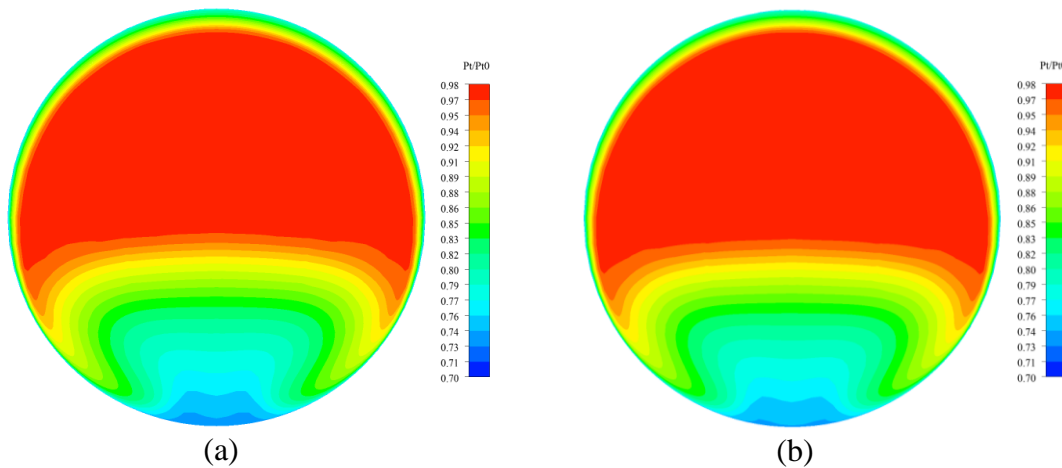


Figure 4-31 : Contours de pression totale au niveau de la soufflante pour : (a) $AR_{top} = 1.2375$ et (b) $AR_{top} = 1.1375$

Les figures précédentes montraient l'influence des paramètres en fixant tous les autres. Cependant, les analyses ont révélées que des combinaisons de certains paramètres (phénomènes

d'interactions) ont également une influence sur l'évolution du coefficient de distorsion. Ces phénomènes d'interactions sont illustrés en annexe 4 pour les différentes réponses.

4.3.3 Traînée bélière

Comme il a été mentionné dans le chapitre 2, la configuration avec ingestion de couche limite entraîne une réduction de la traînée bélière par rapport à la configuration classique. Cette traînée varie entre 145.8 kN et 146.9 kN. En ce qui concerne le cas classique, la traînée bélière est comprise entre 150.5 kN et 150.7 kN (une diminution entre 2% et 3% est ainsi possible). Les critères de qualité pour cette réponse sont indiqués dans le Tableau 4-9.

Tableau 4-9 : Critères de qualité de la réponse : Traînée bélière

Écart moyen	0.0085
Écart maximum	0.0291
Moy. quadratique	0.0109
$R^2_{\text{corrigé}}$	0.9987

Les Figures 4-33 et 4-34 montrent l'évolution de la traînée bélière en fonction des paramètres les plus influents, soit L/D et AR_{top} . Un long diffuseur entraîne une diminution de la traînée bélière, de même qu'un diffuseur ingérant une plus grande quantité de couche limite. Cette chute est liée à la décélération de l'écoulement, qui est plus importante pour les longs diffuseurs (du fait d'une perte d'énergie cinétique par frottement plus importante) ainsi que par le fait d'ingérer une plus grande quantité de couche limite. Les interactions entre les coefficients sont présentées en annexe 4.

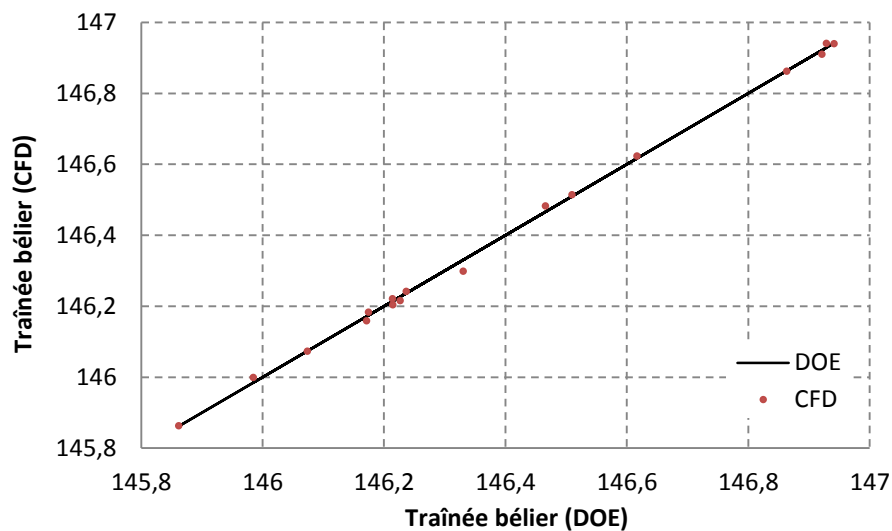


Figure 4-32 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD :
Trainée bélière (RD)

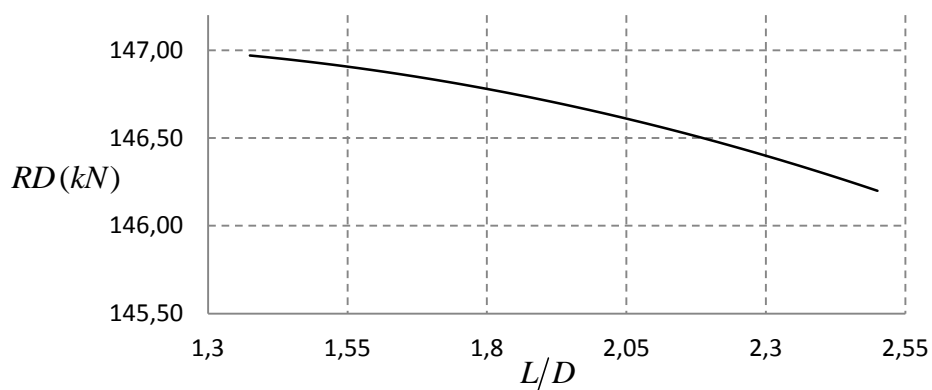


Figure 4-33 : Variation de la traînée bélière en fonction de L/D

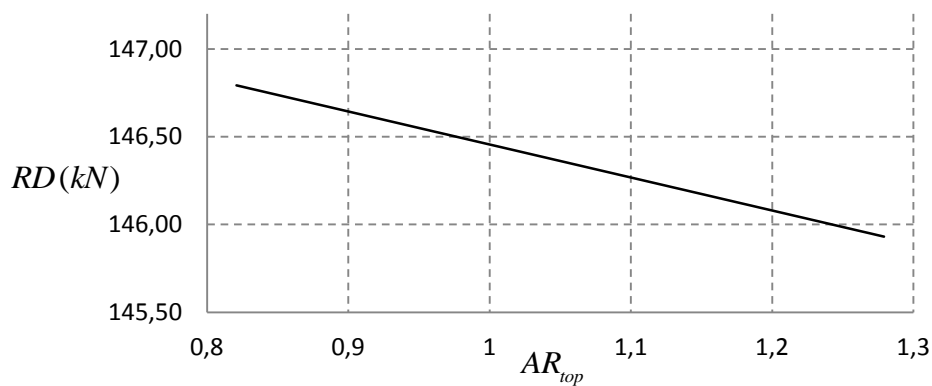


Figure 4-34 : Variation de la traînée bélière en fonction de AR_{top}

4.3.4 Consommation de carburant

La consommation de carburant permet de prendre en compte tous les phénomènes décrits précédemment (pression de recouvrement, coefficient de distorsion, traînée bélière). La pression de recouvrement et la traînée bélière sont prises en compte directement dans le module thermodynamique. La prise en compte de la distorsion est effectuée grâce aux formules fournies par M. François Brophy. L'efficacité de la soufflante est proportionnelle au niveau de distorsion rencontré. La diminution de cette efficacité cause une chute des performances du moteur qui se traduit par une augmentation de la consommation de carburant. Cette consommation dépend également de la traînée d'intégration. Or, comme il a été vu précédemment, certaines configurations introduisent une traînée supplémentaire par la présence d'un choc et d'une recirculation sur la nacelle externe. Ces configurations ont donc été retirées puisqu'une meilleure intégration est nécessaire pour ces cas. Le Tableau 4-10 et la Figure 4-35 illustrent la qualité du modèle pour cette réponse. Au sein de l'espace de design, cette consommation varie entre 0.976 kg/s et 0.984 kg/s (soit une variation de 0.82%). Pour la configuration classique, cette variation est comprise entre 0.967 kg/s et 0.973 kg/s. Cependant, la comparaison est difficile à effectuer car le mât réacteur est absent de la configuration classique. La présence de celui-ci entraînerait une augmentation de la traînée d'intégration et par conséquent la consommation de carburant. Une meilleure intégration est donc également nécessaire pour la configuration classique.

Tableau 4-10 : Critères de qualité de la réponse : Consommation de carburant

Écart moyen	0.0432
Écart maximum	0.0881
Moy. quadratique	0.0509
$R^2_{\text{corrigé}}$	0.9815

Trois variables géométriques ont une influence sur la consommation de carburant : L/D , $\Delta H/D$ et $\alpha_{AR_{\text{bottom}}}$. Les variations de ces variables sont illustrées par les Figures 4-36 à 4-38.

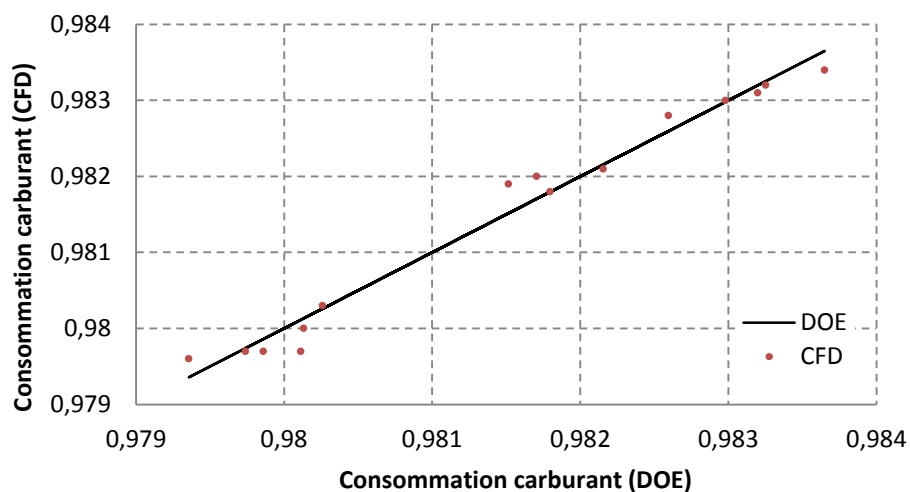


Figure 4-35 : Qualité de la réponse obtenue en comparant le modèle avec les résultats CFD : Consommation de carburant

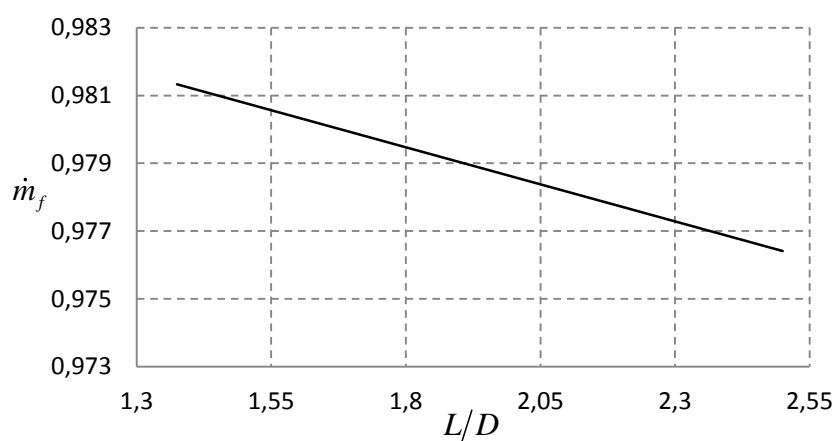


Figure 4-36 : Variation de la consommation de carburant en fonction de L/D

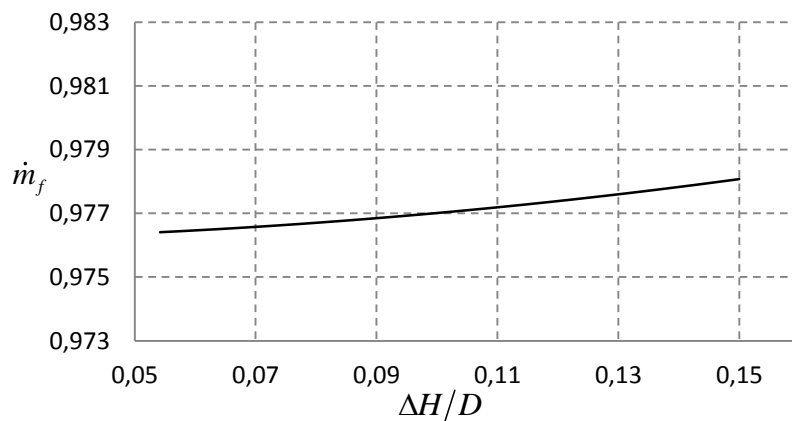


Figure 4-37 : Variation de la consommation de carburant en fonction de $\Delta H/D$

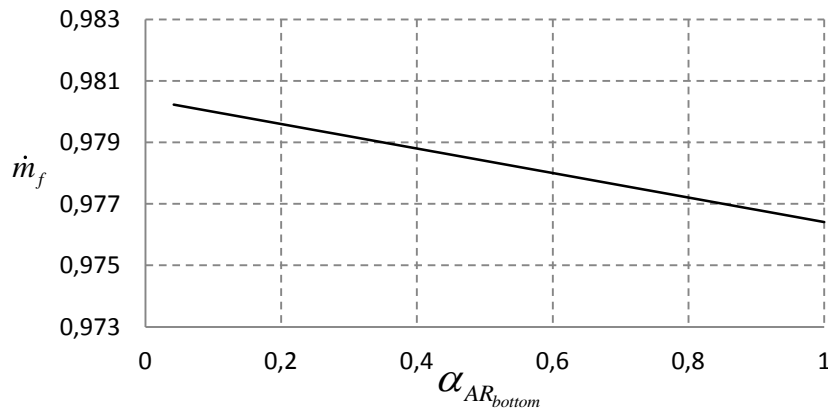


Figure 4-38 : Variation de la consommation de carburant en fonction de $\alpha_{AR_{bottom}}$

4.3.5 Commentaires sur les résultats

Plusieurs conclusions peuvent être tirées des précédents résultats avant de mener une optimisation basée sur ce plan d'expériences.

La première conclusion concerne l'intensité de l'influence des paramètres géométriques étudiés. Comme on pouvait s'y attendre, la plus forte influence de ces paramètres concerne le coefficient de distorsion au niveau de la soufflante (variation de 36%). En effet, les paramètres choisis modifient grandement la forme du diffuseur, qui a un impact direct sur la nature de l'écoulement. Les autres phénomènes (pression de recouvrement, traînée bélière et consommation de carburant) varient dans une moindre mesure (variation entre 0.75% et 1.2%).

Il a été montré que de longs diffuseurs permettent d'obtenir de meilleurs résultats sur le coefficient de distorsion, la traînée bélière et la consommation de carburant. Un profil d'entrée d'air du diffuseur qui ingère moins de couche limite a un effet favorable sur la pression de recouvrement, la distorsion et la consommation de carburant. Enfin, un diffuseur dont le profil de la section inférieure évolue lentement proche de l'entrée d'air donne de meilleurs résultats sur le coefficient de distorsion, la traînée bélière et la consommation de carburant.

4.3.6 Minimisation de la consommation de carburant

La dernière étape du plan d'expériences est la recherche d'un optimum sur l'espace de design considéré. Il est important de souligner que l'optimum trouvé par ce moyen ne constitue pas forcément le vrai optimum puisque la recherche s'effectue à partir du modèle qui a été créé et non des analyses CFD elles-mêmes. Une optimisation serait nécessaire dans ce but mais cela reste un processus extrêmement coûteux en temps de calcul.

La recherche de l'optimum s'effectue par rapport à la consommation de carburant, puisque cette réponse prend en compte l'ensemble des phénomènes. La diminution de cette consommation est l'un des objectifs d'une intégration de la motorisation. Les résultats sont présentés dans le Tableau 4-11. Ce tableau montre également la comparaison entre les résultats issus du modèle ainsi que ceux issus de l'analyse CFD pour cette géométrie. Ces résultats correspondent aux différentes conclusions formulées précédemment. La Figure 4-39 montre la distribution de pression totale au sein du diffuseur pour cette géométrie optimisée.

Tableau 4-11 : Résultat de la recherche d'une forme de diffuseur consommant le moins de carburant

	DOE	CFD
L/D	2.5	2.5
AR_{top}	0.82	0.82
$\Delta H/D$	0.05	0.05
$\alpha_{AR_{bottom}}$	1	1
AR_{bottom}	10	10
\dot{m}_f	0.976	0.978
PR	0.959	0.959
DC_{60}	0.388	0.40

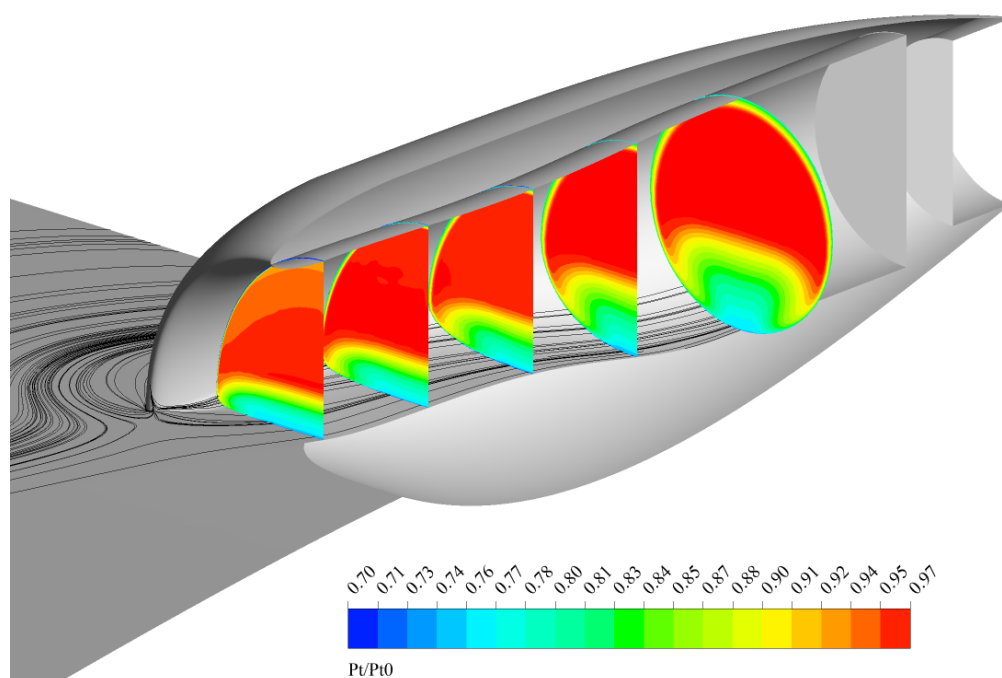


Figure 4-39 : Géométrie optimisée

CONCLUSION

Travaux réalisés

La présente étude a permis de réaliser plusieurs objectifs. La mise en place d'une boucle d'analyse qui comprend la conception et la paramétrisation d'un diffuseur couplées aux analyses CFD a été créée. Un module thermodynamique a été intégré directement dans le solveur afin de calculer la consommation de carburant et de corriger le débit d'air à la condition frontière.

Un plan d'expériences a également été réalisé dans le but d'analyser et de comprendre l'influence qu'ont certains paramètres liés au diffuseur sur l'écoulement interne et plus particulièrement sur la pression de recouvrement au niveau de la soufflante, le coefficient de distorsion, la traînée bélière et la consommation de carburant. En appliquant en premier lieu la boucle d'analyse à une configuration « classique », c'est-à-dire sans ingestion de couche limite, on a constaté une diminution entre 3% et 4% de la pression de recouvrement lorsque le moteur ingère une partie de la couche limite produite par l'aile. Une réduction de la traînée bélière comprise entre 2% et 3% est possible avec ingestion de couche limite. En effectuant la recherche d'une configuration qui consomme le moins de carburant, on constate une augmentation entre 0.3% et 0.9% de cette consommation avec la configuration ingérant de la couche limite. Cependant, pour la configuration classique, le mât réacteur n'a pas été modélisé et l'entrée d'air n'a pas été optimisée.

Il a été montré que parmi les paramètres étudiés, certains ont beaucoup plus d'influence que d'autres. Parmi les paramètres les plus influents, on peut citer la longueur du diffuseur et la forme du plan d'entrée. Il a été constaté qu'un long diffuseur possède une distribution de pression plus faible au niveau de la paroi inférieure. Cette distribution permet d'éviter le décollement de la couche limite et se traduit par une distorsion plus faible de la pression totale à la soufflante. Un long diffuseur entraîne également une diminution de la pression de recouvrement et de la traînée bélière. Un plan d'entrée de forme semi-elliptique qui ingère plus de couche limite participe à la

réduction de la traînée bélière mais a des conséquences néfastes sur la distorsion et sur la pression de recouvrement.

Limites de l'étude

Plusieurs limites ont été constatées dans le cadre de la présente recherche. La première limite concerne la paramétrisation de la géométrie. Il a été décidé de délimiter l'étude à la compréhension des principaux phénomènes à l'intérieur du diffuseur. Cependant, afin de mener une vraie intégration, il est nécessaire de traiter également les paramètres liés à la nacelle externe ainsi qu'à la jonction entre l'aile et la nacelle. Il a été montré que certains paramètres liés au diffuseur ont un impact sur l'écoulement externe et provoquent dans certains cas l'apparition d'un choc suivi d'un décollement sur la nacelle externe. Cela entraîne une augmentation de la traînée et donc de la consommation de carburant, mais également une augmentation de la correction de débit d'air à appliquer à la condition frontière. Une correction trop élevée du débit d'air a des conséquences sur l'écoulement interne, notamment sur la distorsion de l'écoulement (la pression de recouvrement et la traînée bélière ne sont quasiment pas affectées par cette forte augmentation de débit). Certaines configurations qui nécessitent une meilleure intégration ont donc été retirées de l'étude.

Il a été montré que les niveaux de distorsion sont très élevés lorsqu'une configuration avec ingestion de couche limite est considérée. Ces niveaux sont élevés sur toute la plage de l'espace de design (entre 0.372 et 0.506, soit une variation de 36%). Cette forte variation montre que la distorsion est fortement affectée par la géométrie du diffuseur, à la fois par la longueur et la forme du plan d'entrée, mais également par des paramètres liés à la forme interne de la conduite. Cependant, le traitement des paramètres ne permet pas à lui seul d'atteindre un niveau de distorsion acceptable. Il est donc nécessaire d'avoir recours à d'autres méthodes pour pouvoir y parvenir.

Les résultats concernant la distorsion sont assez différents de ceux issus de l'équipe du MIT-Cambridge liés au Silent Aircraft ([8], [9]). Outre les hypothèses appliquées dans le cadre de la présente recherche, les différences peuvent également s'expliquer par la configuration étudiée. La

présente configuration ingère plus de couche limite, étant donné que la longueur de la corde est plus importante, ce qui peut expliquer des niveaux de distorsion plus élevés.

Travaux futurs

Cette étude montre la difficulté à réduire la distorsion au niveau de la soufflante à un niveau acceptable en ne traitant que la forme du diffuseur. Plusieurs pistes peuvent être étudiées dans ce sens. L'introduction de générateurs de vortex est sans doute un bon moyen de réduire la distorsion. Ils permettent de ré-energiser la couche limite et de supprimer les zones de recirculation qui pourraient être présentes en contrôlant l'écoulement au sein du diffuseur. Cependant, dans cette étude, la couche limite est tellement épaisse que cette ré-energisation nécessiterait une longueur de diffuseur trop importante.

Une autre possibilité serait la modification locale de l'aile en amont du diffuseur. Cette modification pourrait permettre à l'écoulement d'adapter ses propriétés avant qu'il ne pénètre dans le diffuseur. Il a été montré que le plan d'entrée joue un rôle important sur l'évolution de la couche limite. L'ajout d'un carénage de raccordement au niveau de la jonction entre l'aile et la lèvre de l'entrée d'air permettrait également un meilleur contrôle de l'écoulement interne.

La présente étude a été effectuée sur une aile 2D extrudée suivant l'envergure. Cependant, l'écoulement réel autour d'un BWB est affecté par des effets 3D qui perturbent l'écoulement pénétrant dans le moteur. Ces effets doivent donc être également pris en compte. Enfin, comme il a été mentionné dans la section précédente, la recherche d'une meilleure intégration est nécessaire pour certaines géométries afin de diminuer la consommation de carburant.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Nicolas E. Antoine, "Aircraft Optimization for minimal Environmental Impact", in *AIAA Conference Paper 2002-5667*, 2002.
- [2] Leifur T. Leifsson, et al., "Multidisciplinary Design Optimization of Low-Airframe-Noise Transport Aircraft", in *44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 2006.
- [3] Institut Francais De L'environnement, "Transport aérien de passagers et effet de serre", in *Les données de l'environnement*, 2004.
- [4] R.H. Liebeck, et al., "Concepts for Advanced Subsonic Transports", NASA, Contractor Report 4624, 1994.
- [5] R.H. Liebeck, et al., "Blended-Wing-Body Subsonic Commercial Transport", in *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 1998.
- [6] R.H. Liebeck, "Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport", *Journal of Aircraft*, vol. 41, pp. 10-25, 2004.
- [7] Anurag Agarwal and Ann P. Dowling, "Low-Frequency Acoustic Shielding by the Silent Aircraft Airframe", *AIAA Journal Paper*, vol. 45, pp. 358-365, 2007.
- [8] Cesare A. Hall and Daniel Crichton, "Engine And Installation Configurations For A Silent Aircraft", in *ISABE Conference Paper*, 2005.
- [9] E. De La Rosa Blanco, et al., "Challenges in the Silent Aircraft Engine Design", in *AIAA Conference Paper*, 2007.
- [10] Cesare A. Hall and Daniel Crichton, "Engine Design Studies for a Silent Aircraft", *Journal of Turbomachinery*, vol. 129, pp. 479-487, 2007.
- [11] A. Plas, "Performance of a Boundary Layer Ingesting Propulsion System", M.Sc., MIT, 2006.
- [12] Yan-Yee Andy Ko, "The Multidisciplinary Design Optimization of a Distributed Propulsion Blended-Wing-Body Aircraft", Ph.D., Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [13] David L. Daggett, et al., "Blended Wing Body Systems Studies: Boundary Layer Ingestion Inlets With Active Flow Control", NASA, Contractor Report 212670, 2003.
- [14] Ronald T. Kawai, et al., "Blended Wing Body Boundary Layer Ingestion Inlet Configuration and System Studies", NASA, Contractor Report 214534, 2006.
- [15] J. Seddon and E.L. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*, 2^e ed.: AIAA Education Series, 1999.
- [16] A.J. Anabtawi, "Experimental Investigation of Boundary Layer Ingestion into Diffusing Inlets", Ph.D., University of Southern California, 1999.
- [17] Bobby L. Berrier and Brian G. Allan, "Experimental and Computational Evaluation of Flush-Mounted, S-Duct Inlets", in *AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 2004.

- [18] David L. Rodriguez, "A 3D Multidisciplinary Design Method for Boundary Layer Ingesting Inlets", in *AIAA Conference Paper*, 2000.
- [19] B.A. Reichert and B.J. Wendt, "Improving Curved Subsonic Diffuser Performance with Vortex Generators", *AIAA Journal Paper*, vol. 34, pp. 65-72, 1996.
- [20] Susan Althoff Gorton, et al., "Active Flow Control on a Boundary-Layer-Ingesting Inlet", in *AIAA Conference Paper 2004-1203*, 2004.
- [21] B. J. Lee and C. Kim, "Automated design methodology of turbulent internal flow using discrete adjoint formulation", *Aerospace Science and Technology*, vol. 11, pp. 163-173, 2007.
- [22] A. Jameson, "Optimum Aerodynamic Design Using CFD and Control Theory", in *AIAA Conference Paper 1995-1729*, 1995.
- [23] Jacques Goupy, *Pratiquer les plans d'expériences*: Dunod, 2005.
- [24] Douglas C. Montgomery, *Design and Analysis of Experiments*, 7th ed.: John Wiley & Sons, 2009.
- [25] S. Jeong, et al., "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model", *Journal of Aircraft*, vol. 42, pp. 413-419, 2005.
- [26] David L. Rodriguez, "A Multidisciplinary Optimization Method for Designing Layer Ingesting Inlets", Ph.D., Stanford University, 2001.
- [27] N. Qin, et al., "Spanwise Lift Distribution for Blended Wing Body Aircraft", *Journal of Aircraft*, vol. 42, pp. 356-365, 2005.
- [28] "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements", AGARD Advisory Report 138, 1979.
- [29] W. Haase, et al., "Notes on numerical fluid mechanics", Euroval - an european initiative in validation of cfd codes, 1993.
- [30] F. J. Kelecy, *Coupling Momentum and Continuity Increases CFD Robustness: ANSYS Advantage*, vol. 2, 2008.
- [31] Ryan D. D. Menzies, "Investigation of S-Shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics", Ph.D., University of Glasgow, 2002.
- [32] R.B. Langtry, et al., "Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects with CFX-5", *Journal of Aircraft*, vol. 42, No.6, pp. 1523-1529, 2005.
- [33] F. R. Menter, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA Journal Paper*, vol. 32, pp. 1598-1605, 1994.
- [34] Ansys, "Ansys Fluent 13.0 User's guide", Ansys Inc., 2010.
- [35] Jack D. Mattingly, et al., *Aircraft Engine Design*, 2^e ed.: AIAA Education Series, 2002.
- [36] Gas Turbine Engine Technical Committee, "A Variable Cycle Engine for Subsonic Transport Applications", AIAA, 2008.
- [37] Gas Turbine Engine Technical Committee, "An Ultra-High Bypass Ratio Turbofan Engine with Thrust Reverser", AIAA, 2010.

- [38] Bobby L. Berrier, et al., "High Reynolds Number Investigation of a Flush-Mounted, S-Duct Inlet With Large Amounts of Boundary Layer Ingestion", NASA, Technical Paper 213766, 2005.
- [39] J. Franco, "Planification d'expériences numériques en phase exploratoire pour la simulation des phénomènes complexes", Ph.D., École Nationale Supérieure des Mines, Saint-Etienne, 2008.
- [40] A. Jourdan, "Planification d'expériences numériques", *Revue MODULAD*, vol. 33, pp. 63-73, 2005.
- [41] M. Lesieur, *La Turbulence*: Presses universitaires de Grenoble, 1994.
- [42] D. C. Wilcox, *Turbulence modeling for CFD*: DCW Industries, 2004.
- [43] T. Daris, "Etude des modèles de turbulence à quatre équations de transport pour la prévision des écoulements turbulents faiblement chauffés", Ph.D., Ecole nationale supérieure de l'aéronautique et de l'espace, 2002.
- [44] F. C. Mund, et al., "Enhanced Gas Turbine Performance Simulation Using CFD Modules in a 2D Representation of the Low-Pressure System for a High-Bypass Turbofan ", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 129, pp. 761-768, 2007.

ANNEXE 1 CAS DE VALIDATION : RAE 2822 – INFLUENCE DU MODÈLE DE TURBULENCE

Il ne s'agit pas dans cette annexe d'expliquer en détail les phénomènes complexes de la turbulence. Le lecteur pourra se référer à quelques ouvrages classiques dans ce domaine [41], [42]. Seule une brève explication sur le principe de la turbulence ainsi que sur sa modélisation numérique est fournie dans ce paragraphe.

Les écoulements étudiés dans le cadre de cette recherche sont caractérisés par des nombres de Reynolds très élevés (plusieurs millions), au sein desquels les forces d'inertie sont beaucoup plus importantes que les forces visqueuses. Ce rapport élevé entre les forces d'inertie et forces visqueuses induit des perturbations dans l'écoulement, source de la turbulence. Cette turbulence est caractérisée par des mouvements tourbillonnaires à plusieurs échelles (cette notion de cascade a été introduite par Kolmogorov) : une partie de l'énergie cinétique des grandes structures tourbillonnaires est perdue, par divers mécanismes d'instabilité, et transmise aux structures de plus petites tailles. Cette perte peut être mesurée par ε , appelé taux de dissipation d'énergie cinétique. Les tourbillons de plus petites tailles, à l'échelle dite de Kolmogorov, sont dissipés par viscosité moléculaire. Ce phénomène est dû à la domination des forces visqueuses à cette échelle.

Il existe de nombreuses approches à ce qui a trait à la modélisation de la turbulence. Nous ne retiendrons ici que le traitement de la turbulence employant les méthodes statistiques. Les équations de Navier-Stokes moyennées (*Reynolds-averaged Navier-Stokes equations* ou équations RANS) sont largement utilisées en milieu industriel en raison de leur coût modéré de mise en œuvre. Avant d'introduire les modèles de turbulence étudiés ici, une brève présentation des équations de Navier-Stokes moyennées est exposée ci-dessous.

Les équations de Navier-Stokes moyennées sont utilisées dans le cadre du traitement statistique des écoulements turbulents. Des détails menant aux équations suivantes peuvent être trouvés dans [42], [43]. Ces équations sont basées sur la décomposition des paramètres de l'écoulement en une composante moyenne et une composante de fluctuation. Cette dernière possède un caractère aléatoire et sa moyenne vaut 0. Si on considère la vitesse horizontale u , celle-ci est décomposée

de la manière suivante : $u = \bar{u} + u'(t)$ où \bar{u} est la vitesse moyenne et $u'(t)$ est la fluctuation dépendante du temps, avec $\overline{u'(t)} = 0$. Les équations moyennées peuvent s'écrire :

+ Équation de conservation de la masse

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{A1-1})$$

+ Équation de conservation de quantité de mouvement

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu S_{ij} - \rho \overline{u'_i \cdot u'_j}) \quad (\text{A1-2})$$

où \bar{u} et \bar{p} représentent les valeurs moyennes de respectivement la vitesse et la pression, S_{ij}

représente le tenseur moyen des contraintes visqueuses, avec $S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$

De nouvelles inconnues, $-\rho \overline{u'_i \cdot u'_j}$, apparaissent dans l'équation (A1-2), et forment un tenseur, appelé tenseur de Reynolds. Ce tenseur peut s'écrire sous la forme suivante :

$$\tau_{ij} = -\overline{u'_i \cdot u'_j} \quad (\text{A1-3})$$

Les termes inconnus de ce tenseur sont au nombre de 6 (puisque $\tau_{ij} = \tau_{ji}$). Ils représentent l'influence de la turbulence sur l'écoulement moyen. Le problème n'est donc plus fermé, puisqu'on ne connaît pas à priori les relations liant les contraintes turbulentes au champ moyen. L'objectif de la modélisation de la turbulence revient donc à fermer ce système d'équations en trouvant des relations modélisant le tenseur de Reynolds.

L'hypothèse de Boussinesq permet de relier linéairement le tenseur de Reynolds aux gradients de vitesse et peut s'écrire sous la forme :

$$\tau_{ij} = 2\nu_t S_{ij} - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (\text{A1-4})$$

où ν_t est la viscosité cinématique turbulente, k est l'énergie cinétique turbulente et δ_{ij} le symbole de Kronecker.

Pour fermer complètement le système, il reste donc à exprimer la viscosité turbulente μ_t ($\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho}$) en fonction du champ moyen. L'analyse dimensionnelle permet d'écrire la viscosité turbulente comme le produit d'une vitesse par une longueur, représentatives de l'agitation turbulente. Des équations de transport sont alors nécessaires pour résoudre ces deux grandeurs.

Un premier modèle étudié est le modèle à deux équations k - ε . La vitesse est reliée à l'énergie cinétique turbulente k . L'échelle de longueur l peut être reliée au taux de dissipation d'énergie cinétique de la turbulence ε . L'échelle de longueur peut ainsi être exprimée de la manière suivante :

$$l \propto \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad (\text{A1-5})$$

Les équations de transport liées à k et ε ne sont pas présentées dans ce mémoire, mais le lecteur peut se reporter à [41], [42] pour des détails liés à ce modèle. Ces ouvrages mentionnent également les raisons qui ont poussé au choix de ε .

D'autres quantités que ε ont été utilisées comme équation de transport, permettant de remonter à l'échelle de longueur, comme par exemple la dissipation spécifique ω , avec la relation :

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta \cdot k} \quad (\text{A1-6})$$

où β est une constante.

Le modèle k - ω souffrant d'une grande sensibilité à la valeur de ω dans l'écoulement extérieur à la couche limite, Menter a proposé le modèle SST (*Shear Stress Transport*) intégrant le modèle k - ω dans la région proche de la paroi et un modèle k - ε dans la région extérieure à la couche limite. Ce modèle, k - ω +SST, sera également étudié. Les équations de ce modèle sont également décrites dans les ouvrages précédemment référencés. Un dernier modèle de turbulence étudié dans cette section est celui de Spalart-Allmaras (SA). Ce modèle est différent de ceux cités précédemment dans le sens où la viscosité turbulente n'est plus exprimée à travers les grandeurs de la turbulence comme par exemple k ou l . Ce modèle a été principalement conçu pour les applications aéronautiques. Ce modèle reste basé sur l'hypothèse de Boussinesq définie auparavant. La

résolution de la viscosité turbulente se fait au travers de son équation de transport. Pour plus de détails concernant ce modèle, le lecteur peut se référer à [42].

Le Tableau A1-1 montre la comparaison des coefficients de portance et de traînée entre les modèles de turbulence SA, $k-\varepsilon$ et $k-\omega$ +SST avec les résultats expérimentaux. La Figure A1-1 montre la répartition du coefficient de pression autour du profil pour les trois modèles de turbulence considérés ainsi que les résultats expérimentaux, avec $\alpha=2.44^\circ$. Les résultats sont très similaires pour les différents modèles, hormis dans la zone proche du choc. Les modèles SA et $k-\varepsilon$ prédisent la position du choc au même endroit. Le modèle $k-\omega$ +SST le prédit plus en avant par rapport aux deux autres modèles ainsi que par rapport aux résultats expérimentaux. Les profils de vitesse à l'extrados à différentes sections pour les différents modèles de turbulence sont montrés à la Figure A1-3.

Tableau A1-1 : Comparaison des coefficients de portance et de traînée entre les modèles de turbulence et les résultats expérimentaux

	C_l @ iso AOA	C_d @ iso C_l
Exp.	0.743	0.0127
SA	0.742	0.0131
$k-\varepsilon$	0.748	0.0135
$k-\omega$ +SST	0.720	0.0133

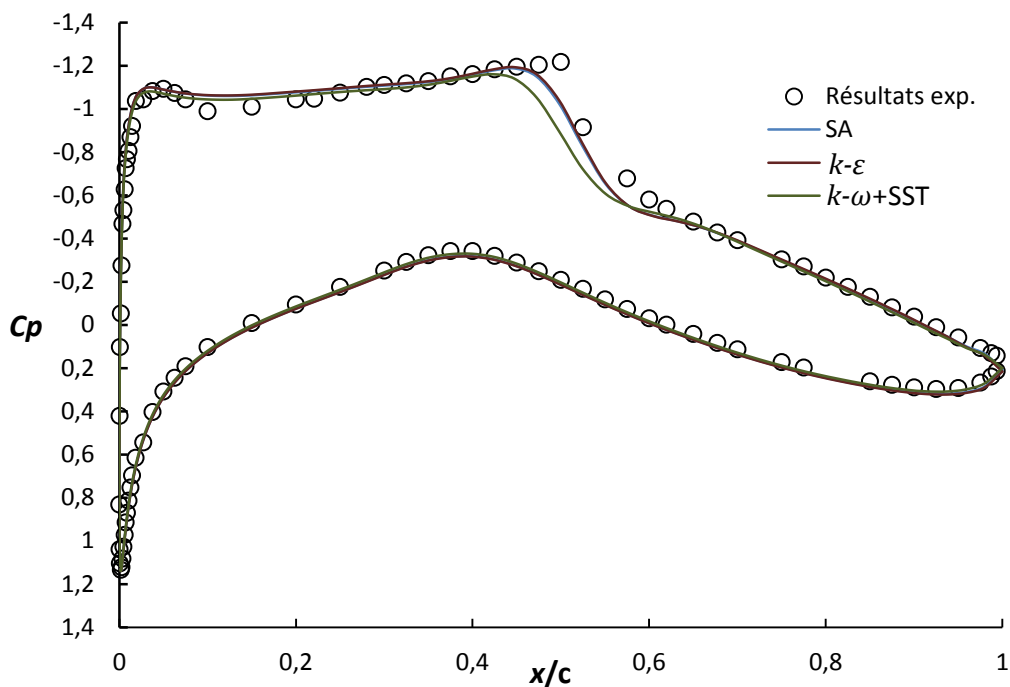


Figure A1-1 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE2822 pour $\alpha=2.44^\circ$ pour les modèles de turbulence SA, $k-\epsilon$ et $k-\omega$ +SST

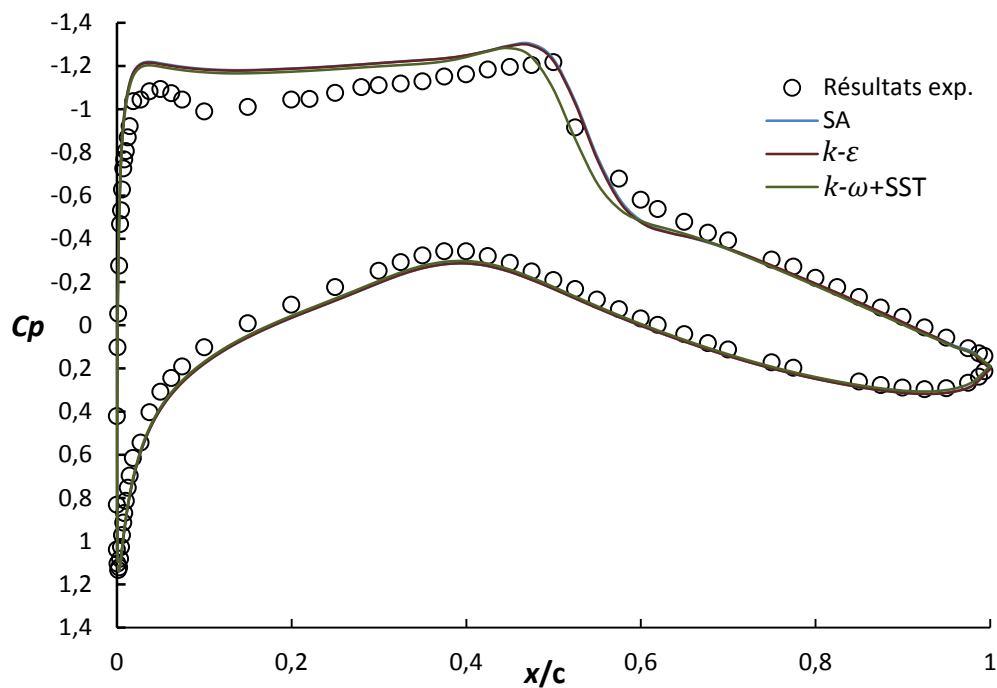


Figure A1-2 : Répartition du coefficient de pression autour du profil RAE2822 pour $\alpha=2.92^\circ$ pour les modèles de turbulence SA, $k-\epsilon$ et $k-\omega$ +SST

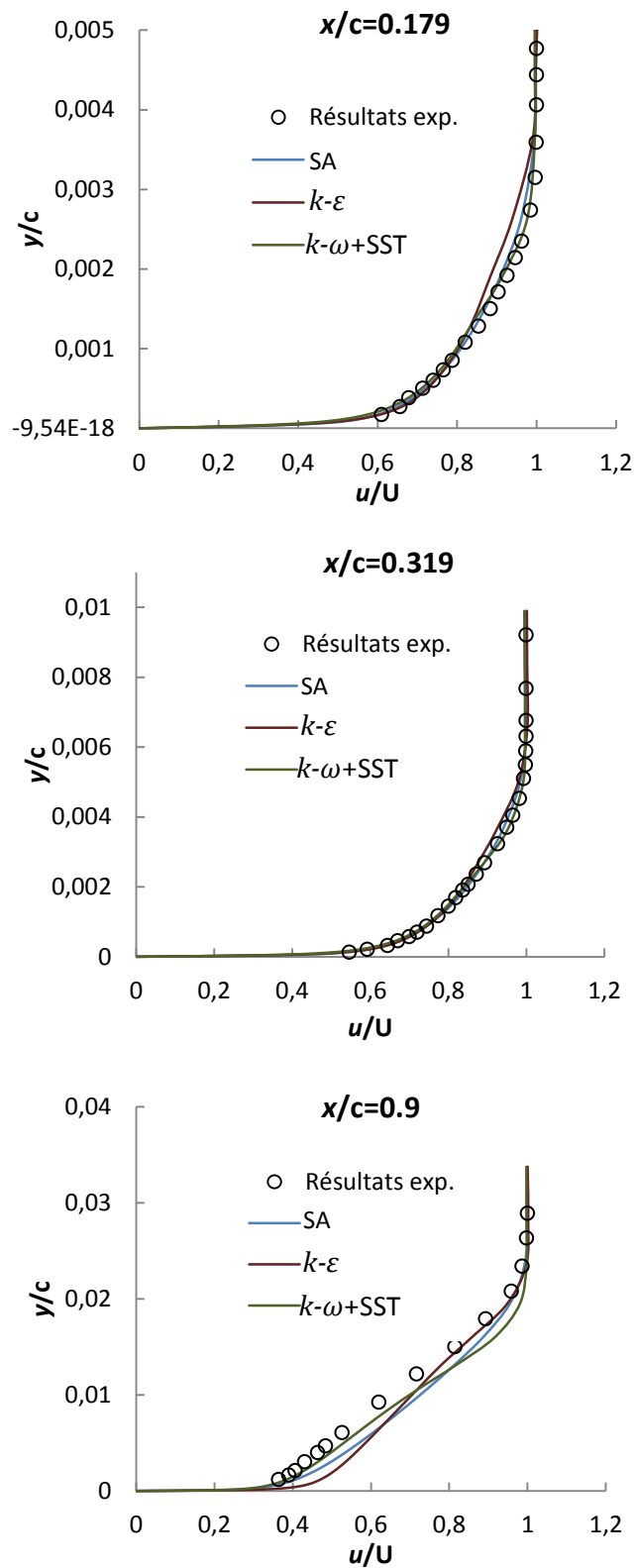


Figure A1-3 : Profils de vitesse à l'extrados à 17.9% (haut), 31.9% (centre) et 90% (bas) de la corde pour les différents modèles de turbulence pour $\alpha=2.44^\circ$

ANNEXE 2 CONFIGURATION SANS INGESTION DE COUCHE

LIMITE : PARAMÉTRISATION DE LA NACELLE

Cette annexe traite du design de la nacelle ainsi que de la paramétrisation qui a été choisie pour la modéliser. Rappelons que le mât réacteur n'est pas modélisé dans cette étude.

Le profil d'une nacelle classique peut être décomposé en plusieurs éléments. Une telle décomposition permet de séparer les éléments par rapport aux effets recherchés (réduction de la traînée ainsi que le niveau de distorsion, augmentation de la pression totale, ...). Elle permet également d'identifier les éléments importants qui ont une influence sur ces phénomènes.

La principale fonction d'une entrée d'air en vol de croisière est d'augmenter la pression en diminuant la vitesse du fluide par le biais d'une diffusion. Cette diffusion est réalisée par une augmentation de l'aire entre le col et la soufflante. Une représentation schématique d'une entrée d'air est montrée à Figure A2-1.

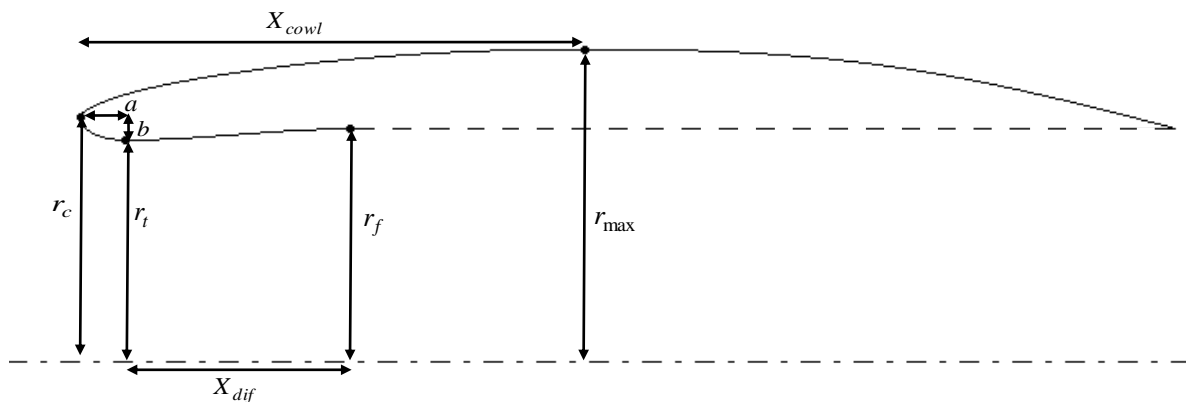


Figure A2-1 : Représentation schématique d'une nacelle axisymétrique

Les principaux éléments qui constituent une entrée d'air sont définis par : une aire de capture A_c (section située au bord d'attaque de la nacelle) et représentée par r_c , le rayon de capture ; une section correspondant à l'aire minimale A_t (situé au col de l'entrée d'air), et représentée par r_t , le rayon minimal ; une lèvre se situant entre les sections A_c et A_t , ainsi qu'un diffuseur, représenté par X_{dif} , la longueur du diffuseur, se situant entre A_t et l'aire de la soufflante A_f , représentée par

r_f , le rayon de celle-ci. La nacelle est supposée axisymétrique dans cette section. Cette hypothèse a par la suite été abandonnée.

Le nombre de Mach amont est subsonique dans notre cas mais l'écoulement peut devenir localement transsonique dans la région proche de la section minimale ainsi que sur la nacelle externe. Suivant le régime de vol, la position de la nacelle par rapport à l'écoulement amont et le débit massique du moteur, le point d'arrêt de l'écoulement se situe soit dans la partie interne de la nacelle, soit dans la partie externe. Dans le premier cas, l'écoulement est accéléré relativement doucement lorsqu'on s'éloigne du point d'arrêt lorsque l'écoulement se dirige vers l'aval. En revanche, l'écoulement se dirigeant vers le bord externe voit une courbure très importante (proche du bord d'attaque), provoquant ainsi une forte accélération et une zone de recirculation peut apparaître à cet endroit. Au contraire, si le point d'arrêt est situé sur la surface externe, un décollement de l'écoulement interne peut survenir au niveau de la lèvre interne ou du diffuseur. Dans certains cas, un écoulement transsonique peut survenir dans la région proche du col et entraîner l'apparition d'un choc. La présence d'un tel choc provoque une augmentation des pertes de pression totale, nuisibles aux bonnes performances du moteur.

Lorsque le point d'arrêt de l'écoulement est situé dans la partie interne de la nacelle, la pression de recouvrement (rapport entre la pression totale moyenne observée à la soufflante et la pression totale infinie amont) est influencée par la chute de pression totale au sein de la couche limite. Dans le cas où le point d'arrêt est situé sur la lèvre, l'écoulement se dirigeant vers l'aval perçoit en premier lieu un gradient de pression favorable jusqu'au col. Ce gradient s'inverse ensuite lorsque le fluide pénètre dans le diffuseur. Il a été montré que la vitesse maximale de l'écoulement au niveau de la gorge peut être réduite en contrôlant la diffusion près du col. La présence d'une éventuelle recirculation au sein du diffuseur peut être contrôlée en modifiant la pente de celui-ci. Seddon [15] montre que la présence d'un choc, même faible, peut entraîner un décollement de la couche limite, aussi petite soit-elle.

La pression de recouvrement est également influencée par la forme de la lèvre de l'entrée d'air. Des lèvres arrondies sont généralement utilisées car elles assurent un bon comportement de l'écoulement interne pour presque toutes les conditions de vol. Le rapport a/b (voir la

Figure A2-1) d'une lèvre elliptique ainsi que le rapport de contraction CR (A_c/A_t) ont également une influence sur le comportement de l'écoulement et sur la pression de recouvrement. Lorsque l'écoulement est décollé proche de la lèvre, une faible longueur du diffuseur provoque une perte et une distorsion plus importantes de la pression totale.

La paramétrisation de la nacelle (et en particulier celle de l'entrée d'air) est définie ci-dessous.

- Diffuseur

Le diffuseur est défini par une spline ainsi que par un point de contrôle. Les coordonnées du point de contrôle (x_{cp}, y_{cp}, z_{cp}) de la spline sont définies de la manière suivante :

$$x_{cp} = x_t + (x_f - x_t) \cdot \alpha_{xdif} \quad \text{avec} \quad 0 \leq \alpha_{xdif} \leq 1$$

$$y_{cp} = 0$$

$$z_{cp} = z_t + (z_f - z_t) \cdot \alpha_{zdif} \quad 0 \leq \alpha_{zdif} \leq 1$$

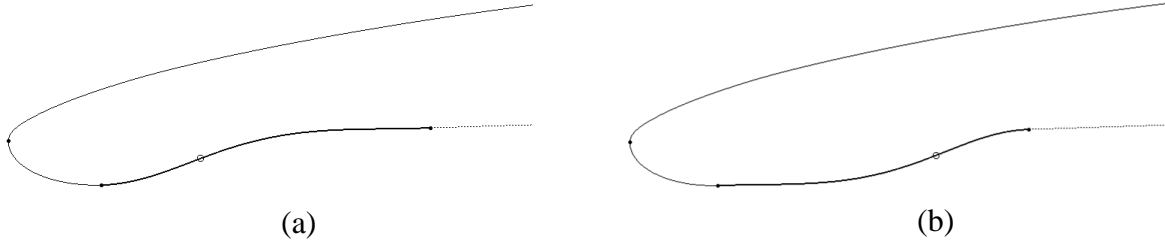


Figure A2-2 : Représentation du diffuseur avec (a) : $\alpha_{xdif} = 0.3$ et (b) : $\alpha_{xdif} = 0.7$

La longueur du diffuseur (X_{dif}) est également un paramètre étudié dans le cadre de cette analyse.

- Lèvre

La lèvre d'entrée d'air est de forme semi-elliptique. Le paramètre contrôlant la forme de la lèvre est le rapport entre le demi-grand axe a et le demi-petit axe b (voir Figure A2-1). Dans le cas présent, ce rapport peut varier entre 2 et 5.

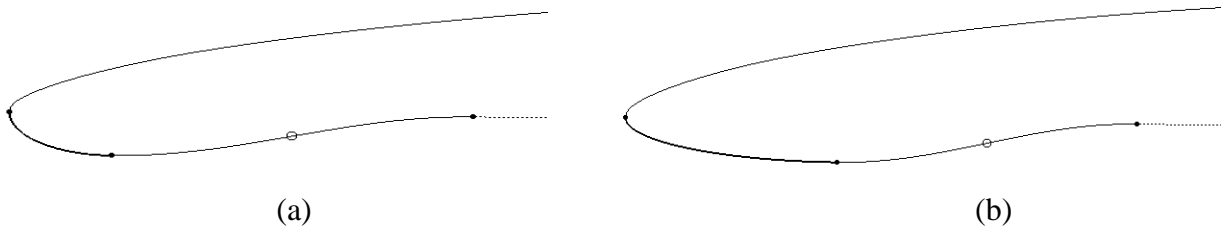


Figure A2-3 : Représentation de la lèvre avec (a) : $a/b = 2$ et (b) : $a/b = 5$

Il est à noter que la jonction entre la lèvre et le profil externe est réalisée en maintenant une continuité de courbure. Il en est de même entre la lèvre et le diffuseur.

- Rapport de contraction CR

Le rapport entre l'aire de capture au bord d'attaque de la nacelle et l'aire au niveau du col est appelé rapport de contraction (A_c/A_t). Comme il a été mentionné plus haut, ce rapport peut influencer l'écoulement pénétrant dans la nacelle.

- Rapport de diffusion DR

Le rapport entre l'aire de la soufflante et l'aire du col est appelé rapport de diffusion (A_f/A_t). Ce rapport joue un rôle important dans l'évolution du nombre de Mach dans le diffuseur et dans le contrôle d'un éventuel choc survenant au sein de ce diffuseur. L'aire du col peut être initialement déterminée grâce aux relations isentropiques des convergents-divergents. Ces relations stipulent que le nombre de Mach à chaque section du convergent ou du divergent est lié au rapport de l'aire de cette section avec l'aire théorique du col si celui-ci voyait un écoulement

sonique ($M=1$). Le nombre de Mach moyen à la soufflante est généralement égal à $M=0.6$ et celui au col vaut généralement $M=0.72$. Dans ce cas, les relations isentropiques donnent un rapport A_f/A_t égal à 1.1.

Dans certains cas, les effets 2D sont plus importants, par exemple lorsqu'un décollement survient. La pente du diffuseur domine alors la conception du diffuseur, plus que le rapport de diffusion.

- Profil externe avant

Le choix du profil externe de la nacelle est un élément important à prendre en compte en ce qui concerne notamment la traînée de celle-ci. Ce profil provoque une augmentation locale de la vitesse jusqu'à obtenir un développement supersonique de l'écoulement, avec la création d'un choc. Cette situation est à l'origine d'une forte augmentation de traînée de la nacelle externe. Afin d'éviter le développement d'une région supersonique, il a été montré dans différentes études [15], [44] que la longueur du profil ainsi que l'épaisseur de celui-ci jouent des rôles prépondérants. Pour des moteurs à forts taux de dilution, le rapport de diamètre $\frac{D_c}{D_{\max}}$ est

généralement compris entre 0.8 et 0.9. Les profils issus de la série NACA-1 sont très utilisés dans les études [15], [44]. La nomenclature pour ce type de profils est la suivante : NACA 1-XX-YY.

XX représente le rapport $\frac{d}{D_{\max}}$ avec la conversion suivante : $\frac{d}{D_{\max}} = 1 - \frac{2.05}{2} \cdot \left(1 - \frac{D_c}{D_{\max}}\right)$. YY

représente le rapport $\frac{X_{\text{cowl}}}{D_{\max}}$ (voir Figure A2-1). Le profil utilisé dans le cadre de cette étude suit

la nomenclature qui a été déjà utilisée pour des moteurs à forts taux de dilution : le profil NACA

1-81-80, c'est-à-dire, $\frac{d}{D_{\max}} = 0.81$ et $\frac{X_{\text{cowl}}}{D_{\max}} = 0.80$.

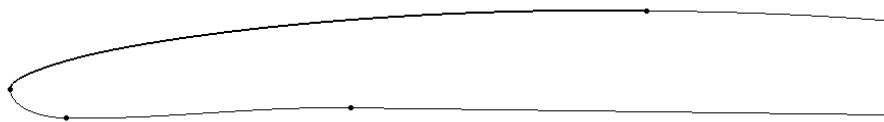


Figure A2-4 : Représentation du profil de la nacelle externe : NACA 1-81-80

ANNEXE 3 CONFIGURATION SANS INGESTION DE COUCHE LIMITE : APPLICATION DE LA BOUCLE D'ANALYSE

La boucle d'analyse décrite au chapitre 3 est appliquée à la configuration classique, dans le sens où la couche limite n'est pas ingérée dans le moteur. Dans cette annexe, trois variables sont étudiées, à savoir le rapport a/b de la lèvre de l'entrée d'air, la longueur du diffuseur et la distance entre la nacelle et l'aile. Les conditions d'écoulement appliquées à l'infini sont les suivantes : $M_\infty = 0.75$, $P_{amb} = 23800 Pa$ (pression qui correspond à l'altitude issue de [26]) ainsi qu'un nombre de Reynolds égal à 6 millions. Ces conditions sont identiques lorsque la configuration avec ingestion de couche limite est considérée.

- Lèvre d'entrée d'air

Comme il a été vu à l'annexe précédente, le paramètre qui contrôle la forme de la lèvre est le rapport entre le demi-grand axe a et le demi-petit axe b . Quatre valeurs de a/b ont été étudiées : $a/b=2,3,4$ et 5 . La Figure A3-1 montre les contours de pression statique sur l'aile et sur la nacelle ainsi que les contours de pression totale à la soufflante pour $a/b=2$. On constate une chute de pression totale au niveau de la paroi supérieure du diffuseur. Cette chute localisée de la pression totale est due à la présence d'une recirculation dans le diffuseur, visible sur la Figure A3-2. Ce décollement peut être causé par le désalignement qui existe entre l'écoulement et la nacelle dont l'axe est horizontal. Un meilleur design serait donc nécessaire pour supprimer ce décollement.

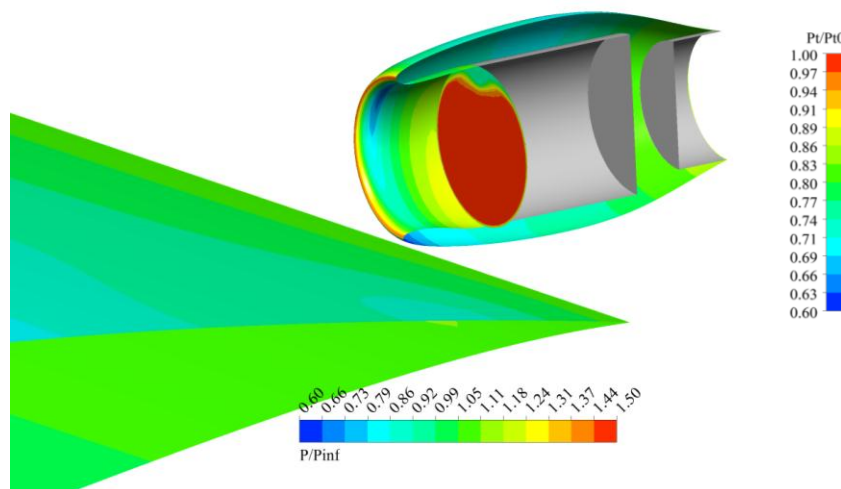


Figure A3-1 : Contours de pression statique sur l'aile et la nacelle et contours de pression totale à la soufflante pour $a/b=2$

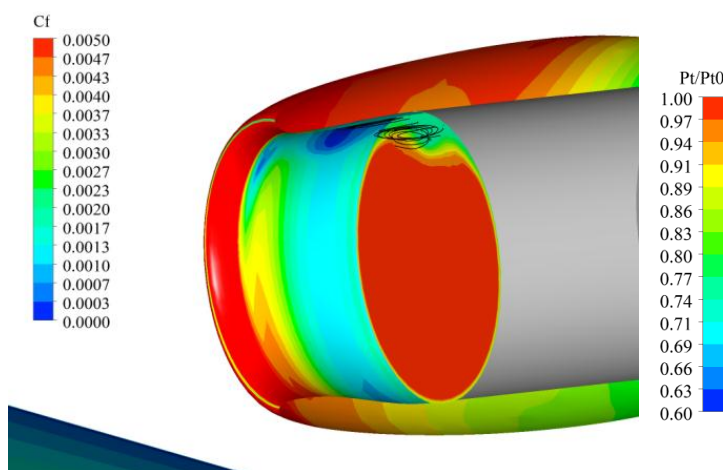


Figure A3-2 : Contours du coefficient de frottement à la paroi et lignes de courant montrant la recirculation dans le diffuseur pour $a/b=2$

Pour $a/b=3$, cette zone de recirculation n'est plus présente dans le diffuseur, comme le montrent les Figures A3-3 et A3-4. On remarque à la Figure A3-4 une zone proche du profil externe avant inférieur où l'écoulement est supersonique. C'est une conséquence de la proximité de la nacelle avec l'aile, qui joue le rôle d'un convergent, accélérant ainsi l'écoulement. Cet effet de

convergent-divergent qui apparaît peut être géré par un reprofilage local de l'ensemble nacelle-mât réacteur-aile.

La Figure A3-5 présente la variation de la pression de recouvrement (PR) à la soufflante ainsi que la consommation de carburant fournie par le module thermodynamique. On constate une chute de la pression de recouvrement (-0.2%) pour des rapports a/b élevés. Au contraire, le débit de carburant augmente de 0.21%. Cette augmentation peut s'expliquer par la chute de la pression de recouvrement ainsi que par l'augmentation de la traînée totale (+0.17%).

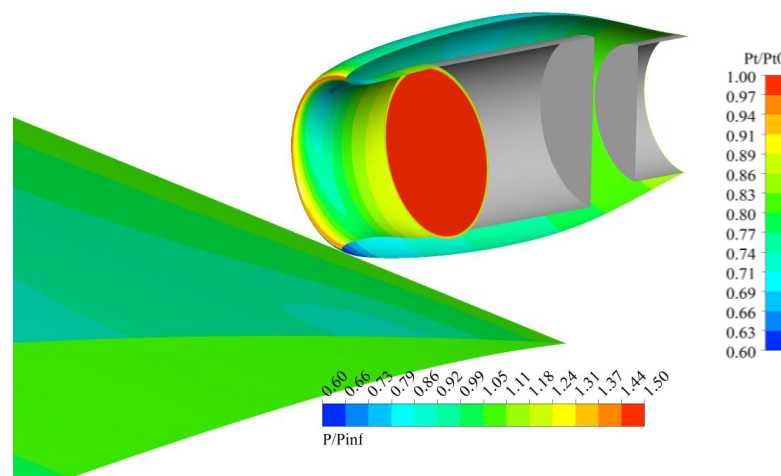


Figure A3-3 : Contours de pression statique sur l'aile et la nacelle et contours de pression totale à la soufflante pour $a/b=3$

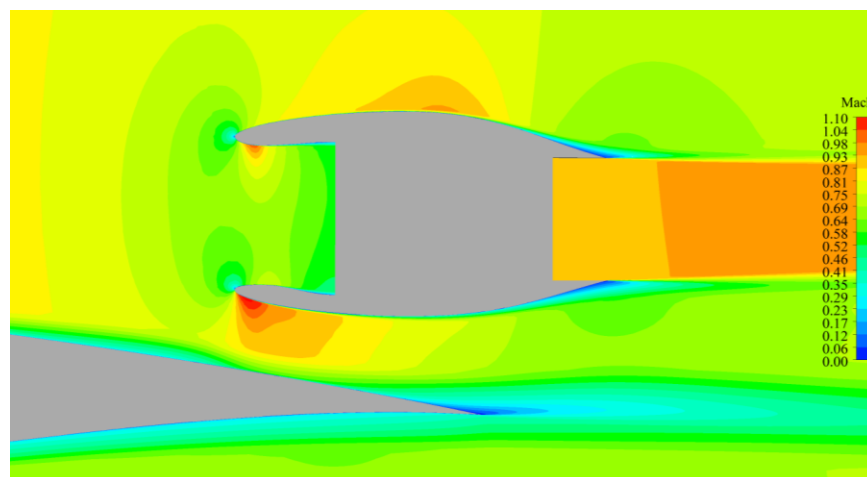


Figure A3-4 : Contours de Mach autour de la configuration classique pour $a/b=3$

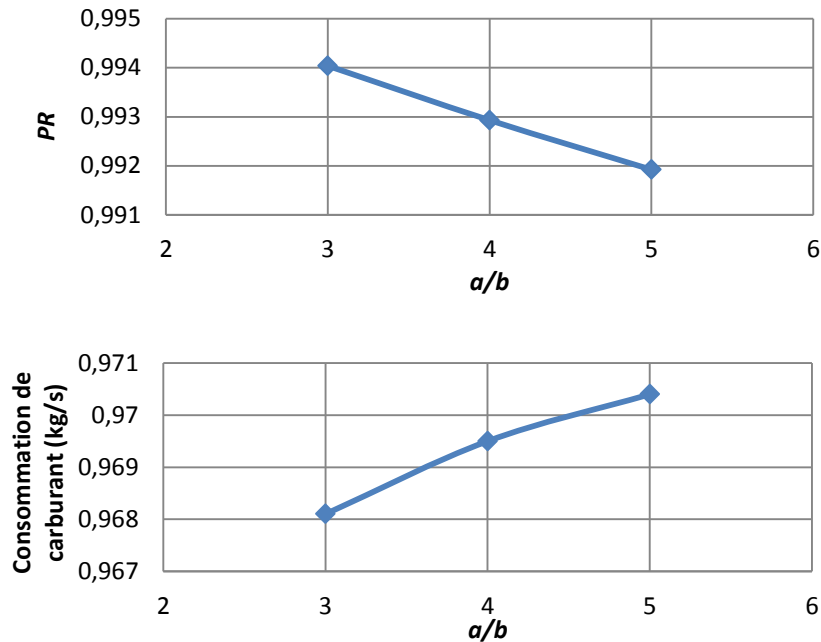


Figure A3-5 : Variation de la pression de recouvrement (haut) et de la consommation de carburant (bas) en fonction de a/b

- Longueur du diffuseur

Plusieurs valeurs de L/D ont été étudiées, à savoir $L/D=0.32$, 0.40, 0.48 et 0.56. La Figure A3-6 met en évidence les contours de pression statique pour $L/D=0.32$. On constate une zone de recirculation au niveau de la paroi inférieure, se traduisant par une chute de la pression totale à la soufflante. Cette recirculation n'est plus présente pour des longueurs de diffuseur plus élevées. Cette recirculation peut s'expliquer par le gradient de pression adverse dans la couche limite qui est plus important pour $L/D=0.32$ que pour les autres cas, comme on peut le voir à la Figure A3-7. Ce gradient élevé situé dans la première moitié du diffuseur peut être à l'origine de la recirculation se produisant dans la deuxième partie du diffuseur. Ce gradient est causé par la pente trop élevée du diffuseur, causant ainsi le décollement.

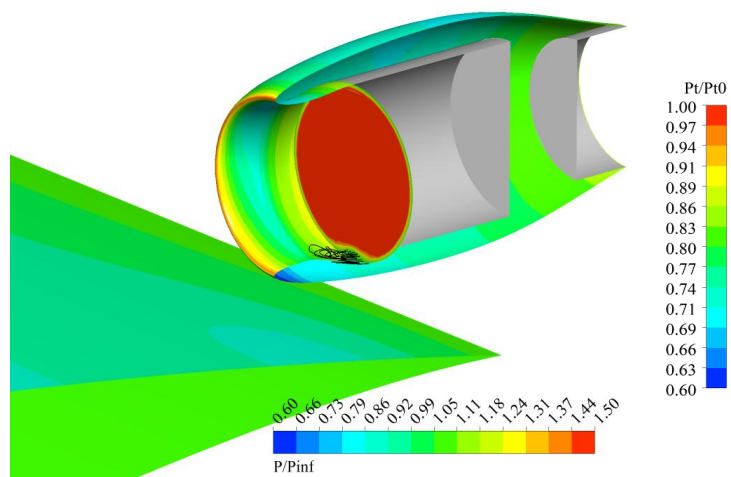


Figure A3-6 : Contours de pression statique et lignes de courant pour $L/D=0.32$

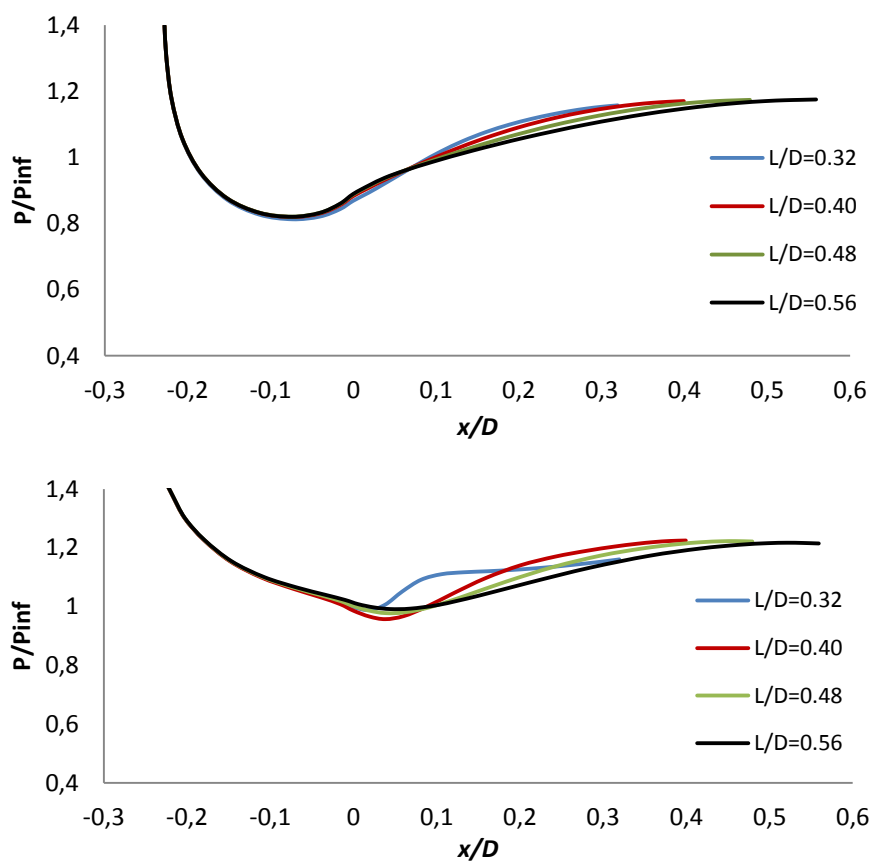


Figure A3-7 : Répartition de la pression statique à la paroi supérieure (haut) et à la paroi inférieure (bas) pour $L/D=0.32, 0.40, 0.48$ et 0.56

La Figure A3-8 montre la variation de la pression de recouvrement, de la traînée bélière et de la consommation de carburant en fonction de L/D . On constate une faible diminution de la pression de recouvrement (-0.03%) entre $L/D=0.4$ et $L/D=0.56$. Malgré cette perte de pression totale, la consommation de carburant diminue également de 0.03%. Cette chute peut être attribuée à la diminution de la traînée bélière (-0.06%).

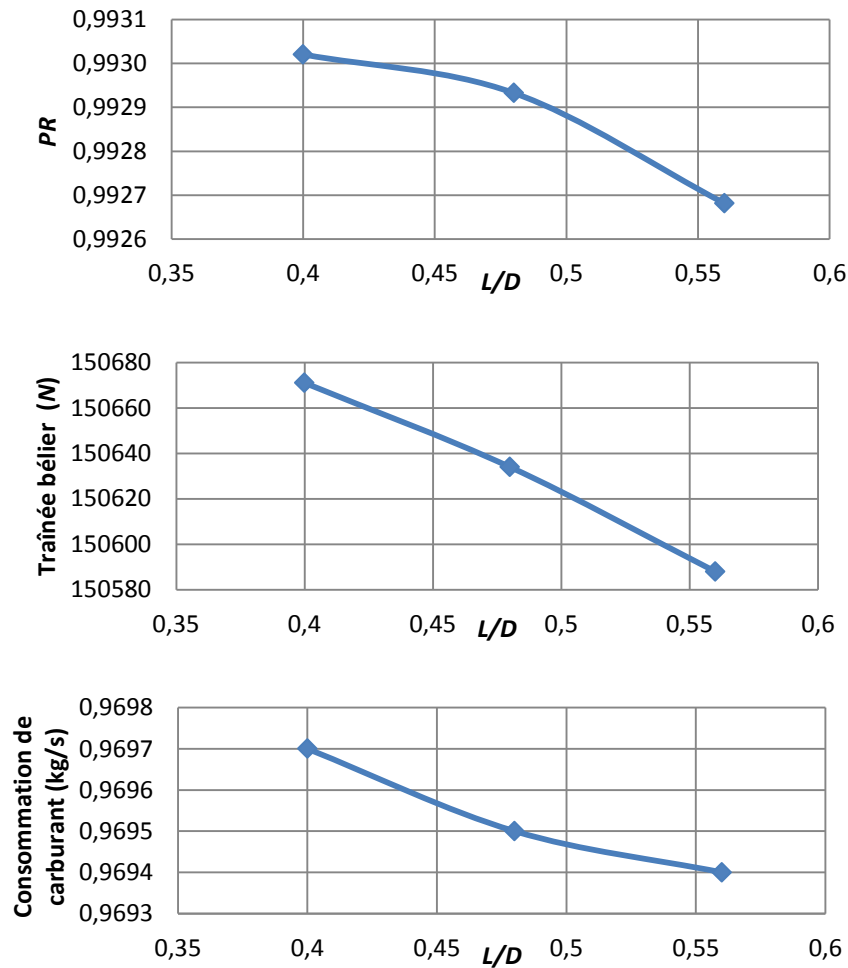


Figure A3-8 : Variation de la pression de recouvrement (haut), de la traînée bélière (milieu) et de la consommation de carburant (bas) en fonction de L/D

- Distance nacelle/aile

Différentes distances entre la nacelle et l'aile ont été considérées : $H/D=0.32, 0.51, 0.64, 0.8$ et 0.96 . La Figure A3-9 présente la variation de la pression de recouvrement, du coefficient de traînée (adimensionné par rapport à l'aire de la soufflante) et de la consommation de carburant en fonction de H/D . Bien que la pression de recouvrement ne subisse qu'une faible augmentation avec l'augmentation de la distance (+0.03% entre $H/D=0.96$ et $H/D=0.32$), la consommation de carburant subit une variation plus importante lorsque la nacelle est très proche de l'aile (+0.53% entre $H/D=0.96$ et $H/D=0.32$).

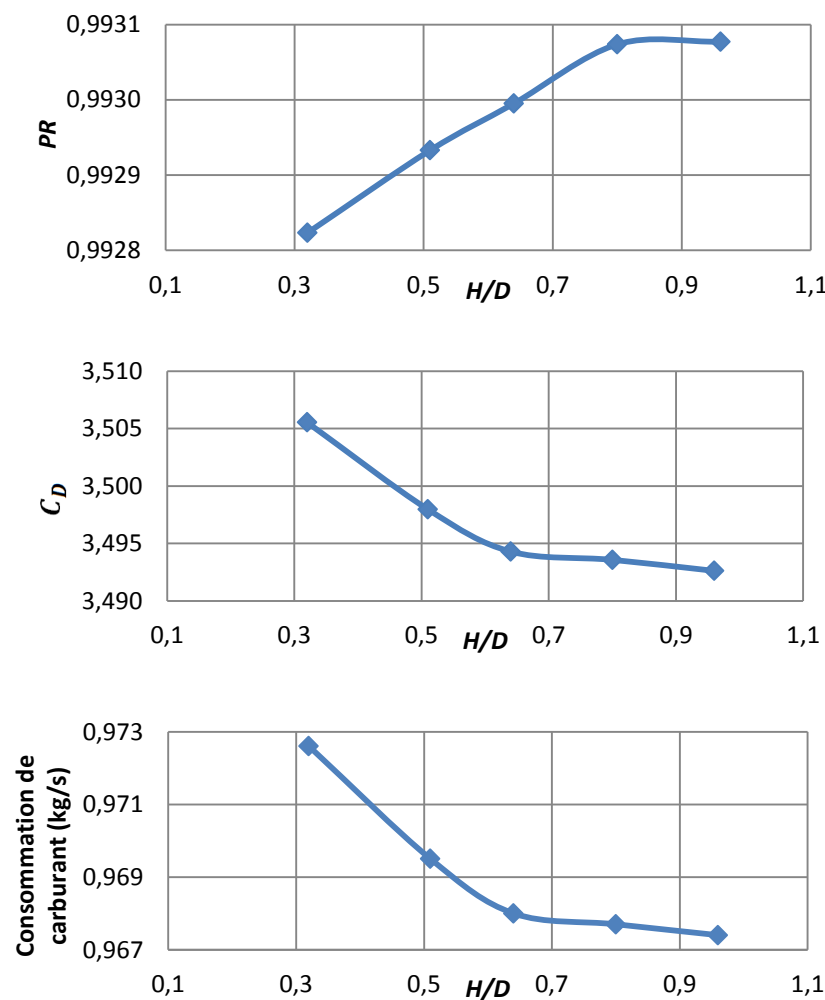


Figure A3-9 : Variation de la pression de recouvrement (haut), du coefficient de traînée (milieu) et de la consommation de carburant (bas) en fonction de H/D

Cette variation de la consommation de carburant est fortement liée à la traînée totale de la configuration qui subit une forte augmentation pour de faibles distances entre la nacelle et l'aile. Il est important de souligner de nouveau le fait que cette configuration ne possède pas de mât réacteur. La présence d'un mât modifierait de manière importante l'évolution de la traînée et par conséquent la consommation de carburant (la tendance observée sur la figure serait beaucoup plus mesurée, voire inversée puisque la surface mouillée du mât serait plus importante lorsque la nacelle est éloignée de l'aile).

La Figure A3-10 représente la répartition du coefficient de pression sur l'extrados de l'aile au niveau du plan de symétrie pour une configuration sans moteur (lisse) et pour différents rapports H/D . On constate une variation brutale du coefficient de pression lorsque l'écoulement pénètre dans le convergent-divergent formé par la nacelle et l'aile. Cette variation est d'autant plus brutale et intense lorsque la nacelle est proche de l'aile. La position du choc est également légèrement altérée par la présence du moteur, comme on peut le voir à la Figure A3-11. La Figure A3-12 met en évidence l'accélération de l'écoulement entre la nacelle et l'aile pour $H/D=0.32$.

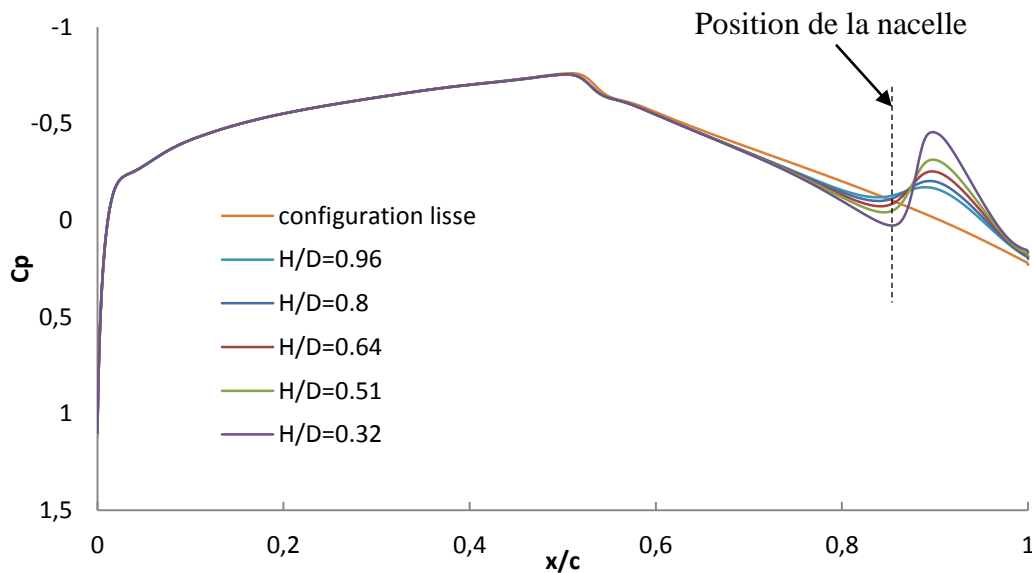


Figure A3-10 : Répartition du coefficient de pression sur l'extrados de l'aile au plan de symétrie, pour une configuration sans moteur et pour différents rapports H/D

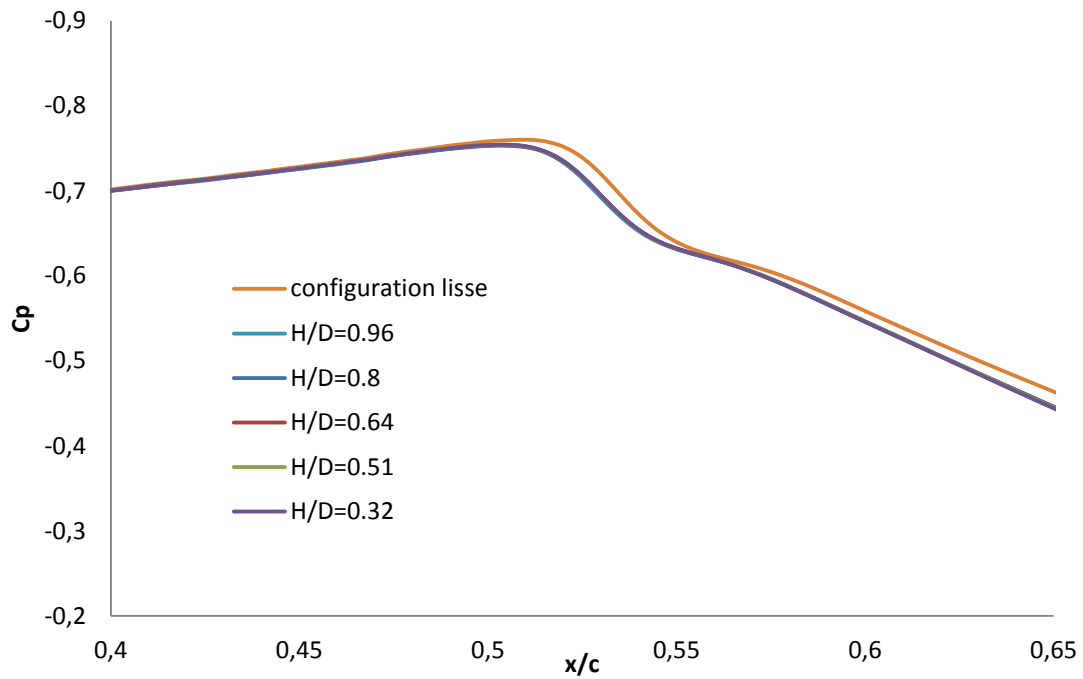


Figure A3-11 : Répartition du coefficient de pression sur l'extrados de l'aile proche du choc, au plan de symétrie, pour une configuration sans moteur et pour différents rapports H/D

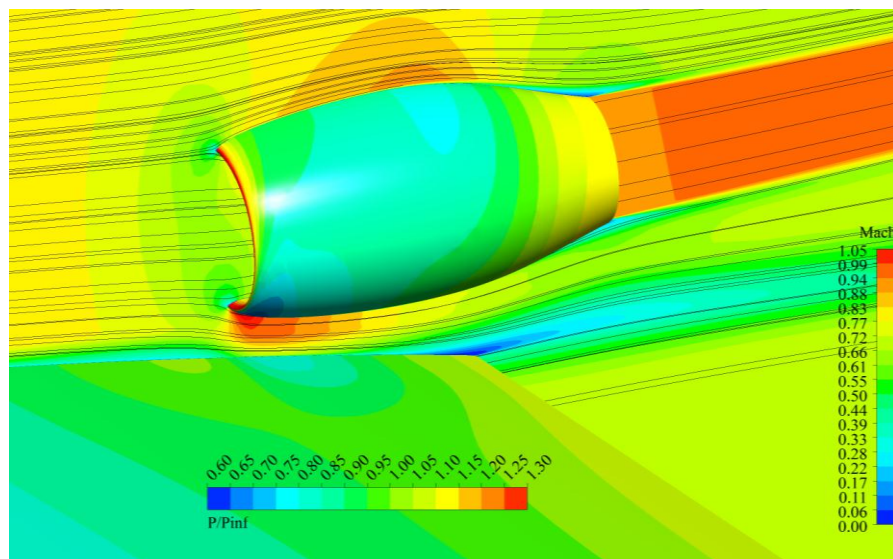


Figure A3-12 : Contours de pression statique sur l'aile et la nacelle et contours de Mach au plan de symétrie avec lignes de courant pour $H/D=0.32$

ANNEXE 4 COMPLÉMENTS SUR LES RÉSULTATS LIÉS À LA CONFIGURATION AVEC INGESTION DE COUCHE LIMITE

➤ **Plan d'expériences utilisé pour l'étude :**

Tableau A4-1 : Plan d'expériences généré par l'hypercube latin

Cas	L/D	$\Delta H/D$	AR_{top}	AR_{bottom}	$\alpha_{AR_{bottom}}$	Commentaires
1	1.9375	0.1000	1.1750	10.4167	0.8750	
2	1.5625	0.0542	1.0708	13.7500	0.6250	
3	2.5000	0.0583	1.0500	12.0833	0.7083	
4	2.2500	0.1500	1.1542	10.8333	0.2917	
5	2.1875	0.0792	0.9458	17.9167	0.7500	
6	2.3750	0.1208	1.2792	15.8333	0.3750	
7	2.4375	0.1250	1.1125	15.4167	0.9583	
8	1.8750	0.1083	0.8208	16.2500	0.0417	
9	1.2500	0.1375	1.1333	11.2500	0.0833	{2}
10	1.7500	0.0667	1.2375	20.0000	0.5417	
11	1.1875	0.0875	1.3000	15.0000	0.8333	{2}
12	2.0000	0.1333	1.0292	19.1667	0.4167	
13	2.3125	0.0708	1.0917	16.6667	0.1250	
14	1.3125	0.0625	0.9667	14.5833	0.0000	{2}
15	1.5000	0.0500	0.8000	18.7500	0.4583	{2}
16	1.0625	0.1042	0.9042	12.9167	0.5000	{2}

17	1.6875	0.0833	1.2583	12.5000	0.2083	
18	1.1250	0.1125	0.8833	19.5833	0.3333	{2}
19	1.4375	0.1292	0.9250	17.0833	0.9167	
20	2.1250	0.1458	0.8417	13.3333	0.5833	
21	1.8125	0.0917	0.8625	11.6667	1.0000	
22	2.0583	0.0958	0.9875	10.0000	0.2500	
23	1.000	0.0750	1.0083	18.3333	0.7917	{1}
24	1.3750	0.1167	1.2167	17.5000	0.1667	
25	1.6250	0.1417	1.1958	14.1667	0.6667	{1}

{1} : La génération de la géométrie a échouée pour les cas 23 et 25. Ces cas ont été retirés de l'étude

{2} : Ces cas entraînent des corrections de débit d'air très importantes. Ces cas ont ainsi été retirés de l'étude. Une attention est nécessaire concernant le design de ces configurations.

➤ Influence de certaines interactions sur les différentes réponses

Les figures suivantes montrent certaines interactions entre les paramètres géométriques liés au diffuseur qui ont une influence sur le modèle généré pour les différentes réponses.

- Coefficient de distorsion

Les analyses ont révélées que la combinaison de L/D avec $\alpha_{AR_{bottom}}$ a une influence sur l'évolution du coefficient de distorsion, comme on peut le voir à la Figure A4-1. On constate que l'influence de L/D est grandement diminué à mesure que $\alpha_{AR_{bottom}}$ augmente.

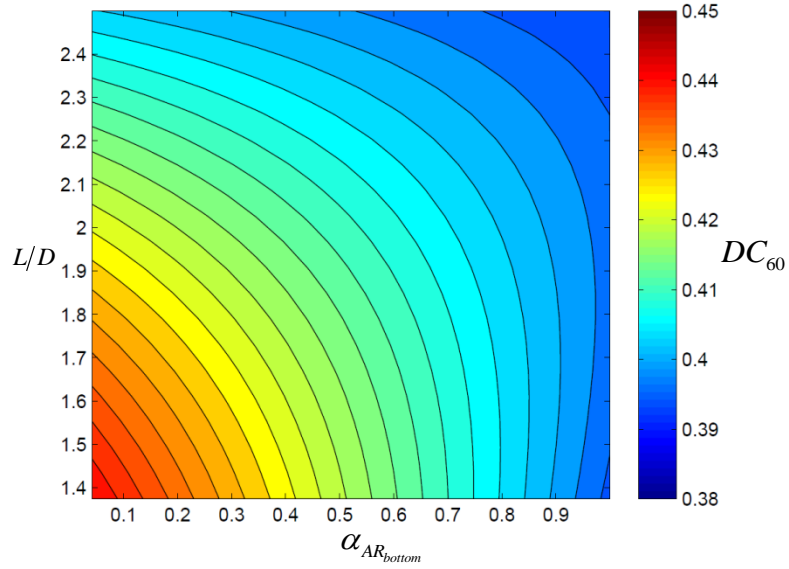


Figure A4-1 : Variation du coefficient de distorsion en fonction de L/D et de $\alpha_{AR_{bottom}}$

- Traînée bélièr

Les interactions entre L/D et $\alpha_{AR_{bottom}}$ ainsi que L/D et AR_{bottom} ont une influence sur la traînée bélièr, comme on peut le voir sur les figures ci-dessous.

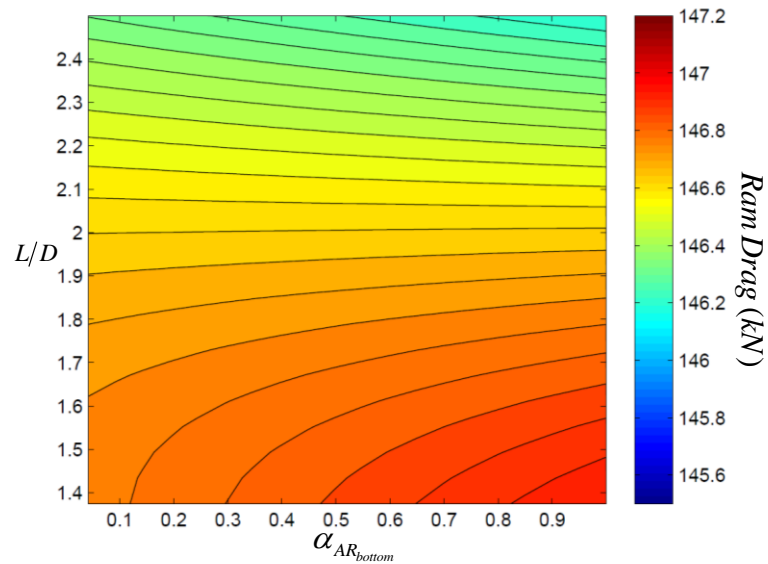


Figure A4-2 : Variation de la traînée bélièr en fonction de L/D et de $\alpha_{AR_{bottom}}$

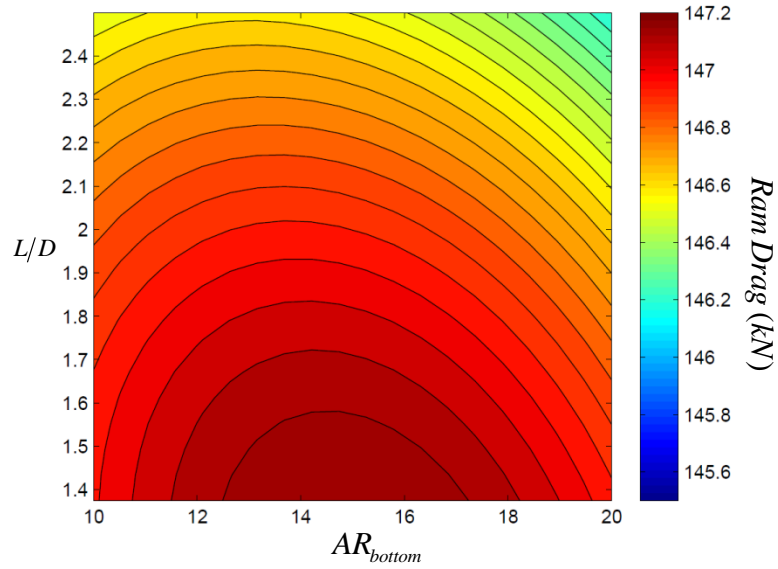


Figure A4-3 : Variation de la traînée bélière en fonction de L/D et de AR_{bottom}

- Consommation de carburant

Un terme d'interaction a également une influence sur cette réponse comme le montre la Figure A4-4 illustrant l'interaction entre L/D et $\alpha_{AR_{bottom}}$.

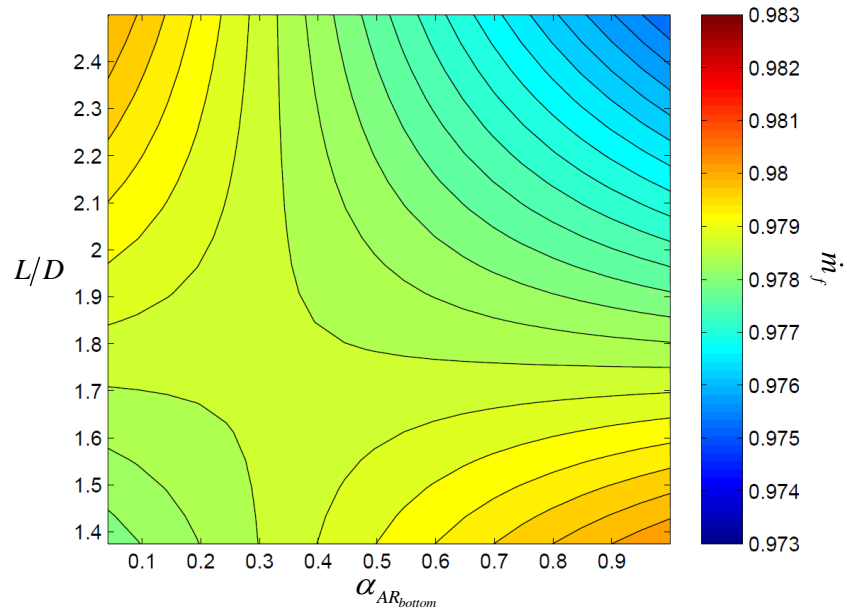


Figure A4-4 : Variation de la consommation de carburant en fonction de L/D et de $\alpha_{AR_{bottom}}$

ANNEXE 5 COMPLÉMENTS CONCERNANT LE MODULE THERMODYNAMIQUE

Les équations suivantes sont utilisées dans le cadre de la création du module thermodynamique et sont issues de l'UDF. La numérotation des stations suit celle indiquée à la section 3.4.

Les données au niveau de la soufflante (station 2) sont fournies par l'analyse CFD.

```

/* Stage 21 : Fan Outlet */

TempTot21=TempTot2*pow(InnerFPR,expFan);
Ptot21=InnerFPR*Ptot2;
WorkFan=cpAir*(TempTot21-TempTot2);

/* Stage 22 : Core Inlet Duct */

Ptot22=Ptot21*CoreDuctPR;
TempTot22=TempTot21;

/* Stage 24 : LPC Outlet */

TempTot24=TempTot22*pow(LPCPR,expLPC);
Ptot24=LPCPR*Ptot22;
WorkLPC=fHot*cpAir*(TempTot24-TempTot22);

/* Stage 25 : Comp. InnerDuct */

Ptot25=CompInnerDuct*Ptot24;
TempTot25=TempTot24;

/* Stage 3 : HPC Outlet */

```

```

Ptot3=HPCPR*Ptot25;
TempTot3=TempTot25*pow(HPCPR,expHPC);
WorkHPC=fHot*cpAir*(TempTot3-TempTot25);

/* Stage 4 : Combustor */

Ptot4=BurnerPR*Ptot3;
TempTot4=TIT;
fFuel=(fHot*(cpGas*TempTot4-cpAir*TempTot3))/(LHV*EffComb*1000-
cpGas*TempTot4);
fHot2=fHot+fFuel;

/* Stage 44 : Outlet HPT */

WorkHPT=WorkHPC/EffMech;
DeltaTempHPT=fHot/fHot2*cpAir/cpGas/EffMech*(TempTot3-TempTot25);
TempTot44=TempTot4-DeltaTempHPT;
RatioHPT=pow((1-DeltaTempHPT/(TempTot4*EffHPT)),-gammaGas/(gammaGas-1));
Ptot44=Ptot4/RatioHPT;

/* Stage 45 : Inter Turbine */

TempTot45=TempTot44;
Ptot45=Ptot44*InterTurbPR;

/* Stage 5 : LPT */

WorkLPT=(WorkFan+WorkLPC)/EffMech;
DeltaTempLPT=(cpAir*(TempTot21-TempTot2)+fHot*cpAir*(TempTot24-
TempTot22))/(EffMech*cpGas*fHot2);
TempTot5=TempTot45-DeltaTempLPT;
RatioLPT=pow((1-DeltaTempLPT/(TempTot45*EffLPT)),-gammaGas/(gammaGas-
1));
Ptot5=Ptot45/RatioLPT;

/* Stage 6 : Turbine Exit Duct */

```



```

TempTot6=TempTot5;
Ptot6=Ptot5*RamHotNozzle;

/* Stage 8 : Turbine Exit */

TempTot8=TempTot6;
Ptot8=Ptot6;
RatioCrit=pow((1+(gammaGas-1)/2),gammaGas/(gammaGas-1));
Pcrit=Ptot6/RatioCrit;

if (Pcrit>PInf)
{
    Pstat8=Pcrit;
    Tstat8=2*TempTot6/(gammaGas+1);
    Vel8=pow(gammaGas*RGas*Tstat8,0.5);
    M8=1;
}
else
{
    Pstat8=PInf;
    Tstat8=TempTot8/pow(Ptot8/PInf,(gammaGas-1)/gammaGas);
    Vel8=pow(2*cpGas*(TempTot6-Tstat8),0.5);
    M8=Vel8/pow(gammaGas*RGas*Tstat8,0.5);
}

rhoHot=Pstat8/(RGas*Tstat8);
ThrustHot=fHot2*Vel8+fHot2/(rhoHot*Vel8)*(Pstat8-PInf);

/* Stage 13 : Turbine Exit */

TempTot13=TempTot2*pow(OuterFPR,expFan);
Ptot13=OuterFPR*Ptot2;

/* Stage 18 : Cold Nozzle */

fCold=BPR/(BPR+1);
Ptot18=RamColdNozzle*Ptot13;

```

```

TempTot18=TempTot13;
RatioCritCold=pow((1+(gammaAir-1)/2),gammaAir/(gammaAir-1));
PcritCold=Ptot18/RatioCritCold;

if (PcritCold>PInf)
{
    Pstat18=PcritCold;
    Tstat18=2*TempTot13/(gammaAir+1);
    Vel18=pow(gammaAir*RAir*Tstat18,0.5);
    M8=1;
}
else
{
    Pstat18=PInf;
    Tstat18=TempTot18/pow(Ptot18/PInf,(gammaAir-1)/gammaAir);
    Vel18=pow(2*cpAir*(TempTot13-Tstat18),0.5);
    M18=Vel18/pow(gammaAir*RAir*Tstat18,0.5);
}

rhoCold=Pstat18/(RAir*Tstat18);
ThrustCold=fCold*Vel18+fCold/(rhoCold*Vel18)*(Pstat18-PInf);
MassFuel=fFuel*MassFlowFan;

```