

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE EN GÉNIE
M.Ing.

PAR
MOHSEN JALALI

CALCUL DES CHARGES SUR LES AILES D'UN AVION

MONTRÉAL, LE 4 FÉVRIER 2005

©droits réservés de Mohsen Jalali

**CE PROJET A ÉTÉ ÉVALUÉ
PAR UN JURY COMPOSÉ DE :**

Mme Ruxandra Botez, directrice de mémoire
Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

Mme Nasrin Vayani, examinatrice
Bombardier Aéronautique

M. Stéphane Hallé, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Karima Bensouda, examinatrice
Bell Helicopter Textron Canada

IL A FAIT L'OBJET D'UNE PRÉSENTATION DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 4 FÉVRIER 2005

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

CALCUL DES CHARGES SUR LES AILES D'UN AVION

Mohsen Jalali

SOMMAIRE

Dans ce mémoire, on calcule des charges aérodynamiques et inertielles sur l'aile dans le but de les transmettre à un programme d'analyse de la structure. Ce mémoire est réalisé dans le cadre du projet MDO (Multidisciplinary Design Optimisation), où la conception d'une aile d'avion est automatisée en utilisant la combinaison des résultats obtenus par toutes les disciplines reliées à la conception d'une l'aile de l'avion.

Ce projet est financé par le CRIAQ (Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique au Québec) et par Bombardier Aéronautique. Les programmes ont été écrits par l'équipe de recherche dirigée par M. J.-Y. Trépanier en C++ et en Microsoft Visual C++ version 5.0 selon le standard ANSI de sorte qu'ils seront portés sur d'autres plates-formes qui supportent ce standard [Réf. 21].

Les logiciels GAMBIT et FLUENT ont été utilisés pour calculer les coefficients de pression, portance et traînée nécessaires aux calculs des charges sur une aile d'avion. Le premier logiciel, GAMBIT, nous a aidé à définir le maillage autour des différents profils de l'aile. Le deuxième logiciel, FLUENT, a été utilisé pour calculer les coefficients aérodynamiques. Ce deuxième logiciel utilise les informations du logiciel précédent, GAMBIT pour créer toute l'information nécessaire à l'analyse de l'écoulement aérodynamique. Ces logiciels sont utilisés dans le but d'être incorporés dans un ensemble permettant l'optimisation multidisciplinaire de la conception d'une aile d'avion.

On calcule les charges aérodynamiques pour les cas critiques de vol de l'avion en se basant sur les coefficients obtenus en utilisant les logiciels GAMBIT et FLUENT. On tient compte de certaines caractéristiques de l'avion et de sa mission. Pour ce projet, on fait l'hypothèse que l'avion doit être conçu pour être certifié suivant la norme canadienne (et américaine) pour la catégorie des avions de transport.

LOAD CALCULATION ON THE WING OF AIRPLANE

Mohsen Jalali

ABSTRACT

In this master thesis, we calculate the aerodynamic and inertial loads on a wing with the aim of sending these loads to be used in a structural analysis program. This thesis is realized as part of the MDO (Multidisciplinary Design Optimization) project where the aircraft wing design is automated by use of the combination of obtained results by use of all disciplines related to the design of an aircraft wing.

This project is funded by CRIAQ (Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique du Québec) and by Bombardier Aerospace. Initial algorithms were written by the research team directed by M Jean Yves Trepanier in C++ and in Microsoft Visual C++ version 5.0 in ANSI standards so that they can be used in other standards.

The software GAMBIT and FLUENT were used to calculate the pressure, lift and drag coefficients necessary to the loads calculations on a wing. By use of the first software GAMBIT, the mesh was defined for various wing airfoils. The aerodynamic coefficients were calculated by use of FLUENT software. This second software uses the information from the first software to create all the necessary information for the airflow analysis. The work realized with these software will be further introduced in final software for the Multidisciplinary Design Optimization of the wing.

We calculate the aerodynamic loads for the critical flight cases on the basis of obtained coefficients by use of GAMBIT and FLUENT software. We take into account certain characteristics of the aircraft and its mission. For this project, we assume that the aircraft is designed to be certified following to the Canadian (and American) norms for the transport type aircraft.

REMERCIEMENTS

Je tiens sincèrement à remercier ma directrice de recherche, Mme Ruxandra Botez professeure au département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure pour son support tout au long du projet. Je voudrais aussi remercier ma co-directrice Mme Nasrin Vayani de Bombardier Aéronautique pour ses conseils et le suivi du projet.

Je remercie également M. François Pepin et M. Marc Langlois de Bombardier Aéronautique pour leurs conseils et informations donnés. Je remercie M. Jean-Yves Trépanier, chef de projet MOSAIC pour nous avoir impliqué dans le projet et nous avoir fourni le projet et les programmes du M. Guy Deraspe.

Ce projet a été rendu possible grâce au financement du Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique du Québec (CRIAQ) et Bombardier Aéronautique.

Enfin, mes remerciements vont aux personnes qui de près ou de loin m'ont soutenu pour réaliser ce projet particulièrement ma mère Assieh Ahmadi et ma copine Leila Sarhadi et mon ami Eugen Melinte. Leur encouragement a été pour moi une source de motivation.

TABLES DES MATIÈRES

SOMMAIRE.....	iv
ABSTRACT.....	v
REMERCIEMENTS.....	vi
TABLES DES MATIÈRES.....	vii
LISTE DES TABLEAUX.....	xi
LISTE DES FIGURES.....	xii
LISTE DES ABRÉVIATIONS.....	xviii
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 2 EXPLICATION DU PROJET GLOBAL D'OPTIMISATION ET RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE.....	3
CHAPITRE 3 STRUCTURE DU TRAVAIL DÉFINI.....	7
3.1 Définition d'un avion et de son aile.....	9
3.2 Détails du programme « Cas de Chargement » (<i>LoadCases</i>).....	9
3.3 Détails du programme « Chargement Aile » (<i>WingLoad</i>).....	9
3.4 Fichiers de transfert d'information.....	10
3.5 Définition géométrique de l'avion et ses composantes.....	11
3.5.1 Le système d'unités et le système de référence.....	11
3.5.2 Définitions géométriques de l'avion.....	12
3.5.3 Définitions géométriques de l'aile.....	13
3.6 Modèle de l'atmosphère.....	13
CHAPITRE 4 DÉTAILS DU PROGRAMME «CAS DE CHARGEMENT» (<i>LOADCASES</i>).....	15
4.1 Paramètres d'entrée requis.....	18
4.1.1 Paramètres de l'avion et de sa mission.....	18
4.1.1.1 Masse maximum et minimum de l'avion.....	21
4.1.1.2 Masse de la charge utile maximale.....	21
4.1.1.3 Masse de carburant dans les ailes et position des réservoirs de carburant....	22
4.1.1.4 Vitesse et altitude.....	23
4.1.1.5 Position du centre de gravité CG de l'avion.....	23

4.1.1.6	Caractéristiques du fuselage.....	24
4.1.1.7	Caractéristiques de l'empennage.....	24
4.1.1.8	Nombre de bandes pour le réservoir de carburant et pour la structure de l'aile.....	24
4.1.1.9	Équipements fixés à la structure de l'aile.....	24
4.1.2	Paramètres de l'aile.....	26
4.1.2.1	Forme de l'aile.....	27
4.1.2.2	Épaisseur des profils de l'aile.....	29
4.1.2.3	Positions de longerons.....	29
4.2	Estimation des caractéristiques aérodynamiques.....	29
4.2.1	Masses en vol considérées.....	29
4.2.2	Les coefficients de portance maximaux et minimaux de l'aile.....	30
4.2.3	Le coefficient de moment de tangage de l'aile et de fuselage.....	30
4.2.4	Le facteur de compressibilité de Prandtl-Glauert.....	33
4.2.5	Écoulement de sillage descendant derrière l'aile (<i>Downwash</i>).....	33
4.2.6	La pente de la courbe de portance.....	35
4.2.7	La pression dynamique (voisinage de l'empennage dans le sillage de l'aile).....	38
4.2.8	Le centre aérodynamique de l'aile.....	38
4.3	Le centre de gravité CG de l'avion et les limites de CG de l'avion.....	38
4.3.1	Le point neutre (PN) de l'avion.....	38
4.3.2	Les limites de centre de gravité CG de l'avion.....	38
4.4	Moment d'inertie de masse de l'avion.....	39
4.5	Le facteur de charge vertical, FAR 25.....	39
4.5.1	Vitesses et accélérations angulaires, manoeuvre en tangage.....	40
4.6	Charges inertielles.....	40
4.6.1	Équipements supplémentaires.....	40
4.6.2	Masse et moment d'inertie de l'aile.....	41
4.6.2.1	La distribution de la masse de la structure le long de l'envergure de l'aile.....	44
4.6.2.1.1	Position latérale du CG de la structure de l'aile.....	45
4.6.2.1.2	Inertie de l'aile en roulis.....	46
4.6.2.2	Distribution de la masse de la structure de l'aile le long de la corde du profile.....	46
4.6.3	La masse et la disposition du carburant.....	50
4.6.4	Vitesses et accélérations linéaires et angulaires.....	51
4.6.4.1	Accélérations linéaires.....	52
4.6.4.2	Mouvements angulaires.....	52
4.7	Autres forces ponctuelles.....	52
4.8	Cas de chargement, l'avion en équilibre.....	52
4.8.1	L'équilibre de l'avion.....	53
4.9	Fichiers de sortie.....	53

CHAPITRE 5 DÉTAILS DU PROGRAMME «CHARGEMENT AILE ».....	54
5.1 Paramètres d'entrée requis.....	56
5.1.1 Présentation de l'algorithme général.....	56
5.1.2 Données pour les efforts inertiels.....	56
5.1.3 Données aérodynamiques.....	56
5.2 Charges aérodynamiques : Intégration des coefficients de pression.....	58
5.2.1 Force sur une surface élémentaire.....	60
5.2.2 Calculs additionnels.....	61
5.3 Charges inertielles.....	64
5.4 Charges additionnelles (forces et moments).....	66
5.5 Sommation de tous les efforts et facteur de sécurité.....	66
5.6 Écriture des fichiers de sortie.....	66
CHAPITRE 6 CALCUL ASSOCIÉ À L'ÉCOULEMENT DE L'AIR.....	67
6.1 Les équations de Navier-Stokes.....	68
6.2 Simulation du programme en Fluent.....	69
6.3 Le maillage en Gambit.....	70
6.3.1 Étude du profil de Bombardier.....	72
6.3.2 Exportation du maillage de Gambit en Fluent.....	84
6.4 Mise en place de Fluent (étapes intermédiaires de calcul en Fluent).....	85
6.4.1 Le modèle en régime turbulent Spalart-Allmaras.....	96
6.4.2 Les valeurs de Y^+ et la résolution du maillage.....	98
6.5 Les résultats obtenus de C_p pour les 4 profils (cas 1).....	103
6.6 La validation de la méthodologie.....	107
CHAPITRE 7 DISCUSSIONS ET RECOMMANDATIONS.....	110
7.1 Discussions principales.....	110
7.1.1 Cas 1.....	113
7.1.2 Cas 2.....	114
7.1.3 Cas 3.....	115
7.1.4 Cas 4.....	116
7.1.5 Cas 5.....	117
7.1.6 Cas 6.....	118
7.1.7 Cas 7.....	119
7.1.8 Cas 8.....	120
7.1.9 Cas 9.....	121
7.1.10 Cas 10.....	122
7.1.11 Cas 11.....	123
7.1.12 Cas 12.....	124
7.1.13 Cas 13.....	125

7.1.14	Cas 14.....	126
7.1.15	Cas 15.....	127
7.2	Discussions secondaires.....	128
7.2.1	Mouvements de roulis par les ailerons.....	128
7.2.2	Traînée aérodynamique.....	128
7.2.3	Plage de vitesses.....	129
7.2.3.1	Pente de la courbe de portance.....	129
7.2.3.2	Position du centre aérodynamique.....	129
7.2.3.3	Moment de tangage des profils.....	130
7.2.4	Coefficient de portance maximum.....	130
7.2.5	Dynamique du vol.....	130
7.2.6	Facteur de sécurité pour le calcul de charges ultimes.....	131
7.2.7	Aile trapézoïdale et aile en V.....	131
CHAPITRE 8 CONCLUSIONS.....		133
8.1	Volume et masse de carburant.....	133
8.2	Distribution de masse de la structure d'aile.....	134
8.3	Précision de l'intégration des pressions.....	134
8.4	Programmation orientée objet (C++) et Fluent.....	134
8.5	Aéroélasticité.....	135
8.6	Autres cas possibles de chargement.....	135
 ANNEXES		
1	RÉSUMÉ DU LOGICIEL FLUENT.....	137
2	LES COEFFICIENTS DE PRESSION DES PROFILES FOURNIS PAR BOMBARDIER AÉRONAUTIQUE.....	154
3	LA CONVERGENCE DES RÉSIDUS ET DES COEFFICIENTS AÉRODYNAMIQUES.....	164
 BIBLIOGRAPHIE		175

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I	Liste de charges	17
Tableau II	Paramètres de l'avion et de mission, « InfoAvion.txt ».....	18
Tableau III	Équipements et systèmes fixés à la structure d'une aile d'avion de transport typique	25
Tableau IV	Paramètres de la géométrie de l'aile d'un avion du fichier « InfoAile.txt »	28
Tableau V	Position du centre de gravité pour une demie aile	45
Tableau VI	Données dans le fichier <<DataAero>>	58
Tableau VII	Accélération selon Z versus le facteur de charge	65
Tableau VIII	Les coordonnées des points définis au voisinage du profil.....	74
Tableau IX	Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face ABCGA.....	79
Tableau X	Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face EDCGE.....	80
Tableau XI	Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face AGEFA.....	81
Tableau XII	Définition des groupes.....	83
Tableau XIII	Cas de chargement	112
Tableau XIV	Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 1 (cas 1) versus (X,Z).....	155
Tableau XV	Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 2 (cas 1) versus (X,Z).....	158
Tableau XVI	Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 3 (cas 1) versus (X,Z).....	160
Tableau XVII	Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 4 (cas 1) versus (X,Z).....	162

LISTE DES FIGURES

Figure 1	Structure du travail.....	8
Figure 2	Système de coordonnées.....	11
Figure 3	Définitions géométriques de l'avion et de l'aile.....	12
Figure 4	Détail de l'algorithme des cas de chargement «Load Cases».....	16
Figure 5	Modèle de la structure simplifiée pour le calcul de la distribution de la masse.....	46
Figure 6	Volume de carburant.....	51
Figure 7	Détails du programme «Chargement Aile».....	55
Figure 8	Séquence d'intégration des points correspondants aux nervures sur l'aile.....	59
Figure 9	Colonne de pression dont le volume représente la force sur un élément triangulaire.....	60
Figure 10	Définition des forces F_N et F_T sur le profile d'aile ainsi que de l'angle d'attaque α	62
Figure 11	Organigramme de calcul associé à l'écoulement de l'air en Fluent.. ...	67
Figure 12	Le choix des opérations géométriques en Gambit (<i>Operation Tool Pads</i>).....	71
Figure 13	Définition des points d'un profil.....	72
Figure 14	Tracage des lignes entre les points.....	73
Figure 15	Choix des points et des longueurs au voisinage du profil.....	74
Figure 16	Le choix des lignes à tracer entre les points.....	75

Figure 17	Le profil avec les lignes dessinées entre ses points voisins.....	76
Figure 18	Le groupement entre les lignes.....	77
Figure 19	Définitions des côtés, des nœuds et des cellules dans un maillage en 2D.....	78
Figure 20	La nouvelle construction du maillage sur la face ABCGA.....	80
Figure 21	La nouvelle construction du maillage sur la face EDCGE.....	81
Figure 22	La nouvelle construction du maillage sur la face AGEFA.....	82
Figure 23	L'étiquetage en Gambit.....	83
Figure 24	Définition du type des voisinages.....	84
Figure 25	Lecture du fichier en Fluent.....	85
Figure 26	Le choix du gaz.....	87
Figure 27	La visualisation et l'appellation des principales parties du maillage...	88
Figure 28	La liste des différentes parties du modèle.....	89
Figure 29	Définition du <i>fluide</i> autour du profil d'aile.....	89
Figure 30	Définition du <i>farfield1</i> en tant que pressure farfield.....	90
Figure 31	Définition du <i>farfield2</i> en tant que pressure farfield.....	90
Figure 32	Définition du <i>farfield3</i> en tant que pressure farfield.....	91
Figure 33	Définition de <i>default - interior</i>	91
Figure 34	Définition du profil de l'aile.....	92
Figure 35	Première initialisation des variables de référence.....	93
Figure 36	L'organigramme de la résolution d'un problème en Fluent.....	94
Figure 37	Le choix de la solution.....	95

Figure 38	Choix des modèles et des constantes.....	98
Figure 39	Le schéma de la couche limite.....	99
Figure 40	Variation de y^+ avec la position sur la corde pour le profil 1 dans le cas 1, $\alpha = 3^0$, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$	100
Figure 41	Visualisation des coefficients de pression, profil 1 (cas1) Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^0$	101
Figure 42	Agrandissement de la figure précédente 41.....	101
Figure 43	Le résultat de l'adaptation du maillage profil 1 (cas 1) Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^0$	102
Figure 44	Agrandissement de la figure précédente 43.....	103
Figure 45	Le coefficient de pression pour le profil 1 (cas 1) versus la position sur la corde , Mach 0.6778 , $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^0$	104
Figure 46	Le coefficient de pression pour le profil 2 (cas 1) versus la position sur la corde , Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 2.5^0$	105
Figure 47	Le coefficient de pression pour le profil 3 (cas 1) versus la position sur la corde , Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 0.8^0$	106
Figure 48	Le coefficient de pression pour le profil 4 (cas 1) versus la position sur la corde , Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 1.1^0$	107
Figure 49	Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent Mach = 0.756, $Re = 3.76 \times 10^6$, $\alpha = 3.99^0$	108
Figure 50	Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent Mach = 0.3, $Re = 1.86 \times 10^6$, $\alpha = 4.04^0$	108
Figure 51	Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent, Mach = 0.504, $Re = 2.93 \times 10^6$, $\alpha = 4.06^0$	109
Figure 52	Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent Mach = 0.6, $Re = 4.65 \times 10^6$, $\alpha = 3.94^0$	109
Figure 53	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 1).....	113

Figure 54	Distribution du moment total sur l'aile (cas 1).....	113
Figure 55	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 2)	114
Figure 56	Distribution du moment total sur l'aile (cas 2)	114
Figure 57	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 3).....	115
Figure 58	Distribution du moment total sur l'aile (cas 3)	115
Figure 59	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 4)	116
Figure 60	Distribution du moment total sur l'aile (cas 4)	116
Figure 61	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 5)	117
Figure 62	Distribution du moment total sur l'aile (cas 5)	117
Figure 63	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 6)	118
Figure 64	Distribution du moment total sur l'aile (cas 6)	118
Figure 65	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 7)	119
Figure 66	Distribution du moment total sur l'aile (cas 7)	119
Figure 67	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 8)	120
Figure 68	Distribution du moment total sur l'aile (cas 8)	120
Figure 69	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 9)	121
Figure 70	Distribution du moment total sur l'aile (cas 9)	121
Figure 71	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 10)	122
Figure 72	Distribution du moment total sur l'aile (cas 10)	122
Figure 73	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 11)	123
Figure 74	Distribution du moment total sur l'aile (cas 11)	123

Figure 75	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 12)	124
Figure 76	Distribution du moment total sur l'aile (cas 12)	124
Figure 77	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 13)	125
Figure 78	Distribution du moment total sur l'aile (cas 13)	125
Figure 79	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 14).....	126
Figure 80	Distribution du moment total sur l'aile (cas 14).....	126
Figure 81	Distribution de la force totale sur l'aile (cas 15).....	127
Figure 82	Distribution du moment total sur l'aile (cas 15).....	127
Figure 83	Définition des forces aérodynamiques agissant sur un avion.....	165
Figure 84	Convergence des résidus de profile 1, Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$ $\alpha = 5.1^0$	166
Figure 85	C_d versus nombre des itérations de profile 1, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 5.1^0$	167
Figure 86	C_l versus nombre des itérations de profile 1, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 5.1^0$	167
Figure 87	C_m versus nombre des itérations de profile 1, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 5.1^0$	168
Figure 88	Convergence des résidus de profile 2, Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$ $\alpha = 4.3^0$	169
Figure 89	C_d versus nombre des itérations de profile 2, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 4.3^0$	169
Figure 90	C_l versus nombre des itérations de profile 2, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 4.3^0$	170
Figure 91	C_m versus nombre des itérations de profile 2, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 4.3^0$	170

Figure 92	Convergence des résidus de profile 3, Mach 0.6778, $Re=4 \times 10^7$ $\alpha = 3.9^0$	171
Figure 93	C_d versus nombre des itérations de profile 3, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 3.9^0$	171
Figure 94	C_l versus nombre des itérations de profile 3, Mach 0.6778 $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 3.9^0$	172
Figure 95	C_m versus nombre des itérations de profile 3, Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 3.9^0$	172
Figure 96	Convergence des résidus de profile 4 Mach 0.6778, $Re = 4 \times 10^7, \alpha = 2.3^0$	173
Figure 97	C_d versus nombre des itérations de profile 4 Mach 0.6778, $Re=4 \times 10^7, \alpha = 2.3^0$	173
Figure 98	C_l versus nombre des itérations de profile 4 Mach 0.6778, $Re=4 \times 10^7, \alpha = 2.3^0$	174
Figure 99	C_m versus nombre des itérations de profile 4, Mach 0.6778 $Re=4 \times 10^7, \alpha = 2.3^0$	174

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

Ce mémoire couvre une partie d'un travail de plus grande envergure visant une étude d'optimisation multidisciplinaire (MDO) subventionnée par le Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique au Québec. Le projet global a pour but le développement de protocoles d'échanges de données permettant l'intégration harmonieuse des outils d'analyse et d'optimisation dans des systèmes de conception multidisciplinaires propres à chaque entreprise et permettant la conception optimale de composants aéronautiques. Ces systèmes MDO aideront les entreprises participantes à réduire le cycle et les coûts de développement des produits, tout en favorisant la conception de produits optimaux. Dans ce mémoire on va estimer l'utilisation d'une série de logiciels qui faciliteront et rendront plus rapide les études de la conception préliminaire d'une aile d'avion pour l'estimation des charges sur les ailes d'un avion.

On va établir de façon générale, les liens entre les parties correspondant à l'aérodynamique, l'analyse de la structure et l'optimisation du projet global. Suite aux choix des cas de chargement sur une aile, on va intégrer des pressions et dépressions créées par l'écoulement aérodynamique de l'air autour d'une aile modélisée avec le logiciel FLUENT (2D). Les équations fondamentales utilisées pour la modélisation de l'écoulement sont celles de Navier-Stokes dans un espace bidimensionnel. La simulation était réalisée en régime turbulent à l'état permanent. Les charges inertielles sur la structure de l'aile sont les forces et moments appliqués sur les éléments de masse et de la structure sur laquelle les éléments sont fixés. Les charges discrètes supplémentaires sont d'autres charges extérieures jugées pertinentes.

Dans le deuxième chapitre du mémoire, on présente d'une façon générale le projet global d'optimisation multidisciplinaire de la conception d'une aile d'avion; l'aspect

« optimisation » du projet global n'est approché que de façon superficielle puisque ce n'est pas le but premier de notre travail. Dans le troisième chapitre, la structure du travail défini est présentée, avec ses subdivisions et interfaces avec le projet global. Dans le quatrième chapitre les détails du programme définissant les cas de chargements [Réf. 21] et dans le cinquième chapitre, les détails du programme de calcul des charges sur l'aile [Réf. 21] sont présentés.

Le sixième chapitre présente les notes sur l'utilisation des logiciels Fluent et Gambit (2D) pour obtenir les coefficients aérodynamiques sur l'aile. Le septième chapitre présente les résultats obtenus pour les charges sur les ailes et aussi bien des discussions sur des points faibles que des améliorations possibles pour la poursuite du projet. Finalement, des conclusions sont présentées dans le huitième chapitre.

CHAPITRE 2

EXPLICATION DU PROJET GLOBAL D'OPTIMISATION ET RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE

Depuis quelques années, l'optimisation multidisciplinaire est devenue faisable avec l'augmentation de la vitesse des ordinateurs. L'optimisation d'une aile d'avion requiert une expertise dans différents domaines. En optimisant la conception d'une aile, il sera possible de réduire les coûts et le temps d'étude.

Les disciplines essentielles à la conception d'une aile d'avion sont l'aérodynamique, la mécanique du vol, l'analyse de la structure, le contrôle et les techniques de fabrication. Cette thèse décrira surtout le calcul des charges (forces et moments) qui faisant partie de la discipline «aérodynamique».

Le projet MOSAIC (Multidisciplinary Optimization Standardization Approach for Integration and Configurability) vise deux objectifs principaux :

- le développement de protocoles d'échanges de données permettant l'intégration harmonieuse des outils d'analyse et d'optimisation dans un contexte de conception multidisciplinaire.
- l'application des outils développés à la conception de composantes d'avion et de turbine à gaz.

Le projet est structuré en un ensemble de composantes, ou de modules, qui devront interagir au travers de protocoles d'échanges définis au sein du projet. Une telle approche favorisera l'autonomie des équipes participantes au développement et facilitera l'intégration des diverses composantes cet ensemble.

En parallèle avec le développement des protocoles d'échanges de données et des outils informatiques permettant leur utilisation, plusieurs modules de conception, d'analyse et d'optimisation seront développés et intégrés. L'ensemble constituera un environnement de type modulaire ("Plug & Play") permettant la résolution des divers problèmes d'optimisation multidisciplinaire en conception aéronautique.

En partenariat avec Bombardier Aéronautique, des composantes seront développés et intégrés dans le but de réaliser une optimisation multidisciplinaire d'une aile d'avion d'un point de vue structural et aérodynamique, en tenant compte des charges aérodynamiques et inertielles, de la distribution des masses et en incorporant des contraintes liées aux méthodes de fabrication. L'ensemble permettra de mieux évaluer les compromis possibles entre les exigences structurelles et la performance aérodynamique.

Le module de calcul des charges devrait fournir au module d'analyse structurale l'enveloppe des charges que la structure devra supporter pendant sa vie utile. Pour évaluer l'enveloppe, ce module devrait considérer les types de charges induites sur les parties de l'avion, par exemple sur les ailes, l'empennage horizontal, l'empennage vertical et les surfaces de commande.

Pour notre recherche, on a consulté différentes références qui seront présentées dans les pages suivantes. Avant tout, il faut mentionner que le projet de la maîtrise de M. Guy Deraspe, [Réf.21] de l'École Polytechnique était utile dans toutes les étapes de projet. Le modèle utilisé pour les coefficients de portance maximaux et minimaux de l'aile est celui proposé par Roskam [Réf.3]. La méthode utilisée pour l'estimation du coefficient de moment de tangage de l'aile et de fuselage provient de Torenbeek [Réf.5]. Le coefficient de moment de tangage de l'aile a un impact sur la portance de l'aile.

La méthode de Torenbeek requiert la connaissance des coefficients de moment des profils au bout de l'aile, à la racine de l'aile et de l'angle de torsion aérodynamique de l'aile. Pour le calcul de l'écoulement du sillage descendant derrière l'aile (*Downwash*), on a utilisé la méthode d'Etkin [Réf.2]. Pour le calcul de la pente de la courbe de portance de l'avion et de l'écoulement de sillage descendant (*downwash*) induit par l'aile dans le voisinage de l'empennage, on a utilisé les méthodes de Etkin [Réf.1], Roskam [Réf.3] et d'USAF DATCOM [Réf.6]. On a réalisé tous les calculs de la pression dynamique dans le voisinage de l'empennage par la méthode de Raymer [Réf.4]. On a appliqué la méthode de Roskam ([Réf.3], Part V), pour le calcul du moment d'inertie de la masse de l'avion en tangage. Quatre méthodes empiriques ont été utilisées pour le calcul de la masse d'une aile d'avion de transport. La première méthode est proposée par Howe [Réf.10], la deuxième est proposée par Raymer [Réf.4], la troisième méthode est proposée par Svoboda [Réf.11] et la quatrième par Torenbeek [Réf.5].

D'autres méthodes possiblement plus précises ont été identifiées par Roskam [Réf.3], Nicolai [Réf.12], Howe [Réf.10], Gallman [Réf.13], Udin [Réf.14] et Torenbeek [Réf.15]. La masse de l'aile, le moment d'inertie en roulis et de la distribution de la masse ont été calculés par les méthodes de Howe, Raymer, Svoboda, Torenbeek et Datcom. Le facteur empirique utilisé dans le calcul du moment d'inertie en tangage a été fourni Datcom ([Réf.6] fig. 8.1-22). Pour le calcul de la distribution de la masse de la structure de l'aile et de la disposition du carburant on a utilisé la méthode de Sawe [Réf.17] où l'épaisseur efficace pour la structure d'une aile a été spécifiée. DATCOM [Réf.12] et [Réf.6] sont utilisées pour le calcul de la pente de la courbe de portance en régime transsonique. DATCOM [Réf.6] propose une série de graphiques permettant le calcul des centres aérodynamiques de différentes ailes pour plusieurs nombres de Mach. La méthode de DATCOM [Réf.6] pour déterminer la position du centre aérodynamique des l'aile était acceptable pour notre recherche. Dans le but d'obtenir un meilleur maillage et une estimation plus précise, nous avons utilisé les logiciels Fluent et Gambit (2D). Les manuels d'utilisation de ces logiciels [Réf. 23] sont excellentes références.

Les équations de Navier-Stokes ont été utilisées pour la modélisation dans un espace bidimensionnel de l'écoulement de l'air autour de l'aile de l'avion. Dans le but d'obtenir une excellente estimation des charges, l'application d'une série de calculs pour la réponse de l'avion en tangage semble nécessaire. Les références suivantes : Etkin, Roskam, McRuer ou Steven et Lewis [Réf.2] et [Réf.3]. Il faut mentionner que l'algorithme général d'estimation des charges sur les ailes, n'était pas réalisé par l'auteur. Cet algorithme [Réf.21] a été fourni par le responsable de projet MOSAIC. Deux programmes, « Cas de Chargement » et « Chargement Aile » ont été développés par l'équipe de recherche et l'auteur a utilisé et compris les deux programmes.

CHAPITRE 3

STRUCTURE DU TRAVAIL DEFINI

La figure 1 montre l'organisation de ce projet. Comme on peut voir sur cette figure, les quatre principales étapes du projet sont :

- A) La définition des paramètres généraux de l'avion et de sa mission. Dans cette phase, on utilise un traitement de texte pour l'édition du fichier d'entrée requis.
- B) Le calcul des caractéristiques géométriques exactes de l'aile et finalement calculer des charges. Cette phase reçoit des paramètres de l'avion et de sa mission et utilise ces paramètres pour définir la géométrie exacte de l'aile et calculer des charges. Cette phase échangera sans aucun doute l'information directement reliée à l'optimisation de l'aile et modifiera certains de ses paramètres.
- C) Le calcul de l'écoulement aérodynamique autour de l'aile à l'aide du logiciel Fluent (2D). Dans cette étape, on reçoit une géométrie exacte de l'aile et des conditions spécifiques de vol. Avec ces informations, l'écoulement de l'air et la distribution de la pression sur la surface de l'aile sont caractérisés. Cette étape fournit les données aérodynamiques (C_p) au programme « Chargement Aile ».
- D) Présentation des résultats obtenus et une introduction sur l'analyse de la structure de l'aile.

L'auteur est en charge de préparation des étapes (C) et (D) au complet aussi bien que de l'application et du développement de l'étape (B). L'étape (A) a été fournie par Bombardier Aéronautique. L'étape A est définie dans le chapitre 3. La phase B est définie dans les chapitres 4, 5. La phase C est définie dans le chapitre 6. La phase D est définie dans le chapitre 7.

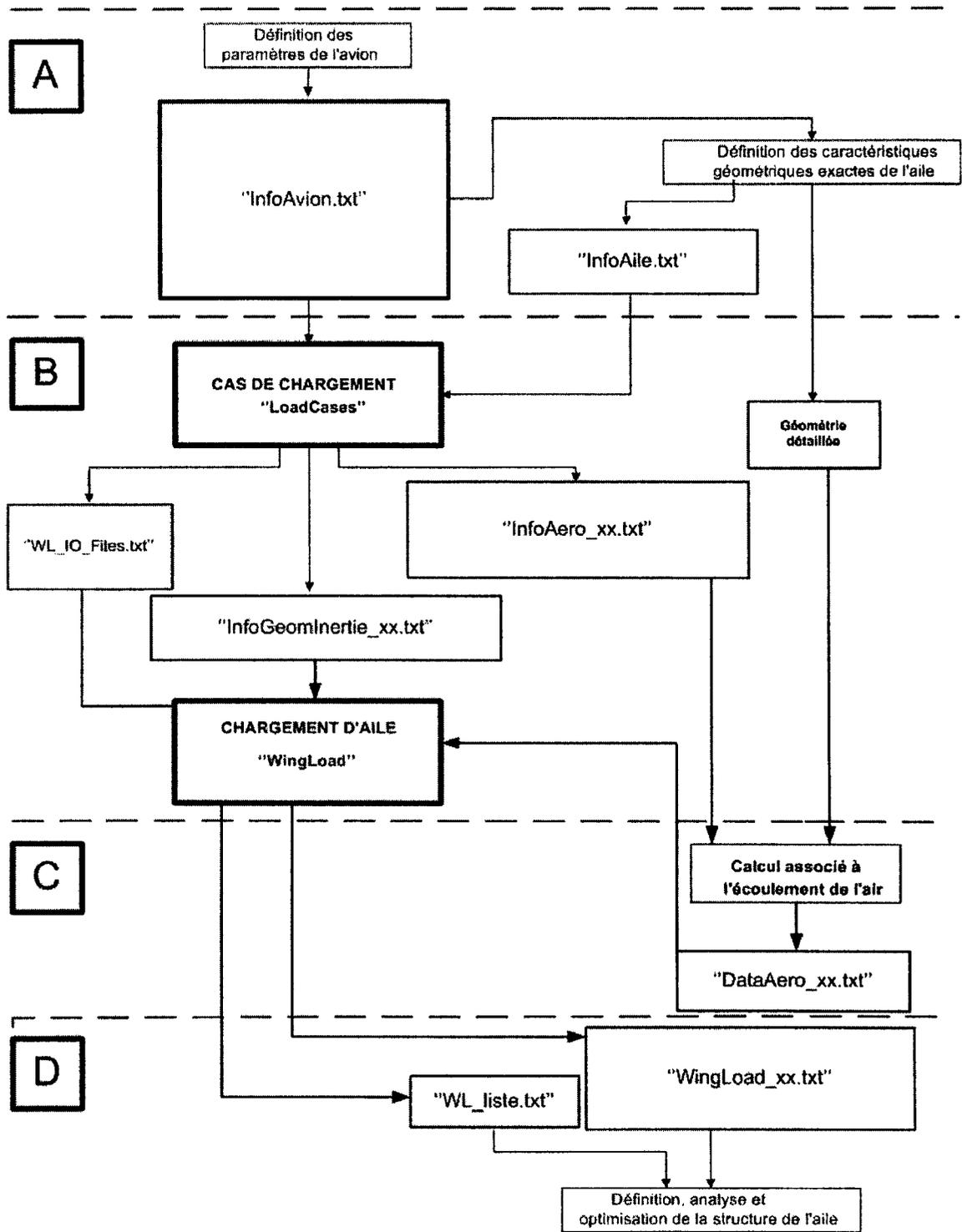


Figure 1 Structure du travail

3.1 Définition d'un avion et de son aile

Dans la conception d'un avion, la mission de l'avion est un paramètre fixe. Il faut définir la structure d'aile, de fuselage, de l'empennage, et des systèmes autour de ce paramètre. Dans cette section, la mission de l'avion, la géométrie du fuselage, de l'empennage et de l'aile sont définis.

3.2 Détails du programme « Cas de Chargement » (*LoadCases*)

Le programme « Cas de Chargement » a pour entrée deux fichiers : « InfoAvion.txt » et « InfoAile.txt ». Le premier fichier fournit les caractéristiques de l'avion et de sa mission et le deuxième fichier fourni, les caractéristiques de l'aile. Le programme « Cas de Chargement » produit à la sortie plusieurs groupes de trois fichiers représentant chacun un cas de chargement. Dans chaque groupe, le premier fichier, « InfoAero_xx.txt », sert d'entrée au programme pour le calcul des caractéristiques de l'écoulement aérodynamique et le deuxième fichier, « InfoGeomInertie_xx.txt », contient des informations sur la géométrie de l'aile et les caractéristiques nécessaires aux calculs des charges inertielles. Le « _xx » dans le nom des fichiers représente un nombre permettant de regrouper ou de reconnaître les fichiers générés pour le même cas de chargement. Le troisième fichier, « WL_IO_Files.txt », contient les noms des fichiers d'entrée et de sortie pour le programme « Chargement Aile » (*WingLoad*); les noms des fichiers sont groupés par cas de chargement. Le programme « Cas de chargement » (*Load Cases*) est décrit en détail au chapitre 4.

3.3 Détails du programme « Chargement Aile » (*WingLoad*)

Le programme « Chargement Aile » a pour entrée un fichier général et des groupes de deux fichiers. Le fichier général appelé « WL_IO_Files.txt » contient des groupes de trois noms de fichiers pour chaque cas de chargement. On a pour le programme « Chargement Aile », deux noms de fichiers numériques d'entrée et un nom du fichier de sortie désiré. Le premier fichier numérique d'un cas de chargement, appelé

« InfoGeomInertie_xx.txt », contient des informations sur la géométrie de l'aile et des caractéristiques nécessaires aux calculs des charges inertielles sur l'aile. Le deuxième fichier numérique d'un cas de chargement, appelé « DataAero_xx.txt », contient la géométrie détaillée de l'aile ainsi que les coefficients de pression (C_p) calculés avec Fluent pour une certaine condition de vol. Chaque groupe de ces deux fichiers correspond à un cas spécifique de chargement. Le programme « Chargement Aile » (*Wing Load*) a le fichier numérique de sortie « WingLoad_xx.txt » (nom spécifié dans le fichier « WL_IO_Files.txt »). Chaque fichier contient les détails des charges sur l'aile (correspond à un seul cas de chargement) ainsi que les détails sur la géométrie de l'aile. Ces fichiers transfèrent l'information à l'étape de l'analyse de structure. Le programme « Chargement Aile » a pour sortie un deuxième fichier appelé « WL_liste.txt » qui contient la liste de tous les fichiers « WingLoad_xx.txt » générés et qui serviront des entrées à l'étape de l'analyse de structure. Le programme «Chargement Aile» (*Wing Load*) est décrit en détail au chapitre 5.

3.4 Fichiers de transfert d'information

Les fichiers de transfert d'information sont tous des fichiers écrits en format ASCII. Tous les fichiers de transfert d'information ne sont que des données à l'exception des fichiers « WL_IO_Files.txt » et « WL_liste.txt ». Les noms des différents fichiers sont : InfoAvion.txt, InfoAile.txt, InfoGeomInertie_xx.txt, InfoAero_xx.txt, DataAero_xx.txt, WindLoad_xx.txt, WL_IO_Files.txt, WL_liste.txt. La notation «_xx» représente les quinze cas de chargement définis, les fichiers portant le même numéro sont associés au même cas de chargement.

3.5 Définition géométrique de l'avion et ses composantes

3.5.1 Le système d'unités et le système de référence

Le système d'unités international a été considéré dans ce mémoire. Le système de référence est un système d'axes fixés à l'aile. Ce système de référence d'axes orthogonaux est défini comme suit:

- Le point d'origine se trouve à l'intersection du bord d'attaque de l'aile et du fuselage de l'avion (à la racine de l'aile);
- L'axe X est défini à partir du bord d'attaque et passe par le bord de fuite de l'aile, parallèle à l'axe de symétrie de l'avion vers la queue de l'avion;
- L'axe Y est défini à partir de la racine de l'aile, et pointe horizontalement vers le bout de l'aile;
- L'axe Z pointe verticalement vers le bas.

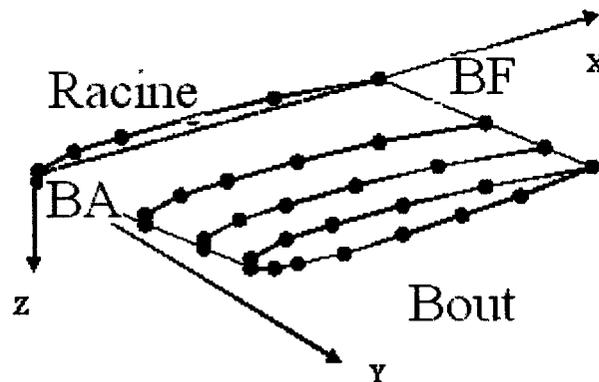


Figure 2 Système de coordonnées

3.5.2 Définitions géométriques de l'avion

Dans la figure 3, on présente certaines des définitions géométriques utilisées pour ce travail. Ces définitions s'appliquent surtout au programme « Cas de Chargement ».

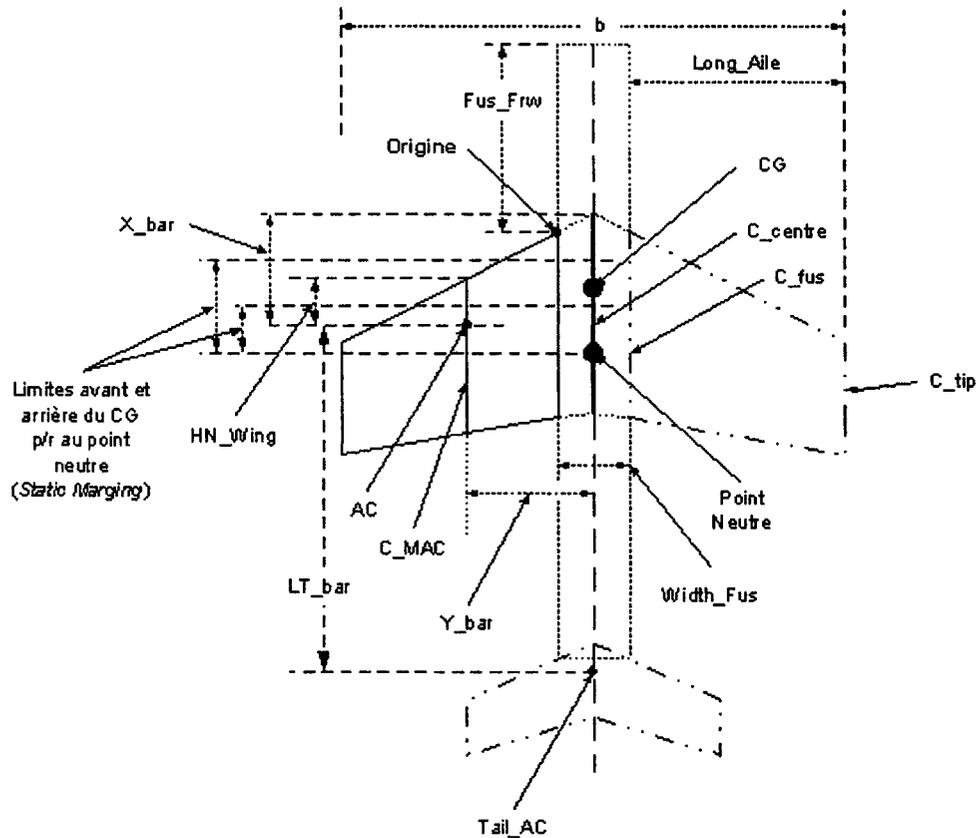


Figure 3 Définitions géométriques de l'avion et de l'aile

AC	Centre aérodynamique. (en anglais : Aerodynamic Chord)
b	Envergure de l'aile.
CG	Centre de gravité de l'avion.
C_centre	Corde de l'aile dans l'axe de symétrie de l'avion.
C_fus	Corde de l'aile à la jonction avec le fuselage.
C_MAC	Corde aérodynamique moyenne.
C_tip	Corde de l'aile à son bout.
Fus_Frw	Longueur de la partie avant du fuselage.
Fus_Length	Longueur totale du fuselage.

HN_Wing	Position du centre aérodynamique sur la MAC, en % de MAC derrière le bord d'attaque.
Long_Aile	Longueur de l'aile, du fuselage au bout d'aile.
LT_bar	Longueur de la queue (distance entre AC de l'aile et de la l'empennage horizontal).
Origine	Origine du système de référence.
Tail_AC	Position du centre aérodynamique de l'empennage horizontal.
Width_Fus	Largeur du fuselage.
X_bar	Position longitudinale du centre aérodynamique de l'aile.
Y_bar	Distribution sur Y (lat. /horizontale) entre la MAC et du centre aérodynamique de l'aile.

3.5.3 Définitions géométriques de l'aile

L'aile est représentée par une suite de coupes parallèles au plan X-Z, allant de la racine de l'aile vers le bout de l'aile. Les coupes, appelées « nervures », se trouvent localisées à des valeurs $y = \text{constant}$. Les points d'une nervure sont comptés dans l'ordre suivant : point de bord de fuite, extrados, bord d'attaque et intrados. Le nombre de points (80) sur une nervure reste le même pour toutes les nervures d'une aile. Une « bande » est définie comme étant la partie de l'aile entre deux nervures. Les efforts aérodynamiques et inertiels associés à une bande sont rapportés sur un point de référence spécifique à chaque bande. Ce point se trouve à l'intersection de l'axe des y et de la nervure intérieure de la bande du côté de la racine de l'aile. Les efforts inertiels associés à une certaine masse de bande ainsi que le centre de gravité (CG) sont rapportés à son point de référence. Ce transfert s'applique à toutes les bandes.

3.6 Modèle de l'atmosphère

Dans les deux programmes (cas de chargement et chargement aile), les propriétés de l'atmosphère proviennent d'un modèle d'atmosphère standard. Pour la densité et la pression de l'air, des polynômes d'ordre 8 ont été dérivés à partir de valeurs numériques du tableau d'atmosphère standard allant de 0 à 18 900 d'altitude [m]. La vitesse du son (a) à une altitude spécifique est calculée à partir de la pression et de la densité par

interpolation dans ces tableaux atmosphériques [Réf.21]. Pour la température de l'air, on utilise la définition de l'atmosphère standard, c'est-à-dire un gradient constant entre l'altitude 0 m et la tropopause (11 000 m), et au-dessus de cette altitude la température reste constante.

CHAPITRE 4

DETAILS DU PROGRAMME « CAS DE CHARGEMENT » (*LOADCASES*)

Les principales tâches effectuées par le programme « Cas de Chargement » (*LoadCases*) sont les tâches suivantes :

- 1) Lire les paramètres d'entrée et définir le fuselage et l'empennage de l'avion.
- 2) Calculer les caractéristiques géométriques et aérodynamiques de l'avion, de fuselage et de l'empennage.
- 3) Calculer les positions extrêmes en avant et en arrière du centre de gravité de l'avion en utilisant le critère de stabilité statique longitudinale en vol à la vitesse de croisière.
- 4) Calculer les facteurs de charge verticaux pour rencontrer les exigences de la norme FAR 25 (les points du diagramme de la vitesse versus le facteur de charge).
- 5) Ajouter les masses des équipements fixés à la structure de l'aile. Ces masses sont spécifiées dans un des fichiers d'entrée.
- 6) Prédire la distribution de la masse le long de l'envergure de l'aile.
- 7) Estimer la distribution du volume de carburant dans la structure de l'avion.
- 8) Positionner l'avion en équilibre dans différentes conditions de vol dans le but de calculer la portance de l'aile pour plusieurs cas de chargement statique considérés critiques dans la conception d'une aile; sélectionner la condition de vol à la portance maximale pour certains groupes de conditions de vol.

Dans ce chapitre, les différents paramètres d'entrée nécessaires pour l'exécution du programme sont expliqués. L'estimation des caractéristiques physiques et aérodynamiques de l'avion est nécessaire aux calculs des différents cas de chargement et dans les conditions de vol extrêmes choisies. Par la suite, la définition et l'estimation des masses concentrées et distribuées pour les charges inertielles, les équipements, la structure et le carburant sont présentés, et ensuite les forces individuelles supplémentaires sont décrites. Finalement, chaque cas de chargement considéré pour la conception et

l'optimisation de l'avion est discuté. L'algorithme général du programme « Cas de Chargement » est présenté à la figure 4.

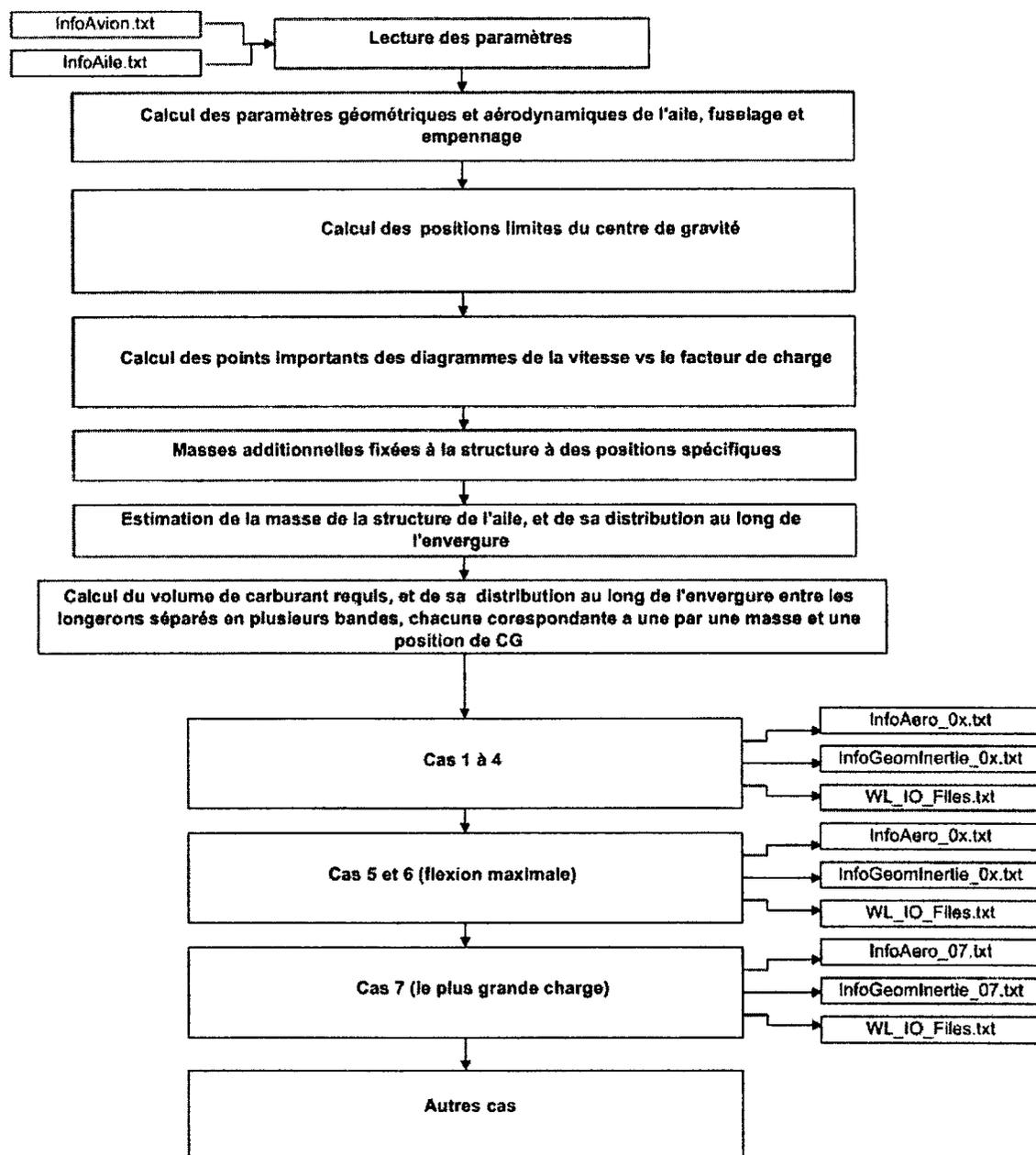


Figure 4 Détail de l'algorithme des cas de chargement «Load Cases»

1 Cette figure a été tirée et adaptée du projet de stage de M. Guy Deraspe dans le cadre de la maîtrise en génie à l'École Polytechnique.

Une liste des charges considérées lors de la conception d'une aile est présentée au tableau I. Les calculs effectués dans le programme « Cas de Chargement » (*Load Cases*) ont pour but final le calcul du coefficient de portance de l'aile et des accélérations linéaires associées à plusieurs conditions de vol. Une fois que la géométrie et les caractéristiques aérodynamiques de l'avion sont calculées, il est possible de calculer les facteurs de charge pour plusieurs conditions de vol. La force de portance que l'aile doit générer pour chacune de ces conditions de vol est calculée pour l'avion en vol uniforme et en équilibre et en considérant la position de centre de gravité telle que la stabilité longitudinale statique soit respectée. Des conditions de vol sont ensuite regroupées selon la masse en vol et les vitesses caractéristiques, et le cas de chargement le plus strict est retenu pour chaque groupe. Dans d'autres programmes du mémoire, les accélérations angulaires serviront à quantifier les efforts inertiels, pendant que les coefficients de portance serviront à déterminer la distribution de pression sur la surface de l'aile, et cette distribution sera par la suite intégrée pour l'obtention des efforts aérodynamiques.

Tableau I

Liste de charges

Charges aérodynamiques traitées directement
Distribution de pression (portance, traînée, moment)
Facteur de charge (accélération linéaire X, Y et Z)
Vitesse angulaire (trois axes)
Accélération angulaire (trois axes)
Masse concentrée, position du centre de gravité
Turbulence de l'air, statique

4.1 Paramètres d'entrée requis

Ce chapitre détaillera les paramètres de l'avion et de sa mission (section 4.1.1) et les paramètres de l'aile (section 4.1.2).

4.1.1 Paramètres de l'avion et de sa mission

Nous supposons ici que seulement l'aile est définie et que le reste de l'avion n'est pas altérable. Les paramètres fixes de l'avion et de la mission se retrouvent dans le fichier « InfoAvion.txt », et le tableau II décrit ces paramètres. La première colonne représente le paramètre, la deuxième colonne représente la valeur numérique des paramètres et l'unité, et la troisième colonne représente les commentaires ou les informations supplémentaires et la quatrième colonne représente la section.

Tableau II

Paramètres de l'avion et de sa mission, « InfoAvion.txt »

Paramètre	Valeur utilisée pour ce travail et unité de mesure	Commentaire	Section
Masse maximale de l'avion	21636 kg	Nécessaire	4.1.1.1
Masse minimale de l'avion	12079 kg	Nécessaire Minimum 40 % de masse max. Maximum 100 % de masse max. moins le carburant des ailes	4.1.1.1
Masse charge utile maximum	2436 kg	Nécessaire Limitée à 90 % (masse max. – masse min.)	4.1.1.2

Tableau II (suite)

Paramètre	Valeur utilisée pour ce travail et unité de mesure	Commentaire	Section
Masse de carburant dans les deux ailes	9072 kg	Nécessaire Limitée par le volume disponible	4.1.1.3
Position des réservoirs de carburant	0	0 = réservoir à la racine de l'aile 1 = réservoir au bout de l'aile	4.1.1.3
Vitesse de croisière #1	218 m/s	Nécessaire, limitée au nombre de Mach 0.9	4.1.1.4
Altitude de croisière #1	11278 m	Nécessaire	4.1.1.4
Vitesse maximale autorisée en piqué, altitude #1	250 m/s	Nécessaire. Minimum 1.05 x vitesse de croisière Limitée au Mach=0.98	4.1.1.4
Vitesse de croisière #2	242 m/s	Nécessaire, limitée au Mach=0.90	4.1.1.4
Altitude de croisière #2	11278 m	Nécessaire	4.1.1.4
Vitesse maximale autorisée en piqué, altitude #2	254 m/s	Nécessaire Minimum 1.05 * vitesse de croisière Limitée à Mach 0.98	4.1.1.4
Position avant du CG	0.33% MAC	Défaut avant = 0.25 Défaut arrière = 0.10 Limites en avant et en arrière de la position longitudinale du CG de l'avion par rapport à la position du point neutre de l'avion	4.1.1.5
Position arrière du CG	0.11% MAC	(positif = en avant du point neutre)	
Largeur du fuselage entre les racines de l'aile	1.028 m	Défaut = 2/3 de la corde moyenne de l'aile (moyenne entre le fuselage et le bout d'aile)	4.1.1.6
Hauteur du fuselage	1.144 m	Le fuselage a une section circulaire par défaut	

Tableau II (suite)

Paramètre	Valeur utilisée pour ce travail et unité de mesure	Commentaire	Section
Longueur du fuselage avant (fuselage en avant du point de rencontre du fuselage et du bord d'attaque de l'aile)	36.4 m	Défaut = 40 % de la longueur totale du fuselage	4.1.1.6
Envergure de l'empennage	32.9 m	Défaut = 1/3 de l'envergure de l'aile	4.1.1.7
Surface totale de l'empennage horizontal	20.6 m ²	Défaut = 22,5 % de la surface totale de l'aile (incluant la section incluse dans le fuselage)	4.1.1.7
Hauteur de l'empennage horizontal, par rapport à l'aile	1.43 m	Défaut = 1 fois la corde aérodynamique moyenne (positif au-dessus de l'aile)	4.1.1.7
Nombre de bandes pour le réservoir de carburant	10	Le nombre de bandes désiré pour la représentation de la masse de carburant contenue dans l'aile (minimum = 1, aucun maximum)	4.1.1.8
Nombre de bandes pour la structure de l'aile	20	Le nombre de bandes désiré pour la représentation de la masse structurale de l'aile (minimum = 1, aucun maximum)	4.1.1.8
Nombre d'équipements/ systèmes fixés à la structure de l'aile	3	Le nombre des entrées (maximum 25)	4.1.1.9
Caractéristiques de l'équipement : position X, Y et Z du centre de gravité et masse	0	Toutes les masses sont mises à 0	4.1.1.9
Angle de flèche du bord de fuite de l'empennage	0.456 rad	Défaut = 5 ° de plus que l'aile	4.1.2
Angle de flèche du bord d'attaque de l'empennage	0.546 rad	Défaut = 5 ° de plus que l'aile	4.1.2

Tableau II (suite)

Paramètre	Valeur utilisée pour ce travail et unité de mesure	Commentaire	Section
Longueur de la queue (distance entre le centre aérodynamique de l'aile et celui de l'empennage)	4.125m ²	Défaut = 4.5 fois la corde aérodynamique moyenne (MAC) de l'aile incluant la partie incluse dans le fuselage	4.1.2

Les valeurs par défaut mentionnées dans le tableau II sont parfois utilisées pour ce travail parce qu'elles sont près des valeurs rencontrées sur un avion de transport typique. Pour l'optimisation complète de l'aile, beaucoup plus de paramètres devraient être considérés, mais pour ce mémoire nous nous limitons à ceux présentés au tableau II. Dans les sections suivantes, ces paramètres sont détaillés.

4.1.1.1 Masse maximum et minimum de l'avion

La masse maximum de l'avion ($Masse_{\text{Lourd}}$) est probablement le paramètre le plus important. Un avion de transport typique a une charge alaire avoisinant 475 kg/m² (charge choisie pour ce mémoire). En général, cette charge se situe entre 390 et 630 kg/ m². La masse minimum ($Masse_{\text{Leger}}$) de l'avion est aussi très importante parce que c'est généralement à cette masse que les efforts inertiels (accélérations) seront les plus grands. Il n'y a pas de valeur par défaut pour ces masses, mais on a choisi ici la masse minimum = 40 % de la masse maximum.

4.1.1.2 Masse de la charge utile maximale

Cette masse utile est la masse maximum que peut transporter l'avion sans compter sa masse minimum en vol. Cette masse aidera à calculer la masse maximum en vol sans carburant dans les ailes (*Maximum Zero Fuel Weight*) :

$$Masse_{\text{Lourd_sans_carb}} = Masse_{\text{Leger}} + Masse_{\text{Payload}}$$

$$Masse_{\text{Leger_plus_carb}} = Masse_{\text{Leger}} + Masse_{\text{Carb_2_ailes}} \quad (4-1)$$

Cette masse (MZFW) est limitée à 90 % de la différence entre la masse maximum et la masse minimum. En réalité, cette masse correspond à la masse « payante » ($Masse_{\text{Payload}}$) transportée plus la masse de l'équipage, l'équipement et le carburant minimum (et/ou non utilisable) nécessaire en vol.

4.1.1.3 Masse de carburant dans les ailes et position des réservoirs de carburant

Les contraintes maximales sur les composantes d'un avion n'apparaissent pas toujours lorsque l'avion est utilisé à sa masse maximale. Pour un avion avec sa charge maximale de carburant dans les ailes s'en volant à un certain facteur de charge, le moment de flexion induit dans les ailes est moins important que lorsque l'avion vole au même facteur de charge mais sans carburant dans les ailes. Le carburant placé dans une aile crée une réduction de la contrainte de flexion à la racine de l'aile. Plus le carburant est localisé près du bout d'aile, plus le moment de flexion à la racine de celle-ci sera réduit.

La masse de carburant transportable et sa position dans les ailes sont des paramètres importants. Dans le fichier « InfoAvion.txt », on retrouve la masse de carburant que l'avion transporte dans ses deux ailes ($Masse_{\text{Carb-2-ailes}}$), ainsi qu'une indication de la position générale des réservoirs : accolés au bout de l'aile ou accolés à la racine de l'aile.

La majorité des cas de chargement présentés ne vont pas considérer la présence de carburant dans les ailes. Le cas de chargement avec la quantité maximale de carburant, même si non critique pour l'analyse de la structure, doit être considéré, pour l'optimisation aérodynamique puisque c'est le cas où la portance et la traînée de l'aile en croisière ont des valeurs maximales.

4.1.1.4 Vitesse et altitude

Pour la conception d'un avion, les cas de chargements limites sont liés aux performances nécessaires de l'avion pendant le vol en croisière et pour le vol avec une vitesse maximale en piqué. Les valeurs de ces vitesses sont donc de première importance pour la définition du cas de chargement. Pour réaliser l'étude complète d'un avion, on doit analyser l'enveloppe complète de vol, du décrochage à la vitesse maximum en piqué, selon toutes les attitudes et facteurs de charge prévisibles. Pour chaque altitude de vol, une plage de vitesses de croisière et une vitesse en piquée est associée.

Dans ce programme, les vitesses de croisière sont limitées à $Mach = 0.90$. Les vitesses en piqué sont réajustées entre un minimum de 1.05 fois la vitesse de croisière associée et un maximum de $Mach = 0.98$.

4.1.1.5 Position du centre de gravité CG de l'avion

La position arrière du CG est la position assurant la stabilité et le contrôle de vol longitudinal convenable; la position avant du CG est la position permettant l'obtention d'une bonne manoeuvrabilité de l'avion. Les positions du CG s'expriment en pourcentage de MAC (la corde aérodynamique moyenne), en avant du P.N. (point neutre) de l'avion; le P.N. est le centre aérodynamique de l'avion complet (aile/fuselage/empennage), autour duquel le coefficient de moment de tangage de l'avion ne change pas lorsque l'angle d'attaque change. Dans le tableau V, des valeurs de 11 à 33 % ont été maintenues. Ce choix est imposé par le fait que seulement deux positions de CG sont considérées pour tous les cas de chargement et que ces positions sont calculées à une seule vitesse de croisière (celle correspondante au nombre de Mach le plus élevé), dans la condition de vol dans laquelle le point neutre de l'avion se trouve par rapport aux autres conditions de vol.

4.1.1.6 Caractéristiques du fuselage

Les caractéristiques de fuselage (largeur, hauteur, longueur, position des ailes par rapport au fuselage) sont nécessaires aux calculs des charges sur l'avion. Les valeurs de ces caractéristiques sont présentées au tableau II.

4.1.1.7 Caractéristiques de l'empennage

Les caractéristiques de l'empennage (envergure, surface, longueur et hauteur de la queue par rapport à l'aile, l'angle de flèche du bord d'attaque et du bord de fuite) sont nécessaires aux calculs des charges sur l'aile de l'avion. Ces caractéristiques sont utilisées pour le calcul de la pente de la courbe de portance de l'avion influençant le facteur de charge maximum en turbulence et la position du point neutre de l'avion.

4.1.1.8 Nombre de bandes pour le réservoir de carburant et pour la structure de l'aile

Les nombres de bandes pour le réservoir de carburant et pour la structure de l'aile définissent la granularité avec laquelle les masses des éléments spécifiés sont discrétisées.

4.1.1.9 Équipements fixés à la structure de l'aile

Différents équipements et systèmes peuvent être installés ou fixés à la structure d'une aile d'avion de transport typique. Le tableau III présente une liste de systèmes qu'on retrouve à cet endroit. La masse de chacune de ces composantes varie en fonction de la masse totale et de la grandeur de l'avion. L'équipement installé dans les ailes fait partie de la définition de l'avion, car sa masse ne change pas entre les différentes itérations de l'optimisation. La masse totale de l'équipement installé peut représenter une fraction significative de la masse de la structure de l'aile car les gros contributeurs sont le carburant, les moteurs et le train d'atterrissage.

Tableau III

Équipements et systèmes fixés à la structure d'une aile d'avion de transport typique

Systèmes et équipements	Ordre de grandeur de masse [kg]
Train d'atterrissage et actuateur	Équation 4-2
Pompe et circuit de carburant	Équation 4-3
Équipement électronique	De quelques kg à plusieurs dizaines de kg
Mécanisme de contrôle de vol primaire	De quelques kg à quelques centaines de kg
Mécanisme de contrôle de vol secondaire	De quelques kg à quelques centaines de kg
Équipement d'antigivrage	0,2 % du poids de l'avion (Raymer, [Réf.4])
Carburant	D'une centaines de kg à plusieurs dizaines de tonnes

L'équation (4-2) est utilisée pour estimer le poids total d'un train d'atterrissage principal (Raymer, [Ref. 4]) :

$$W_{\text{main-gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} \times w_l^{0.888} \times N_l^{0.25} \times L_m^{0.4} \times N_{\text{mv}}^{0.321} \times N_{\text{mss}}^{-0.5} \times V_{\text{stall}}^{0.1} \quad (4-2)$$

où $W_{\text{main-gear}}$ est le poids total du train principal [lbs], K_{mp} est 1,126 pour un train articulé; autrement $K_{\text{mp}} = 1$, w_l est le poids maximum de l'avion à l'atterrissage [lbs], N_l est le facteur de charge ultime à l'atterrissage [g], L_m est la longueur de la jambe de train [po], N_{mv} est le nombre de roues au train principal, N_{mss} est le nombre de jambes de train est V_{stall} est la vitesse de décrochage.

On remarque que cette définition de la masse du train d'atterrissage demande la connaissance de certains paramètres d'opération de l'avion ainsi que des paramètres de design du train lui-même. L'équation (4-3) peut être utilisée pour estimer le poids total

de système de carburant (Raymer, [Réf.4]), et dans ce cas, une partie de la masse sera localisée dans le fuselage.

$$W_{\text{fuel-sys}} = 2.405 V_t \times \left(1 + V_t/V_i\right)^{-1.0} \times \left(1 + V_v/V_i\right) \times N_t^{0.5} \quad (4-3)$$

où $W_{\text{Fuel_sys}}$ est le poids total du système de carburant [lbs], V_t est le volume total de carburant [US gal], V_i est le volume des réservoirs intégraux [US gal], V_v est le volume des réservoirs auto scellage [US gal] et N_t est le nombre de réservoirs de carburant.

4.1.2 Paramètres de l'aile

Une liste de paramètres nécessaires à la définition de la géométrie d'une aile d'avion et des contrôles de vol qu'elle supporte est présentée au tableau IV. Les définitions suivantes sont utilisées : c_{centre} est la corde rapportée dans l'axe de l'avion [m] et cette corde est calculé avec l'équation :

$$c_{\text{centre}} = \frac{c_{\text{fus}} - c_{\text{tip}}}{\text{Long}_{\text{Aile}}} \times \frac{\text{Width}_{\text{Fus}}}{2} + 2 \times \text{Long}_{\text{Aile}} \quad (4-4)$$

où $\text{Width}_{\text{Fus}}$ est la largeur du fuselage (entre les racines des l'ailes) [m], $\text{Long}_{\text{Aile}}$ est la longueur de l'aile (de la racine au bout de l'aile) [m], c_{fus} est la corde de l'aile au fuselage de l'aile [m], c_{tip} est la corde de l'aile au bout de l'aile [m], b est l'envergure [m] calculée avec l'équation suivante:

$$b = \text{Width}_{\text{Fus}} + 2 \times \text{Long}_{\text{Aile}} \quad (4-5)$$

L'effilement (*taper ratio*) de l'aile (l'aile au complet λ_{gross} et l'aile exposée λ_w) [-] et il est calculé avec les équations :

$$\lambda_{\text{gross}} = \frac{c_{\text{tip}}}{c_{\text{centre}}}$$

$$\lambda_w = \frac{c_{\text{tip}}}{c_{\text{fus}}} \quad (4-6)$$

S_{gross} est la surface de l'aile [m^2] et elle est calculé avec l'équation :

$$S_{\text{gross}} = b \times c_{\text{centre}} \times \frac{(1 + \lambda_{\text{gross}})}{2} \quad (4-7)$$

La corde aérodynamique moyenne de l'aile $c_{\text{mac_gross}}$ (MAC) [m] est calculée avec l'équation (l'aile incluant la section du fuselage (gross) et l'aile exposée (exp)):

$$c_{\text{mac_gross}} = \frac{2}{3} \times c_{\text{centre}} \times \frac{(\lambda_{\text{gross}}^2 + \lambda_{\text{gross}} + 1)}{\lambda_{\text{gross}} + 1} \quad (4-8)$$

$$c_{\text{mac_exp}} = \frac{2}{3} \times c_{\text{fus}} \times \frac{(\lambda_w^2 + \lambda_w + 1)}{\lambda_w + 1}$$

4.1.2.1 Forme de l'aile

Les paramètres définissant la géométrie de l'aile (la longueur d'aile, l'angle de flèche, la corde du profil au fuselage et la corde du profil au bout de l'aile) sont utilisés pour les calculs des caractéristiques aérodynamiques de base de l'aile et de l'avion (par exemple, le coefficient de moment de tangage et l'angle de vrillage ou de torsion.)

Tableau IV

Paramètres de la géométrie de l'aile d'un avion du fichier « InfoAile.txt »

Paramètre	Valeur utilisée pour ce travail Bombardier	Commentaire
Longueur de l'aile (du fuselage au bout de l'aile)	8.214m	Nécessaire
Angle de flèche du profil de l'aile au bord d'attaque	0.486rad	Nécessaire
Corde du profil au fuselage	4.103 m	Nécessaire
Corde du profil en bout de l'aile	1.267 m	Nécessaire
Épaisseur du profil à la racine de l'aile	0.14	Nécessaire (pour calculer le volume/masse de carburant)
Épaisseur du profil en bout de l'aile	0.1	
Coefficient de moment de tangage du profil de l'aile à la racine de l'aile avec le fuselage		Défaut (fuselage) = -0,06 Défaut (bout d'aile) = -0,05
Coefficient de moment de tangage du profil de l'aile au bout d'aile		(coefficient de moment autour du centre aérodynamique (1/4 corde))
Angle de vrillage (torsion) aérodynamique (<i>washout, twist</i>) de l'aile	-0.0878 rad	Défaut = -0,017 (positif = bord d'attaque relevé)
Longeron en avant et en arrière au fuselage	Fraction de corde locale	Défaut longeron avant = 0,15
	0.08	Défaut longeron arrière = 0,55
	0.463	
Longeron en avant et en arrière au bout d'aile	Fraction de corde locale	Défaut longeron avant = 0,15
	0.08	Défaut longeron arrière = 0,55
	0.66	

4.1.2.2 Épaisseur des profils de l'aile

L'épaisseur relative du profil à la racine (t_{cracine}) de l'aile est très importante pour la prédiction de la masse totale de l'aile. Par exemple, une aile mince pourrait avoir plus de volume de matériel et être plus pesante qu'une aile épaisse, même si les 2 ailes devraient supporter le même moment de flexion à la racine de l'aile. L'épaisseur du profil au bout de l'aile [m]: t_{ctip} .

4.1.2.3 Positions de longerons

Les positions des longerons en avant et en arrière de l'aile sont utilisées pour définir le volume disponible dans les réservoirs de carburant.

4.2 Estimation des caractéristiques aérodynamiques

Les caractéristiques aérodynamiques sont nécessaires à la réalisation des étapes de calculs intermédiaires ou même finaux. Dans les paragraphes suivants, les principales caractéristiques sont discutées individuellement.

4.2.1 Masses en vol considérées

Quatre masses de l'avion en vol sont ici considérées:

- 1) Masse maximale en croisière.
- 2) Masse minimale en croisière.
- 3) Masse maximale sans carburant dans les ailes (*Maximum Zero Fuel Weight*) qui est égale à la somme de la masse minimale en croisière plus la masse utile maximal.
- 4) Masse minimale avec carburant dans les ailes.

4.2.2 Les coefficients de portance maximaux et minimaux de l'aile

Les coefficients de portance maximaux C_{lmax} (positif et négatif) sont très importants et on trouve leurs valeurs dans des conditions de vol dans lesquelles le centre de pression C_p se retrouve dans sa position la plus avancée. Le modèle utilisé Roskam [Réf.3] tient compte du C_{lmax} du profil de l'aile employé, de l'angle de flèche et de l'effilement de l'aile. On considère que le $C_{lmax} = 1.6$. Une autre hypothèse utilisée est que C_{lmax} négatif a une valeur de 90 % du C_{lmax} positif.

4.2.3 Le coefficient de moment de tangage de l'aile et de fuselage

Le coefficient de moment de tangage de l'aile a un impact sur la portance de l'aile. La méthode utilisée pour l'estimation de ce coefficient provient de Torenbeek [Réf.5]. La méthode de Torenbeek requiert la connaissance des coefficients de moment des profils au bout de l'aile et à la racine de l'aile et de l'angle de torsion de l'aile.

Dans le but de calculer le coefficient de moment du profil et la géométrie de l'aile donc le C_m de l'aile au complet, il faut d'abord obtenir le coefficient de moment de base « basic » (les coefficients de moment pour un angle d'attaque nul).

$$C_{M_basic} = \frac{2}{S_{2ailes} \times C_{mac}} \times \int_0^{L_{aile}} \left[\frac{C_{Maf_tip} - C_{Maf_fus}}{L_{aile}} y + C_{Maf_fus} \right] \times \left[\frac{C_{tip} - C_{fus}}{L_{aile}} y + C_{fus} \right]^2 dy \quad (4-9)$$

où S_{2ailes} est la surface des deux ailes [m^2], C_{mac} est la corde aérodynamique moyenne de l'aile (MAC), C_{Maf_tip} est le coefficient de moment de profil au bout de l'aile [-], C_{Maf_fus} est le coefficient de moment de profil à la racine de l'aile [-], L_{aile} ou $Long_{aile}$ est la longueur de l'aile (racine au bout de l'aile) [m].

On va définir une variable intermédiaire (Temps) :

$$\text{Temp} = 3C_{\text{Maf_tip}} \times C_{\text{tip}}^2 + 3C_{\text{Maf_fus}} \times C_{\text{fus}}^2 + 2C_{\text{Maf_tip}} \times C_{\text{tip}}^2 + 2C_{\text{Maf_fus}} \times C_{\text{tip}} \times C_{\text{fus}} \quad (4-10)$$

Le coefficient de moment de base $C_{\text{M_basic}}$ est réécrit sous la forme suivante :

$$C_{\text{M_basic}} = \frac{1}{6} \times \frac{\text{Long}_{\text{aile}}}{(S_{2\text{ailes}} \times C_{\text{mac_exp}})} \times \left(\text{Temp} + C_{\text{Maf_tip}} \times C_{\text{fus}}^2 + C_{\text{Maf_fus}} \times C_{\text{tip}}^2 \right) \quad (4-11)$$

où $S_{2\text{ailes}}$ est la surface de la demie aile [m^2]

On ajoute l'effet du vrillage (*Twist*) de l'aile sur le coefficient $C_{\text{M_twist}}$ défini par :

$$C_{\text{M_twist}}(M, Cl_{\alpha}) = -\text{fact}_{\lambda}(M) \times \varepsilon_{\text{twist}} \times Cl_{\alpha} \times AR_w \times \frac{\tan(\text{sweep}_{1_4w})}{\sqrt{P_G(M)}}$$

$$\text{fact}_{\lambda}(M) = 0.0066 + 0.029 \times \lambda_w - 0.03 \times \lambda_w^2 + 0.00273 \times (\lambda_w - 0.095) \times (\sqrt{P_G(M)} \times AR_w) \quad (4-12)$$

et où $P_G(M)$ est la facteur de compressibilité de Prandtl - Glauert, AR_w est l'allongement et il est défini en étant le rapport entre le carré de l'envergure et la surface de l'aile, $\varepsilon_{\text{twist}}$ est l'angle de vrillage [rad], Cl_{α} est la pente de courbe de portance de l'empennage, sweep_{1_4w} est l'angle de flèche à 1/4 corde [rad]. Finalement on obtient le coefficient de moment de l'aile, C_{M_w} comme la sommation de $C_{\text{M_basic}}$ avec $C_{\text{M_twist}}$:

$$C_{M_w} = C_{M_{basic}} + C_{M_{twist}}(Mach, Cl_{\alpha w}) \quad (4-13)$$

On va calculer le coefficient de portance au sol:

$$Cl_0 = \frac{(0.75 \times \text{masse}_{\text{lourd}} \times g)}{\frac{1}{2} \rho(0) \times VC \times S_{\text{gross}}} \quad (4-14)$$

où g est l'accélération gravitationnelle [m/s^2], $\text{masse}_{\text{lourd}}$ est la masse maximum au décrochage [kg], $\rho(0)$ est la densité de l'air au niveau de la mer [kg/m^3] et VC est la vitesse en régime de croisière [m/s]. Le facteur de coefficient de moment de fuselage $\text{Fact}_{C_{M_{fus}}}$ est défini comme suite:

$$\text{Fact}_{C_{M_{fus}}} = -1.8 \left(1 - \frac{25 \cdot \text{largeur}_{\text{fus}}}{\text{longueur}_{\text{fus}}} \right) \times \pi \times \frac{\text{largeur}_{\text{fus}} \times \text{hauteur}_{\text{fus}} \times \text{longueur}_{\text{fus}}}{4 \times S_{\text{gross}} \times C_{\text{mac_gross}}} \times Cl_0 \quad (4-15)$$

où $\text{largeur}_{\text{fus}}$ est la largeur de fuselage [m], $\text{longueur}_{\text{fus}}$ est la longueur de fuselage [m] et $\text{hauteur}_{\text{fus}}$ est l'hauteur de fuselage [m]. Le coefficient de moment de fuselage est défini par l'équation suivante :

$$C_{M_{fus}} = \frac{\text{Fact}_{C_{M_{fus}}}}{Cl_{\alpha w}} \quad (4-16)$$

où $\text{Fact}_{C_{M_{fus}}}$ est le facteur de coefficient de moment de fuselage et $Cl_{\alpha w}$ est la pente de la courbe de portance de l'aile (-/rad). Le coefficient $C_{M_{wf}}$ de l'interaction de l'aile (*wing*) C_{M_w} avec le fuselage $C_{M_{fus}}$ est donné par l'équation suivante :

$$C_{M_{wf}} = C_{M_w} + C_{M_{fus}} \quad (4-17)$$

où $C_{M_{fus}}$ est le coefficient de moment de fuselage et C_{M_w} est la sommation de $C_{m_{base}}$ avec $C_{m_{twist}}$.

4.2.4 Le facteur de compressibilité de Prandtl-Glauert

Le facteur de compressibilité de Prandtl-Glauert tient compte des effets de compressibilité de l'air lorsque le nombre de Mach augmente et le facteur est limité à 0.316, c'est-à-dire à Mach 0.95. Le facteur de compressibilité de Prandtl-Glauert $P_G(\text{Mach})$ est :

$$\begin{aligned} P_G(\text{Mach}) &= 0.1 && \text{si } \text{Mach} > 0.9487 \\ P_G(\text{Mach}) &= \sqrt{1 - \text{Mach}^2} && \text{si } \text{Mach} \leq 0.9487 \end{aligned} \quad (4-18)$$

4.2.5 Écoulement de sillage descendant derrière l'aile (*Downwash*)

La variation de l'angle de l'écoulement dans le voisinage de l'empennage est due aux variations de l'angle d'attaque de l'avion, et cette variation est calculée par Etkin [Réf.2]. Le facteur d'allongement de l'aile est donné par l'équation suivante:

$$K_{Adw} = \frac{1}{AR_{gross}} - \frac{1}{1 + AR_{gross}^{1.7}} \quad (4-19)$$

où AR_{gross} est l'allongement [-]. Le facteur pour l'effilement de l'aile est donné par l'équation suivante :

$$K_{\lambda dw} = \frac{10 - 3 \times \lambda_{gross}}{7} \quad (4-20)$$

$$K_{Hdw} = \frac{1 - \left| \frac{hH}{b} \right|}{\left(\frac{2It_{tail}}{b} \right)^{0.3333}} \quad (4-21)$$

Où hH est la hauteur de la queue par rapport à l'aile [m] et It_{tail} est la distance entre le centre aérodynamique de l'aile et la queue [m]. Le facteur de la position de l'empennage est donné par l'équation suivante:

$$d\varepsilon_{d\alpha} = 4.44 \left(K_{Adw} \times K_{\lambda dw} \times K_{hdw} \cos(\text{sweep}_{l_4w})^{0.5} \right)^{1.19} \quad (4-22)$$

où K_{Adw} est le facteur d'allongement de l'aile, $K_{\lambda dw}$ est le facteur pour l'effilement de l'aile et K_{Hdw} est le facteur pour la position de l'empennage. La pente de la courbe de portance à $Mach = 0$, pour l'aile [-/rad] est :

$$Cl_{\alpha w0} = \frac{AR_{gross} \times 2 \times \pi}{2 + \sqrt{\left(\frac{AR_{gross}}{\kappa} \right)^2 \times P_G(0) \times \left(1 + \frac{\tan(\text{sweep}_{half})^2}{P_G(0)} \right) + 4}} \quad (4-23)$$

où sweep_{half} est l'angle de flèche à ½ corde [rad] et κ est le facteur de correction empirique (pour la pente de portance) [-] (=0.97).

4.2.6 La pente de la courbe de portance

La pente de la courbe de portance de l'avion complet tient compte de la pente de la combinaison de l'aile avec le fuselage, de la pente de portance de l'empennage et de l'écoulement de sillage descendant (*downwash*) induit par l'aile dans le voisinage de l'empennage (Etkin, [Réf.1], et Roskam [Réf.3] et du USAF DATCOM [Réf.6]).

La surface d'une demie-aile S_{2ailes} [m²] est exprimée par l'équation suivante :

$$S_{2ailes} = \frac{(c_{tip} + c_{fus})}{2} \times Long_{Aile} \times 2 \quad (4-24)$$

où $Long_{Aile}$ est la longueur de l'aile (de la racine de l'aile au bout de l'aile) [m].

L'allongement Ar est défini en étant le rapport entre le carré de l'envergure et la surface de l'aile S_w et trois types d'allongements sont définis dans l'équation suivante :

$$Ar = \frac{b^2}{S_w}$$

$$Ar_w = \frac{(2 \times Long_{aile})^2}{S_{2ailes}} \quad (4-25)$$

$$AR_{gross} = \frac{b^2}{S_{gross}}$$

où, encore une fois, les définitions suivantes sont utilisées: S_w est la surface de l'aile exposée [m²], S_{2ailes} est la surface de demi aile exposée [m²] et S_{gross} est la surface de l'aile (gross) [m²].

L'angle de flèche à ½ corde, $\text{sweep}_{\text{half}}$ [rad], l'angle de flèche au bord de fuite $\text{sweep}_{\text{TE_tail}}$ [rad] et l'angle de flèche à 1/4 corde, $\text{sweep}_{1/4w}$ [rad] sont exprimés par les trois équations suivantes :

$$\begin{aligned} \text{sweep}_{\text{half}} &= \text{atan} \left[\frac{\tan(\text{sweep}_{\text{LE}}) \cdot \frac{b}{2} + 0.5 \times (c_{\text{tip}} - c_{\text{centre}})}{\frac{b}{2}} \right] \\ \text{sweep}_{\text{TE}} &= \text{atan} \left[\frac{\tan(\text{sweep}_{\text{LE}}) \cdot \frac{b}{2} + (c_{\text{tip}} - c_{\text{centre}})}{\frac{b}{2}} \right] \\ \text{sweep}_{1/4w} &= \text{atan} \left[\frac{\tan(\text{sweep}_{\text{LE}}) \cdot \frac{b}{2} + 0.25 \times (c_{\text{tip}} - c_{\text{centre}})}{\frac{b}{2}} \right] \end{aligned} \quad (4-26)$$

où sweep_{LE} est l'angle de flèche au bord d'attaque [rad]. La pente de courbe de portance de l'empennage (-/rad) est donnée par l'équation suivante :

$$C_{l_{\text{atail}}} = \frac{AR_{\text{tail}} \times 2\pi}{2 + \sqrt{\left(\frac{AR_{\text{tail}}}{\kappa}\right)^2 \times P_{\text{-G}}(\text{Mach}, \eta_{\text{tail}}) \times \left(1 + \frac{\tan(\text{sweep}_{\text{half}})^2}{P_{\text{-G}}(\text{Mach})}\right)} + 4} \quad (4-27)$$

où AR_{tail} est l'allongement de l'empennage et η_{tail} est la pression dynamique à la position de l'empennage de valeur 0.9 ([Réf.4] page 416 chap 16.3). La pente de la courbe de portance de l'aile (-/rad) est donnée par :

$$Cl_{\alpha w}(\text{Mach}) = \frac{AR_{\text{gross}} \times 2\pi}{2 + \sqrt{\left(\frac{AR_{\text{gross}}}{\kappa}\right)^2 \cdot P_G(\text{Mach} \cdot \eta_{\text{tail}}) \cdot \left(1 + \frac{\tan(\text{sweep_half})^2}{P_G(\text{Mach})}\right) + 4}} \quad (4-28)$$

où AR_{gross} est l'allongement de l'aile (aspect ratio)[-]. Le facteur d'interférence de l'aile avec le fuselage pour la pente de courbe de portance K_{wf} est donné par l'équation suivante ([Réf.3] Part VI, page 272 et [Réf.2]):

$$K_{wf} = \left[1 + 0.0025 \left(\frac{\text{Width}_{\text{Fus}}}{b} \right) - 0.25 \left(\frac{\text{Width}_{\text{Fus}}}{b} \right)^2 \right] \quad (4-29)$$

La pente de la courbe de portance de l'aile/fuselage combiné (-/rad) $Cl_{\alpha wf}$ est donnée par l'équation suivante :

$$Cl_{\alpha wf} = Cl_{\alpha w} \times K_{wf} \quad (4-30)$$

La pente de portance de l'avion complet est donnée par Etkin [Réf.2], et Roskam [Réf.3]:

$$Cl_{\alpha ac} = Cl_{\alpha wf} \times \left[1 + \left(\frac{Cl_{\alpha tail}}{Cl_{\alpha wf}} \right) \times \eta_{tail} \times \frac{S_{tail}}{S_{gross}} \times \left(1 - (d\varepsilon_{d\alpha}) \times \frac{Cl_{\alpha w}}{Cl_{\alpha w0}} \right) \right] \quad (4-31)$$

où $Cl_{\alpha tail}$ est la pente de courbe de portance de l'empennage (-/rad), $d\varepsilon_{d\alpha}$ est le facteur de la position de l'empennage et $Cl_{\alpha w0}$ est la pente de la courbe de portance de l'aile à $\text{Mach} = 0$ [-/rad].

4.2.7 La pression dynamique (voisinage de l'empennage dans le sillage de l'aile)

La pression dynamique dans le sillage de l'aile (près de l'empennage) est réduite. Le rapport de pression dynamique varie entre 0.85 et 0.95 mais dans cette section nous utilisons un rapport de pression dynamique (par rapport à l'écoulement libre) de 0.9 [Réf.4].

4.2.8 Le centre aérodynamique de l'aile

La corde aérodynamique se déplace longitudinalement, par rapport à l'aile, avec les variations de la vitesse de l'avion, car la position du centre aérodynamique AC varie avec le nombre de Mach.

4.3 Le centre de gravité CG de l'avion et les limites de CG de l'avion

Le CG de l'avion est situé à la distance entre 5% à 25 % de MAC en avant du point neutre (PN).

4.3.1 Le point neutre (PN) de l'avion

Le point neutre PN de l'avion est défini en étant le point autour duquel le coefficient de moment de tangage C_m de l'avion ne change pas lorsque l'angle d'attaque α de l'avion change, et le PN est utilisé pour définir les limites de la position du CG de l'avion.

4.3.2 Les limites du centre de gravité CG de l'avion

La plage des positions de CG de l'avion est évaluée ici à une vitesse de croisière. L'enveloppe de vol décrit les conditions permises d'opération de l'avion en fonction de sa vitesse et de sa masse. Dans notre cas, l'enveloppe de vol est considérée pour un CG constant et est basée sur la position du point neutre (PN) à une vitesse de croisière. La

plage des positions de CG correspond aux valeurs calculées dans la marge de stabilité statique mentionnée dans le fichier « InfoAvion.txt ».

4.4 Moment d'inertie de masse de l'avion

Roskam ([Réf.3], Part V), propose une méthode simple pour le calcul du moment d'inertie de la masse de l'avion en tangage. On utilise un rayon de giration non dimensionnel représentant la moyenne des rayons de différents avions de transport. Deux valeurs sont utilisées pour le rayon de giration, la première valeur correspond au poids maximum et la deuxième valeur correspond au poids minimum. Les moments d'inertie maximum et minimum de l'avion sont calculés en utilisant la longueur du fuselage et la masse maximum ou minimum de l'avion.

La précision de cette méthode de calcul est de l'ordre de 10 %. Puisque l'effet de l'inertie et de l'accélération angulaire sur la portance totale requise pour l'aile n'est que de l'ordre de 10 % aux conditions considérées, l'erreur de 10 % sur l'inertie n'influencera que très légèrement le calcul de la portance pour les cas de chargement considérés. Le moment d'inertie est calculé par rapport à la position moyenne du centre de gravité de l'avion.

4.5 Le facteur de charge vertical, FAR 25

Pour ce travail, l'avion doit rencontrer la norme américaine de certification pour les avions de transport, FAR 25 (*Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*), norme équivalente à la norme canadienne (Règlements de l'Aviation Canadienne) au Chapitre 525. Le paragraphe 25.333 de la norme FAR 25 de certification définit les vitesses de design suivantes: vitesses de croisière, vitesses de décrochage, vitesses pour le calcul des amplitudes, de rafales maximales, vitesses de manoeuvres et vitesses en piqué. On connaît la relation entre la vitesse équivalente EAS et la vitesse vraie TAS :

$$EAS = TAS \times \sqrt{\frac{\rho(H)}{\rho_0}} \quad (4-32)$$

où $\rho(H)$ est densité de l'air à l'altitude H et ρ_0 est la densité de l'air au sol.

4.5.1 Vitesses et accélérations angulaires, manoeuvre en tangage

Dans la norme FAR 25, les accélérations angulaires en tangage minimales qu'un avion doit être capable de supporter (FAR 25.331) sont spécifiées mais les valeurs limites des vitesses angulaires en tangage ne sont pas spécifiées. Les accélérations angulaires spécifiées au paragraphe FAR 25.331 sont calculées. On sait que le mouvement de tangage d'un avion pourrait être calculé en simulant la réponse de l'avion à une entrée de la part de la gouverne de profondeur.

4.6 Charges inertielles

Trois types de masses sont considérés pour l'estimation des efforts inertiels et ces masses correspondent aux masses des équipements supplémentaires fixés sur la structure de l'aile, de la structure de l'aile elle-même et du carburant transportable dans les ailes. Pour ces trois types de masses, la sortie du programme « Cas de Chargement » donne les positions du CG des masses en distance relative.

4.6.1 Équipements supplémentaires

Dans le programme « Cas de Chargement », aucun traitement n'est fait sur les données des équipements installés, mis à part la limite sur le nombre maximum d'éléments. Cette information est intégralement transférée dans les fichiers « InfoGeomInertie_xx.txt ».

4.6.2 Masse et moment d'inertie de l'aile

La distribution de la masse totale de l'aile est réalisée au long de l'envergure de l'aile selon la corde correspondant au profil de chaque bande. Plusieurs auteurs proposent des équations empiriques, semi analytiques ou analytiques. En général, ces équations ont une précision variant de 5 à 20 %, selon leur complexité, et selon la gamme d'avions auxquels elles s'appliquent.

Quatre méthodes empiriques existent pour le calcul de la masse d'une aile d'avion de transport. La première méthode est proposée par Howe [Réf.10], la deuxième méthode est proposée par Raymer [Réf.4], la troisième méthode est proposée par Svoboda [Réf.11] et la quatrième par Torenbeek [Réf.5]. D'autres méthodes possiblement plus précises ont été identifiées (Roskam, [Réf.3], Nicolai, [Réf.12], Howe, [Réf.10], Gallman, [Réf.13], Udin, [Réf.14] et Torenbeek, [Réf.15]), mais elles n'ont pas été retenues car ces méthodes demandent la connaissance des valeurs des paramètres supplémentaires dans notre projet.

On va calculer, dans ce mémoire, la masse de l'aile, le moment d'inertie en roulis et de la distribution de la masse par les méthodes des Howe, Raymer, Svoboda, Torenbeek et Datcom. Les définitions suivantes sont utilisées :

$$t_{caxe} = t_{ctip} + \frac{(t_{cracine} - t_{ctip})}{(y_{cracine} - y_{ctip})} \times \frac{b}{2} \quad (4-33)$$

où $y_{cracine}$ est la distance sur Y entre la MAC et la racine de l'aile et y_{ctip} est la distance sur Y entre la MAC et le bout de l'aile.

La masse M_{w1} [kg] est calculée par la méthode de Howe en utilisant l'équation suivante:

$$Mw1 = Cl \times \left[Ar^{0.5} \times Sw^{1.5} \sec(\Lambda_e) \times \frac{1+2\lambda}{3+3\lambda} \times \frac{Mt}{Sw} \times Nz^{0.3} \times \left(\frac{EAS}{t_{caxe}} \right)^{0.5} \right]^{0.9} \quad (4-34)$$

où Λ_e est l'angle de flèche à 1/4 corde [rad], Cl est la pente de la courbe de portance de l'aile [-/rad], S_w est la surface de l'aile (gross) [m²], λ ou λ_w est l'effilement de l'aile, Nz est le facteur de charge ultime (1.5 x facteur de charge maximum)[-] = 6.9706 et Mt est la masse maximum au décollage.

Par la méthode de Raymer, la masse Mw2 [kg] est calculée par l'équation suivante :

$$Mw2 = \left[0.0051 \times (M_t \times Nz)^{0.557} \times Sw^{0.649} \times Ar^{0.5} \times t_{caxe}^{-0.4} \times (1+\lambda)^{0.1} \times \cos(\Lambda_e)^{-1.0} \times Sw^{0.1} \right] \quad (4-35)$$

Par la méthode de Svoboda, la masse Mw3 [kg] est calculée par l'équation suivante :

$$Mw3 = (0.10625 \times M_t) \quad (4-36)$$

Dans le but de calculer la masse [kg] par la méthode de Torenbeek, les définitions suivantes sont utilisées :

Le facteur tenant compte de joints entre les panneaux (skin joints) non effilés est :

$$K_{n0} = 1 + \sqrt{\frac{1.905}{b_s}} \quad (4-37)$$

où b_s est l'envergure « structurale » [m] définie par l'équation suivante :

$$b_s = \frac{b}{\cos(\text{sweep1_2})} \quad (4-38)$$

où sweep1_2 est l'angle de flèche à ½ corde [rad]. Le facteur de correction pour l'effilement [-] est donné par l'équation suivante :

$$K_{\lambda_w} = (1 + \lambda_w)^{0.4} \quad (4-39)$$

Le facteur de relâchement de moment de flexion Ke [-] est égal à 1.0 pour le moteur non fixé sur l'aile, 0.952 pour les moteurs fixés sur les ailes (en avant de l'axe élastique) et 0.905 pour les moteurs fixés à l'aile (en arrière de l'axe élastique). Le facteur de correction pour le train de l'atterrissage Kuc [-] est égal à 1.0 pour le train fixé à l'aile et à 0.95 pour le train qui n'est pas fixé à l'aile. Le facteur de correction pour l'hauban Kb [-] est pour la masse additionnelle (renforcement pour le battement). Dans notre mémoire, on considère les valeurs suivantes pour ces facteurs : Ke = 1.0, Kuc = 1.0 et Kb = 1.0.

La masse telle que définie dans l'AN9103-D est exprimée par l'équation suivante :

$$W_w = \frac{M_w1 + M_w2 + M_w3}{3} \quad (4-40)$$

$$M_{w_{basic}} = 4.58 \times 10^{-3} \times K_{n0} \times K_{\lambda} \times K_e \times K_{uc} \left(K_b \times N_z \times (M_{ZFW} - 8W_w) \right)^{0.55} \times b^{1.675} \times t^{-0.45} \times c_{axe} \times \cos(\text{sweep1_2})^{-1.325}$$

où K_{n0} est le facteur pour tenir compte de joints entre panneaux (skin joints), panneaux non effilés, K_{λ} est le facteur de correction pour l'effilement [-] et *Maximum zero fuel weight* = $M_{min} + M_{util}$ [kg].

Pour la masse spécifique, FlapsDensité [kg/m²] de volets hyper sustentateurs. Ces données polynomiales <<Data fit polynomials>> proviennent de Torenbeek ([Réf.5], appendice C, figure C-2) dans l'équation suivante :

$$\text{FlapsDensité}(\text{masse}) = 22.23890613 + 14.76805503 \log(\text{masse}) - 8.009948406 \log(\text{masse})^2 + 1.31438277 \log(\text{masse})^3$$

$$\text{SurfaceFlaps} = 0.15 \times S_w \quad (4-41)$$

où *masse* est la masse maximale [kg]

$$\text{FlapsMasse} = \text{SurfaceFlaps} \times \text{FlapsDensité}(\text{Mt})$$

$$Mw4 = Mw_{\text{basic}} + 1.2 \times \text{FlapsMasse} \quad (4-42)$$

où Mw_{basic} est donnée par l'équation (4-40)

La moyenne des quatre estimations de masses :

$$Mw = \frac{(Mw1 + Mw2 + Mw3 + Mw4)}{4} \quad (4-43)$$

4.6.2.1 La distribution de la masse de la structure le long de l'envergure de l'aile

La distribution de la masse de l'aile le long de l'envergure est donnée par les coefficients d'un polynôme construit à partir d'un système d'équations linéaires. Dans ce système d'équations, on trouve : l'équation pour l'intégration du polynôme sur toute l'envergure de l'aile pour l'obtention de la masse totale, l'équation pour l'intégration du moment de masse égal à zéro autour d'un centre de gravité CG (Section 4.6.2.1.1) et l'équation pour l'intégration des moments d'inertie de masse en roulis (Section 4.6.2.1.2). Les deux conditions supplémentaires nécessaires à la résolution d'un système d'équations sont :

- 1) La dérivée de la distribution de la masse à l'axe longitudinal du fuselage doit être égale à 0.
- 2) La dérivée de la distribution de la masse en bout d'aile est en fonction de la masse et de l'envergure. Le tableau V montre la position approximative du centre de gravité CG pour une demie-aile calculée par plusieurs références.

Tableau V

Position du centre de gravité pour une demie-aile

Auteur/Ref.	Type d'aile	CG latéral approximatif	CG longitudinal approximatif
Raymer [Réf.4]	Non spécifié	Mean Aerodynamic Chord (MAC)	40 % MAC
SAWE [Réf.17]	Flèche 35 deg.	Mean Aerodynamic Chord (MAC)	35 % MAC
	Flèche 0 deg.	40 % de la demi-envergure	33 à 48 % de la corde
Roskam [Réf.3]	Aile en flèche	35 % de la demi-envergure	Derrière le longeron en avant, 70 % de la distance ente le longeron en avant et le longeron en arrière
	Flèche 0 deg.	40 % de la demi-envergure	38 à 42 % de la corde

4.6.2.1.1 Position latérale du CG de la structure de l'aile

Il s'est avéré impossible de spécifier une seule valeur pour la position de centre de gravité latéral pour tous les types d'aile en tenant compte des valeurs de l'angle de flèche, d'allongement (*aspect ratio*) et d'effilement (*taper ratio*) de l'aile. L'effet de chacun de ces paramètres sur la géométrie de l'aile doit être analysé. En utilisant le modèle de distribution de masse ci - haut mentionné, l'angle de flèche et l'allongement n'influencent pas la position latérale du CG d'une demi - aile mais seulement l'effilement de l'aile. Le polynôme $0.295061+0.233945\lambda-0.198303\lambda^2+0.078501\lambda^3$ nous donne la position du CG en fonction de l'effilement λ .

4.6.2.1.2 Inertie de l'aile en roulis

Certains auteurs ont conçu des méthodes de prédiction du moment d'inertie de masse en roulis pour des avions, mais le USAF DATCOM [Réf.6] est la seule référence identifiée jusqu'à maintenant en donnant une méthode complète pour l'évaluation du moment d'inertie d'une aile. Cette méthode est simple, s'applique pour tous les avions, et les coefficients utilisés dans cette méthode ont été définis et validés sur les avions d'aujourd'hui. Encore une fois, par cette méthode, le moment d'inertie d'une aile complète est obtenu, d'un bout d'aile à l'autre bout de l'aile, en incluant la partie centrale passant à travers le fuselage.

4.6.2.2 Distribution de la masse de la structure de l'aile le long de la corde du profil

Le modèle de la distribution de masse sur un profil d'aile a été développé et il est présenté dans la figure 5. La distribution de la masse de la structure de l'aile le long de la corde du profil de l'aile et / ou la position du CG sur cette corde se trouve au tableau V.

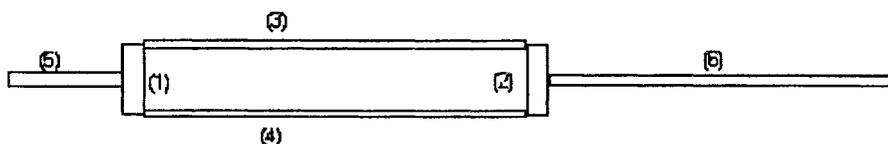


Figure 5 Modèle de la structure simplifiée pour le calcul de la distribution de la masse

La boîte en torsion représentant la masse est composée par les éléments suivants: (1) longeron avant, (2) longeron arrière, (3) extrados et (4) intrados. La structure secondaire est composée par : (5) bord d'attaque (BA) et (6) bord de fuite (BF).

Les trois inconnues dans la figure 5 sont : la masse du longeron en avant de la boîte (M1); la masse du longeron en arrière de la boîte (M2) et la masse spécifique de l'intrados et de l'extrados entre les longerons.

La masse spécifique de l'élément de bord d'attaque ρ_{lin_ba} [-] et la masse spécifique de l'élément de bord de fuite ρ_{lin_bf} [-] sont exprimées par les équations suivantes :

$$\begin{aligned}\rho_{lin_ba} &= 0.25 \times \frac{\text{Masse}_{\text{bande}}}{\text{corde}} \\ \rho_{lin_bf} &= 0.25 \times \frac{\text{Masse}_{\text{bande}}}{\text{corde}}\end{aligned}\quad (4-44)$$

où $\text{Masse}_{\text{bande}}$ est la masse de l'aile [kg].

Les équations du centre de gravité CG selon l'axe des X des éléments sur l'extrados X_{cg_extra} , sur l'intrados X_{cg_intra} , au bord d'attaque X_{cg_ba} et au bord de fuite X_{cg_bf} (m) sont les suivantes :

$$\begin{aligned}X_{cg_extra} &= \frac{(X_{fs} + X_{rs})}{2} \\ X_{cg_intra} &= \frac{(X_{fs} + X_{rs})}{2} \\ X_{cg_ba} &= \frac{X_{fs}}{2} \\ X_{cg_bf} &= \frac{\text{Corde} + X_{rs}}{2}\end{aligned}\quad (4-45)$$

où X_{fs} est la position du longeron avant (*Front Spar*) [m] : $X_{fs} = 0.14 \text{ Corde}$ et X_{rs} est la position du longeron arrière (*Rear Spar*) [m] : $X_{rs} = 0.60 \text{ Corde}$.

On construit un système des équations linéaires :

La somme des masses = La masse totale;

La somme des moments autour du CG = 0;

La somme des inerties autour du CG = k_{datcom} x moment d'inertie d'une boîte équivalente de densité uniforme, où $k_{datcom} = 0.703$ est le facteur empirique pour le moment d'inertie en tangage (réf. : Datcom fig. 8.1-22).

Les équations matricielles de la masse et du moment sont écrites sous la forme suivante :

$$\begin{aligned}
 a_{matrix_{0,0}} &= 1 \\
 a_{matrix_{0,1}} &= 1 \\
 a_{matrix_{0,2}} &= 2 \times (X_{rs} - X_{fs}) \\
 b_{vector_0} &= Masse_{bande} \cdot \rho_{lin_{ba}} \times X_{fs} - \rho_{lin_{bf}} \times (corde - X_{rs})
 \end{aligned} \tag{4-46}$$

et

$$\begin{aligned}
 a_{matrix_{1,0}} &= X_{cg} - X_{fs} \\
 a_{matrix_{1,1}} &= X_{cg} - X_{rs} \\
 a_{matrix_{1,2}} &= (X_{rs} - X_{fs}) \times (X_{cg} - X_{cg_extra}) \\
 a_{matrix_{1,2}} &= a_{matrix_{1,2}} + (X_{rs} - X_{fs}) \times (X_{cg} - X_{cg_intra}) \\
 b_{vector_1} &= \rho_{lin_{ba}} \times X_{fs} \times (X_{cg} - X_{cg_ba}) - \rho_{lin_{bf}} \times (chorde - X_{rs}) \times (X_{cg} - X_{cg_bf})
 \end{aligned} \tag{4-47}$$

où X_{cg_extra} est le centre de gravité CG selon l'axe des X des éléments sur l'extrados

(m), X_{cg_intra} est le centre de gravité CG selon l'axe des X des éléments sur l'intrados

(m), X_{cg_ba} est le centre de gravité CG selon l'axe des X des éléments au bord d'attaque

(m) et X_{cg_bf} est le centre de gravité CG selon l'axe des X des éléments au bord de fuite

(m). Les équations matricielles d'inertie sont écrites sous la forme suivante :

$$a_matrix_{2,0} = (X_{cg} - X_{fs})^2 + \frac{Eff_{thick}^2}{12}$$

$$a_matrix_{2,1} = (X_{cg} - X_{rs})^2 + \frac{Eff_{thick}^2}{12}$$

$$a_matrix_{2,2} = (X_{rs} - X_{fs}) \times \left[(X_{cg} - X_{cg_extra})^2 + \frac{Eff_{thick}^2}{12} + \frac{(X_{fs} - X_{rs})^2}{12} \right]$$

$$a_matrix_{2,2} = a_matrix_{2,2} + (X_{rs} - X_{fs}) \times \left[(X_{cg} - X_{cg_intra})^2 + \left(\frac{Eff_{thick}}{2} \right)^2 + \frac{(X_{rs} - X_{fs})^2}{12} \right]$$

$$b_vector_2 = K_datcom \times \frac{Masse_{bande}}{12} \times (corde^2 + Eff_{thick}^2) +$$

$$-\rho_{lin_ba} \times X_{fs} \times \left[(X_{cg} - X_{cg_ba})^2 + \frac{X_{fs}^2}{12} \right] - \rho_{lin_bf} \times (corde - X_{rs}) \times$$

$$\left[(X_{cg} - X_{cg_bf})^2 + \frac{(corde - X_{rs})^2}{12} \right]$$

(4-48)

où $Eff_{thick} = 0.92 \times t_c \times corde$ est l'épaisseur effective du profil [m] où SAWE recommande $0.92 * t_c$ où t_c est le rapport d'épaisseur du profil et $k_datcom = 0.703$ est le facteur empirique pour le moment d'inertie en tangage (réf. : Datcom fig. 8.1-22) – datcom au lieu de datcom.

L'équation matricielle du moment d'inertie est l'équation suivante:

$$\begin{aligned}
\text{Inertie} = & M1 \times (X_{cg} - X_{fs})^2 + \frac{M1}{12} \times \text{Eff}_{\text{thick}}^2 + \left[M2 \times (X_{cg} - X_{rs})^2 + \frac{M2}{12} \times \text{Eff}_{\text{thick}}^2 \right] \\
& + \left[(X_{cg} - X_{rs}) \times \rho_{\text{lin}} \times \left[(X_{cg} - X_{cg_extra})^2 + \left(\frac{\text{Eff}_{\text{thick}}}{2} \right)^2 \right] + \frac{(X_{rs} - X_{fs}) \times \rho_{\text{lin}}}{12} \times (X_{rs} - X_{fs})^2 \right] \\
& + \left[(X_{cg} - X_{rs}) \times \rho_{\text{lin}} \times \left[(X_{cg} - X_{cg_intra})^2 + \left(\frac{\text{Eff}_{\text{thick}}}{2} \right)^2 \right] + \frac{(X_{rs} - X_{fs}) \times \rho_{\text{lin}}}{12} \times (X_{rs} - X_{fs})^2 \right]
\end{aligned}
\tag{4-49}$$

La section de l'aile est divisée en six éléments : quatre éléments pour la boîte de torsion (longerons en avant et en arrière, extrados et intrados entre les longerons) et deux éléments pour la structure secondaire (bord d'attaque et bord de fuite). On présume qu'une section possède un moment d'inertie par rapport à son centre de gravité CG égal à une fraction de l'inertie d'une barre ayant une masse spécifique linéaire constante selon la corde. On fixe la position de CG à partir de l'information du tableau V (40 % de la corde).

4.6.3 La masse et la disposition du carburant

Dans cette section, les calculs suivants sont réalisés :

- 1) La conversion de la masse de carburant de type Jet A-1 en volume (densité de 0.850 kg/litres à 0°C). Le volume de l'aile permettra de loger le volume de carburant nécessaire.
- 2) La division de la bande représentant le réservoir complet en « n » bandes d'égales largeurs;
- 3) Le calcul de la masse de carburant contenue dans chaque bande ainsi que la position des centres de gravité CG des bandes.

La division d'une bande en deux coins (*wedges*) est montrée dans la figure 6 afin d'obtenir des informations supplémentaires de carburant sur le volume et la position du CG d'une aile.

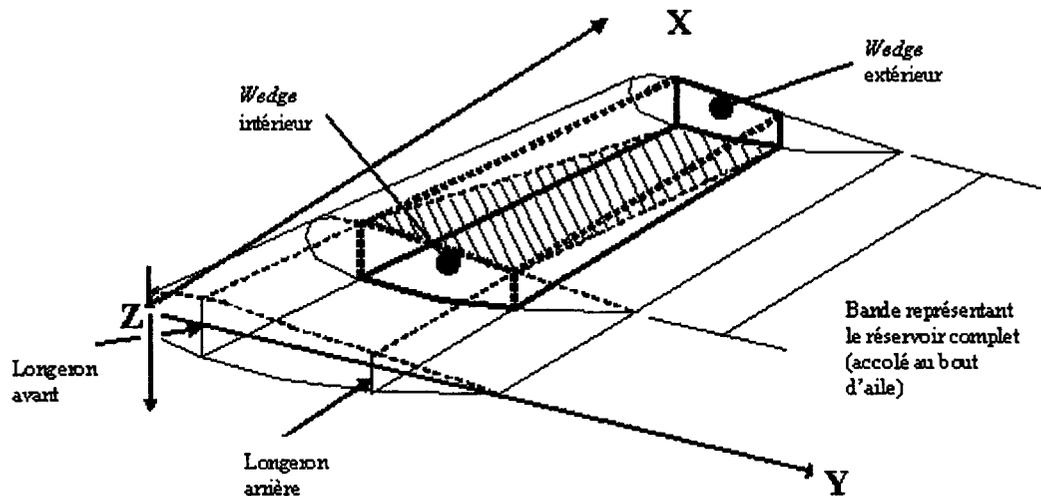


Figure 6 Volume de carburant

L'épaisseur efficace du profil est choisi à 88% de l'épaisseur du profil de l'aile et dépend de la position des longérons en avant et en arrière du profil ainsi que de la forme exacte du profil. Sawe [Réf.17] a spécifié une épaisseur efficace de la structure d'une aile de 92 %.

4.6.4 Vitesses et accélérations linéaires et angulaires

Les mouvements caractérisant les charges inertielles sont les accélérations linéaires et les vitesses et accélérations angulaires.

4.6.4.1 Accélération linéaires

Les accélérations linéaires (créant des forces) selon les trois axes et les accélérations selon l'axe Z sont spécifiées dans le programme « Cas de Chargement ».

4.6.4.2 Mouvements angulaires

Les accélérations angulaires en tangage sont calculées dans le programme « Cas de Chargement » et permettent de spécifier des valeurs pour des accélérations angulaires selon les trois axes.

4.7 Autres forces ponctuelles

Dans le fichier « InfoGeomInertie_XX.txt » on peut aussi spécifier une ou plusieurs forces ponctuelles par exemple :

- 1) Les forces dues au train d'atterrissage (atterrissage, décollage et manoeuvre au sol);
- 2) La force de la poussée du moteur;
- 3) La traînée aérodynamique;
- 4) Deux forces combinées représentent le couple dû au moteur;
- 5) Une série de forces distribuées représente la traînée de l'aile.

4.8 Cas de chargement, l'avion en équilibre

Le programme « Cas de Chargement » permet de générer des chargements pour plusieurs combinaisons de vitesse, masse et position de centres de gravité, mais seulement pour les 15 cas de vol les plus critiques. Parmi ces 15 cas, les quatre premiers cas sont des cas en croisière et les autres cas correspondent à la plus contraignante condition de vol (demandant la plus grande portance).

4.8.1 L'équilibre de l'avion

Pour chaque cas de chargement, on va calculer :

- 1) La portance appliquée au centre aérodynamique AC de la combinaison de l'aile avec le fuselage,
- 2) La masse de l'avion multipliée par le facteur de charge associé,
- 3) La portance de l'empennage horizontal, appliquée à son centre aérodynamique AC, Le moment de tangage généré par la combinaison de l'aile avec le fuselage,
- 4) L'accélération angulaire en tangage, et
- 5) Le moment d'inertie en tangage.

Lorsqu'une condition de vol est évaluée en étant la plus contraignante, le coefficient de portance de l'aile est calculé et reporté dans le fichier « InfoAero_xx.txt » pour être ensuite utilisé par le programme de calcul de l'écoulement. Une fois que le coefficient de portance de l'aile est calculé sur la surface totale de l'aile, on pourra calculer la portance de l'aile.

4.9 Fichiers de sortie

Pour chacun des 15 cas de chargement on obtient les deux fichiers suivants :

- 1) Le fichier « InfoGeomInertie_xx.txt » utilisé dans le programme « Chargement Aile » (*WingLoad*);
- 2) Le fichier « InfoAero_xx.txt » utilisé dans le programme de calcul d'écoulement aérodynamique;

Finalement, le programme « Cas de Chargement » écrit un fichier « WL_IO_Files.txt » destiné au programme « Chargement Aile »; ce fichier donne la liste des fichiers d'entrée destinés à ce programme.

CHAPITRE 5

DETAILS DU PROGRAMME « CHARGEMENT AILE » (WINGLOAD)

Les six tâches du programme « Chargement Aile » sont définies dans l'ordre suivant :

- 1) Lecture des fichiers d'entrée;
- 2) Le calcul de la pression sur toute la surface de l'aile;
- 3) L'estimation des efforts inertiels dus aux vitesses et accélérations; trois types d'éléments sont considérés : la structure de l'aile, le carburant transporté et les équipements fixés à la structure de l'aile;
- 4) L'estimation des forces et moments dus aux forces additionnelles;
- 5) L'ajout de tous les efforts et l'application d'un facteur d'assurance;
- 6) L'écriture des fichiers de sortie.

Un algorithme général du programme « Chargement Aile » est présenté à la figure 7.

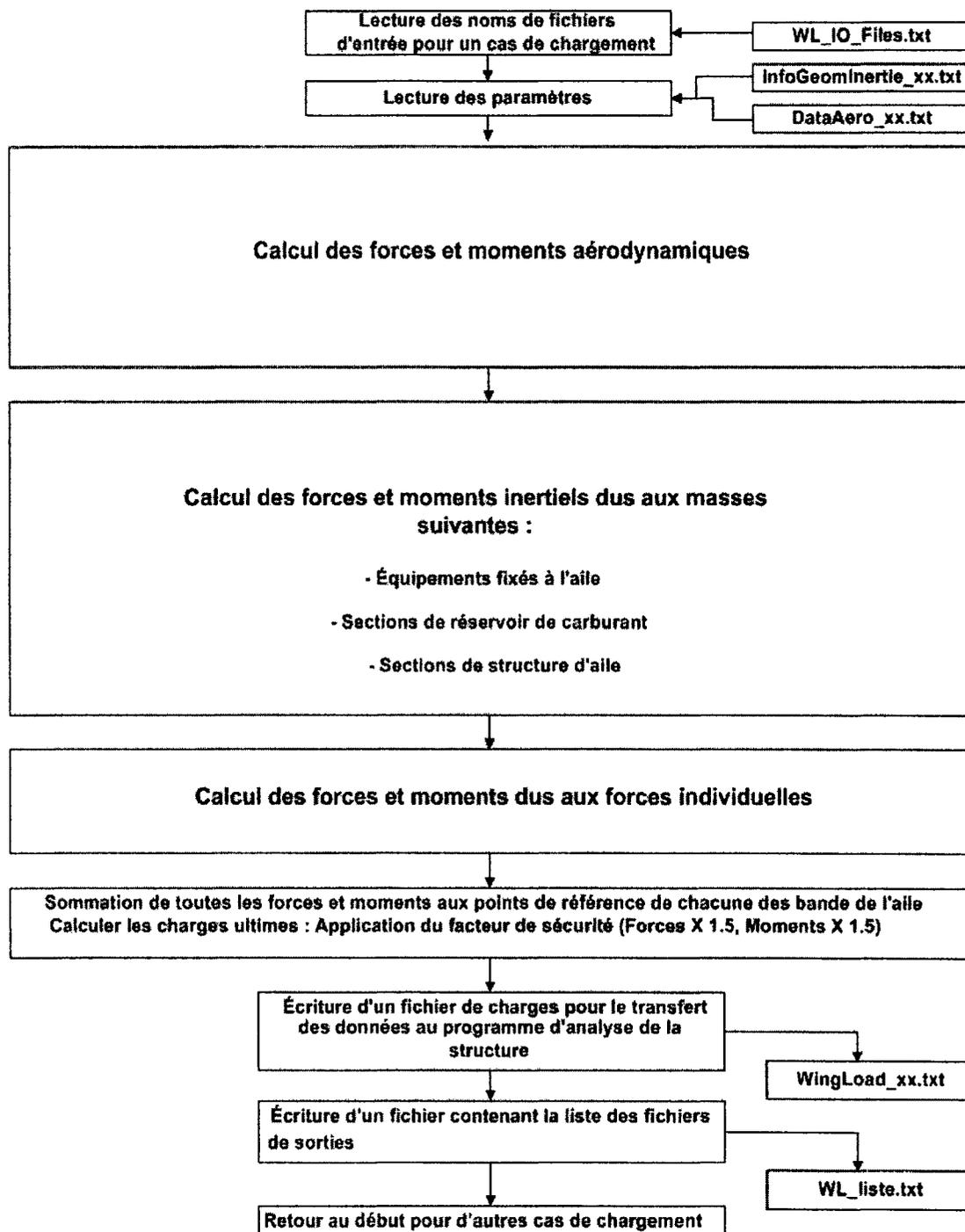


Figure 7 Détails du programme «Chargement Aile»

¹ Cette figure a été tirée et adapté du projet de stage de M. Guy Deraspe dans le cadre de sa maîtrise en génie à l'École Polytechnique.

5.1 Paramètres d'entrée requis

5.1.1 Présentation de l'algorithme général

L'appel du programme « Chargement Aile » ne se fait qu'une fois pour plusieurs cas de chargement. Le fichier « WL_IO_files.txt » généré par le programme « Cas de Chargement » est lu automatiquement et comprend des groupes de noms de fichiers correspondant à ces plusieurs cas de chargement. Le programme « Chargement Aile », inscrit les noms de fichiers dans le fichier « WL_IO_files.txt », du premier au dernier groupe des cas de chargement.

5.1.2 Données pour les efforts inertiels

Les fichiers « InfoGeomInertie_xx.txt » admettent comme entrée toutes les informations nécessaires pour le calcul des efforts inertiels, générés par le programme « Cas de Chargement ». Ils contiennent l'altitude de vol pour les calculs de charges aérodynamiques, l'information sur les forces individuelles et d'autres informations générales sur l'aile et l'avion qui ne sont pas essentiels aux calculs effectués dans le programme « Chargement Aile ».

5.1.3 Données aérodynamiques

Les données des entrées du fichier « DataAero_xx.txt » proviennent des calculs réalisés à l'aide du logiciel Fluent (le logiciel de calcul de l'écoulement de l'air). L'information numérique contenue dans ce fichier représente la distribution de la pression sur l'aile.

Les éléments importants dans le fichier « DataAero_XX.txt » sont les suivants :

- 1) Le nombre de Mach de l'écoulement,
- 2) Le coefficient de portance, de traînée et l'angle d'attaque,
- 3) Les nervures définissant l'aile sont parallèles au plan X-Z,

- 4) Pour chaque point sur une nervure, les positions X et Z ainsi que le coefficient de pression sont donnés,
- 5) Pour chaque nervure, l'ordre (la séquence) des points dans la liste doit se trouver dans le sens horaire lorsque vu dans la direction des Y positifs : bord de fuite, extrados, bord d'attaque et intrados,
- 6) Pour chaque nervure, les positions des points correspondant au bord d'attaque et au bord de fuite doivent respecter la séquence des points des nervures, et
- 7) Pour chaque nervure, le programme « Chargement Aile » ajoutera automatiquement un dernier point semblable au premier point (concernant la position et le coefficient de pression) pour assurer la fermeture du profil.

Il faudrait spécifier les caractéristiques suivantes du format d'écriture du fichier :

- 1) La première nervure (nervure à la racine,0) se trouve à une position Y différente de 0.
- 2) La distance sur Y entre les nervures peut varier dans le but d'obtenir des largeurs différentes pour la même aile.
- 3) Les nervures doivent apparaître dans le fichier dans l'ordre croissant sur Y (de la racine de l'aile vers le bout d'aile).
- 4) Il n'existe pas un nombre maximum de nervures pour l'aile.
- 5) Il n'existe pas un nombre maximum de points par nervure.
- 6) Le numéro de chaque nervure est inscrit au début de la liste de points de la nervure, le premier numéro est « 0 » et, s'il y a 80 nervures, le dernier numéro est « 79 ».
- 7) Le nombre de points par nervure doit être réinscrit pour chaque nervure, même s'il est identique pour toutes les nervures. Voici un exemple pour le fichier <<DataAero>> :

Tableau VI

Données dans le fichier <<DataAero>>

0.6778			Nombre de Mach [-]
1.052			Angle d'attaque [degré]
0.68298			Coefficient de portance de l'aile calculé par le programme Aero [-]
0.04			Coefficient de traînée de l'aile calculé par le programme Aero [-]
4			Nombre des nervures
0			Nombre séquentiel de la nervure (#0)
47.61			Position sur l'axe des Y de la nervure #0 [m]
80			Nombre de points définissant la nervure #0 [-]
1	0	0.14085	Nervure #0, Point #0: Pos. X [m], Pos Z [m], Cp [-]
0.9654	0.00333	0.10452	Nervure #0, Point #1: Pos. X [m], Pos Z [m], Cp [-]
0.93088	0.00731	0.0923	Nervure #0, Point #2: Pos. X [m], Pos Z [m], Cp [-]

5.2 Charges aérodynamiques : Intégration des coefficients de pression

Une des fonctions du programme « Chargement Aile » réalise l'intégration des coefficients de pression pour calculer la pression créée par l'écoulement sur la surface de l'aile. Les informations nécessaires, provenant du fichier « DataAero_xx.txt » sont : le nombre de Mach de l'écoulement, la position des points définissant les nervures et le coefficient de pression en chaque point. Pour ces types des calculs, il est nécessaire de connaître l'altitude de vol provenant du fichier « InfoGeomInertie_xx.txt ». Les coefficients de pression C_p en chaque point sont ensuite convertis en différence de pression ΔP à l'aide de la pression dynamique par l'équation (5-1) pour chaque altitude. La densité de l'air, la vitesse du son et la vitesse (en utilisant le nombre de Mach) sont dépendantes de l'altitude.

$$\Delta P = C_p \times \frac{1}{2} \rho T A S^2 \quad (5-1)$$

Le moment et les forces aérodynamiques sont calculés par rapport au point de référence de la bande : $X=0$, $Y= Y$ section, $Z= 0$, où Y section est la position sur Y de la nervure interne limitant la bande d'intégration. Il n'y a pas de force ni de moment aérodynamique associés à la dernière nervure, située au bout de l'aile, puisqu'il n'y a pas de surface d'aile à l'extérieur de cette nervure. L'intégration des pressions est réalisée sur les bandes limitées par deux nervures consécutives, et cette intégration est réalisée individuellement sur chaque bande, à partir de la racine de l'aile au bout de l'aile. Après avoir calculé les charges sur chaque bande individuellement, la somme des charges générée sur toutes les bandes extérieures à un point de référence est réalisée pour chaque point de référence. On calcule ainsi la charge aérodynamique totale correspondante à chaque point de référence.

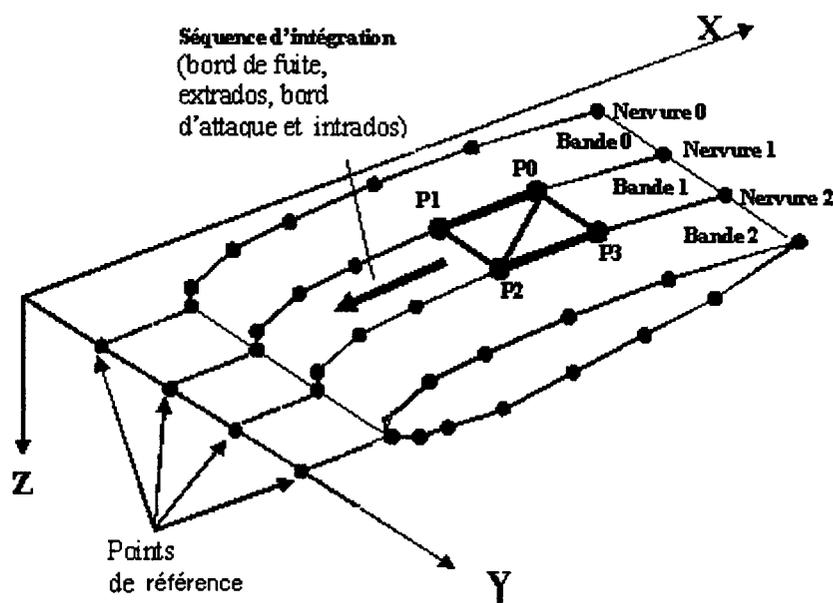


Figure 8 Séquence d'intégration des points correspondants aux nervures sur l'aile

5.2.1 Force sur une surface élémentaire

Deux points consécutifs sur deux nervures forment un quadrilatère (figure 9) dans lequel, deux triangles sont formés, chacun des trois points de ce triangle ayant en général une pression différente. On suppose une distribution linéaire de la pression sur les surfaces triangulaires. La force sur chaque triangle est calculée en utilisant le volume créé par le traçage d'une perpendiculaire à la surface dont l'hauteur en chaque coin est proportionnelle à la pression aux points respectifs. Cette représentation est illustrée à la figure 9.

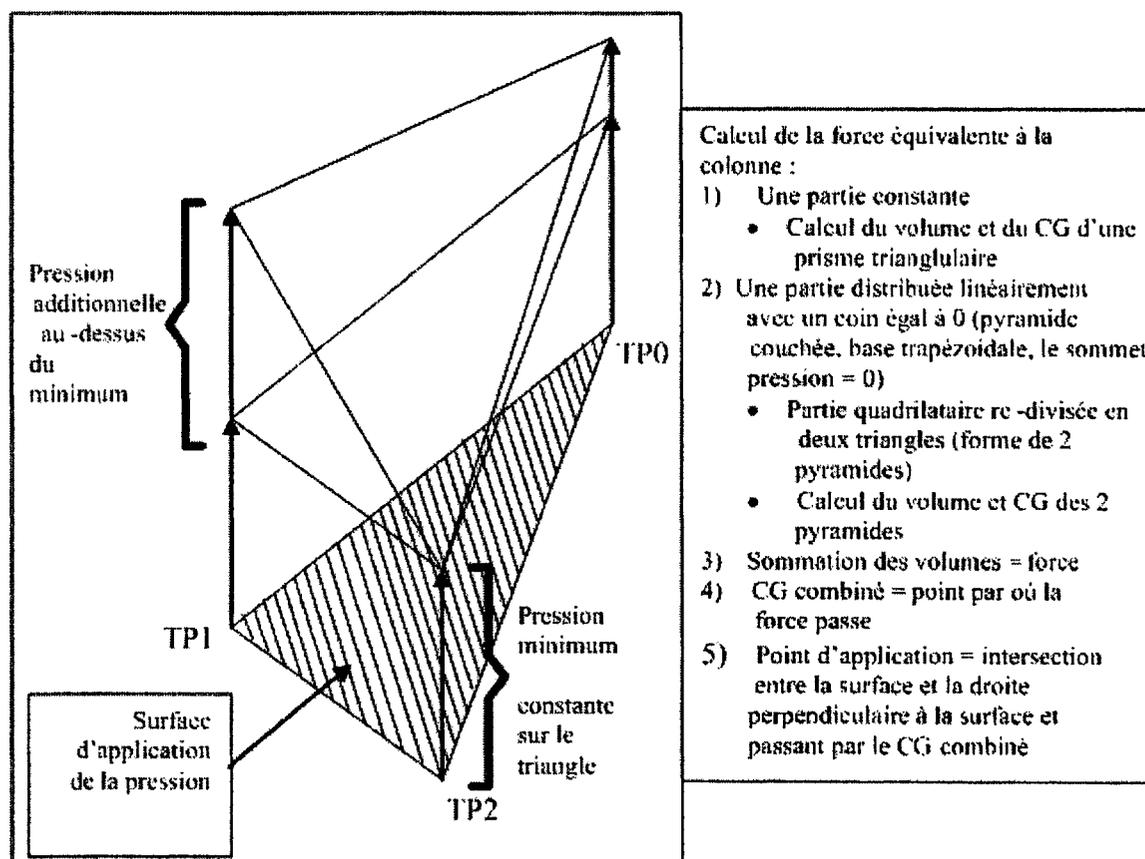


Figure 9

Colonne de pression dont le volume représente la force sur un élément triangulaire

5.2.2 Calculs additionnels

Dans le but de valider les résultats donnés par ce programme, on a calculé les paramètres suivants :

- Surface mouillée;
- Surface de chaque bande pour l'aile complète;
- Position du centre de pression C_p de chaque section de l'aile (dans le plan défini par les deux points de bord d'attaque et un point de bord de fuite);
- Position du centre de pression de l'aile complète (dans le plan défini par les points de bord d'attaque des nervures de racine et de bout d'aile et un point de bord de fuite);
- Coefficients de portance et de traînée (C_l et C_d) de chaque section de l'aile et de l'aile complète, où la surface de référence utilisée est la surface projetée dans le plan X-Y.

Nous considérons que la pression est normale et que les efforts de cisaillement sont tangentiels sur la surface du profil. La résultante de ces deux forces pourrait être décomposée sur deux axes, un axe perpendiculaire à la ligne de la corde, sur lequel la force est normale F_N et un autre axe parallèle à la ligne de la corde, sur lequel la force est tangentielle F_T . Dans la figure suivante, on peut voir un profil d'aile sur lequel F_N et F_T agissent, ainsi que la représentation de l'angle d'attaque α .

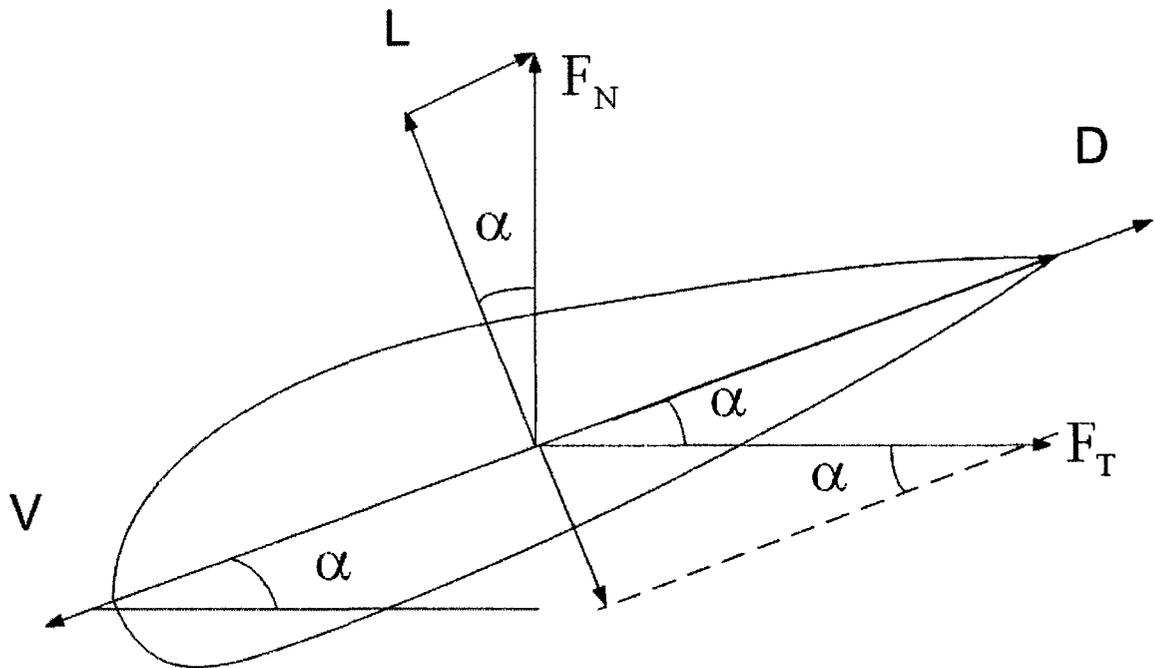


Figure 10 Définition des forces F_N et F_T sur le profile d'aile ainsi que de l'angle d'attaque α

Le c_n qui est le coefficient de la force normale et le c_t qui est le coefficient de la force tangentielle sont données par les relations suivantes entre les deux forces F_N et F_T , le coefficient de pression C_P et le coefficient de cisaillement c_f :

$$c_n = \frac{1}{c} \left[\int_0^c (C_{P,l} - C_{P,u}) dx + \int_0^c \left(c_{f,u} \frac{dy_u}{dx} + c_{f,l} \frac{dy_l}{dx} \right) dx \right] \quad (5-2)$$

$$c_t = \frac{1}{c} \left[\int_0^c \left(C_{P,u} \frac{dy_u}{dx} - C_{P,l} \frac{dy_l}{dx} \right) dx + \int_0^c (c_{f,u} + c_{f,l}) dx \right] \quad (5-3)$$

Les indices u et l indiquent respectivement la surface de l'extrados « *upper* » et celle de l'intrados « *lower* ». Dans les équations (5-2) et (5-3), le coefficient de pression C_p et le coefficient de cisaillement c_f sont donnés par les équations suivantes:

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (5-4)$$

$$c_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (5-5)$$

où q_∞ est la pression dynamique = $\rho T A S^2 / 2$, τ est la contrainte tangentielle et P est la contrainte normale de pression. La force résultante peut être divisée dans deux autres composants, portance (Lift, L) qui se trouve dans la direction perpendiculaire à la direction de l'écoulement et la traînée (drag, D) dans la direction de la vitesse de l'écoulement libre. L'angle d'attaque α du profil de l'aile est créé par la ligne de la corde avec la direction de l'écoulement. Ces deux composantes de cette force L et D sont reliées par les équations suivantes :

$$L = N \cos \alpha - T \sin \alpha \quad (5-6)$$

$$D = N \sin \alpha + T \cos \alpha \quad (5-7)$$

d'où on obtient les coefficients non dimensionnels suivants :

$$c_l = c_n \cos \alpha - c_t \sin \alpha \quad (5-8)$$

$$c_d = c_n \sin \alpha + c_t \cos \alpha \quad (5-9)$$

Pour des petits angles d'attaque α ($\cos \alpha \approx 1, \sin \alpha \approx 0$), le coefficient de portance c_l peut être calculé en remplaçant les équations (5-2) dans les équations (5-8) d'où, on va obtenir l'équation suivante :

$$c_l = \left(-\frac{1}{c_0} \int_0^c (C_{P,u} - C_{P,l}) dx \right) \cos \alpha \quad (5-10)$$

5.3 Charges inertielles

Dans une des fonctions utilisées par le programme « Chargement Aile » on réalise la sommation des forces et des moments engendrés par la masse de l'aile ou de l'avion lorsque celles-ci sont soumises à des accélérations linéaires et angulaires ou à des vitesses angulaires. Les données nécessaires pour ces calculs proviennent du fichier « InfoGeomInertie_xx.txt ». Les vecteurs de l'accélération et de la force totale sont calculés par l'équation suivante :

$$A_{\text{Totale}} = A_{\text{lin}} + \left(\dot{\omega} \times r_{m_cg} \right) + \omega \times \left(\omega \times r_{m_cg} \right) \quad (5-11)$$

où A_{Totale} est le vecteur de l'accélération totale [m/s^2], A_{lin} est le vecteur de l'accélération linéaire [m/s^2], $\dot{\omega}$ est le vecteur de l'accélération angulaire [rad/s^2], ω est le vecteur de la vitesse angulaire [rad/s] et r_{m_cg} est le vecteur position de la masse [m]. L'accélération linéaire fournie par le fichier « InfoGeomInertie_xx.txt » est décomposée selon les 3 axes X, Y, Z. La convention des signes est la suivante: l'accélération positive selon l'axe des X signifie le ralentissement de l'avion, l'accélération positive selon l'axe des Y signifie que l'accélération de l'avion est orientée vers la gauche et l'accélération positive selon l'axe des Z signifie l'accélération de l'avion vers le bas. Le tableau VII résume la convention uniquement appliquée pour l'accélération selon l'axe des Z.

Tableau VII

Accélération selon Z versus le facteur de charge

Condition de vol	Facteur de charge	Accélération selon Z
Mouvement accéléré vers le haut	2g	-19,62 m/s ²
Vol en palier	1g	-9,81 m/s ²
Chute libre	0	0
Mouvement accéléré vers le bas	-1g	9,81 m/s ²

Trois types de masses sont considérés pour : les équipements additionnels fixés à la structure de l'aile, la masse de la structure de l'aile et le carburant transporté dans les ailes. L'information caractérisant les trois types de masse est présentée sous le même format pour chaque type de masse. Dans le programme « Chargement Aile » on utilise les calculs suivants :

- 1) La position du centre de gravité est convertie du système des coordonnées relatives au système des coordonnées réelles;
- 2) La force inertielle associée à une masse est appliquée au centre de gravité CG de cette masse;
- 3) L'application de la force et du moment dans le point de référence de la nervure intérieure la plus près à laquelle la masse est associée;
- 4) Les masses positionnées du côté extérieur de la nervure située au bout de l'aile sont associées à la nervure du bout d'aile;
- 5) Les masses positionnées du côté intérieur de la nervure de la racine de l'aile ne sont pas considérées.

La position du CG et de la masse de ces items sont fournis par le fichier « InfoGeomInertie_xx.txt » pour chacun des trois types de masse, et il n'y a pas de

nombre maximum de masse. Seule la mémoire disponible dans l'ordinateur impose une limite pour ce nombre de masses.

5.4 Charges additionnelles (forces et moments)

Les charges additionnelles sont traitées de la même façon que les charges inertielles dues aux masses. Les calculs décrits à la section précédente s'appliquent pour les charges additionnelles.

5.5 Sommation de tous les efforts et facteur de sécurité

Les efforts calculés précédemment (aérodynamiques et inertiels pour trois types de masse et efforts des forces additionnelles) sont tous reportés aux mêmes points de références ($X=0$, $Y=Y_{\text{nervures}}$ $X=0$), ci haut mentionnés et sont tous additionnés ensemble. Dans le but de dimensionner les éléments de la structure d'une aile d'une façon sécuritaire, on utilise un facteur de sécurité de 1.5 pour le calcul les charges ultimes (*ultimate loads*).

5.6 Écriture des fichiers de sortie

Pour chacun des 15 groupes de fichiers inclus dans le fichier d'entrées « WL_IO_files.txt », le programme « Chargement Aile » génère un fichier sous le nom « WingLoad_xx.txt ». Ce programme génère aussi le fichier « WL_liste.txt » qui donne la liste de tous les fichiers « WingLoad_xx.txt » destinés au programme d'analyse de la structure de l'aile.

CHAPITRE 6

CALCUL ASSOCIE A L'ECOULEMENT DE L'AIR

Dans cette section on explique la manière de calcul de l'écoulement (2D) autour d'un profil. L'écoulement du fluide est considéré compressible (nombre de Mach > 0.3), et le maillage en C classique est réalisé. L'algorithme général de notre travail pour l'écoulement de l'air est présenté dans la figure 11.

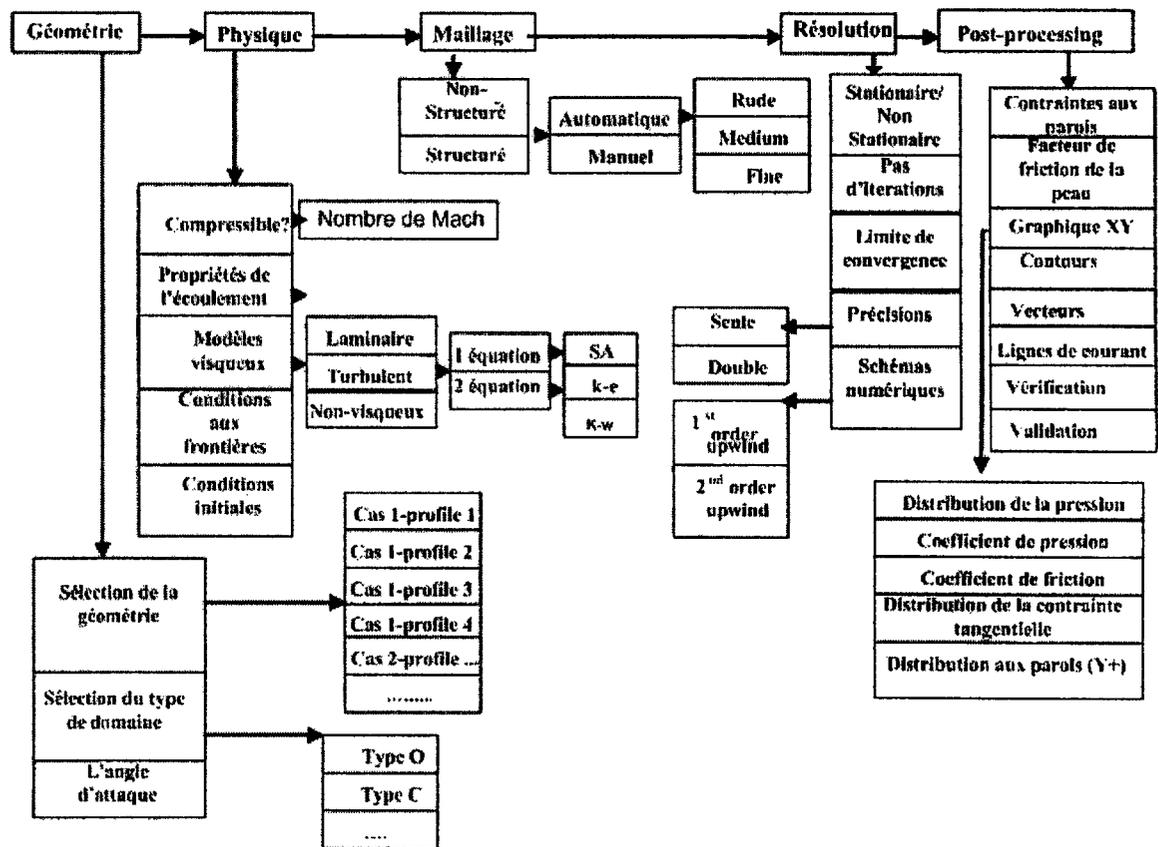


Figure 11 Organigramme de calcul associé à l'écoulement de l'air en Fluent

En CFD (*Computational Fluid Dynamics*), les lois physiques qui gouvernent l'écoulement de fluides sont définies à l'aide des équations différentielles. On présente ici les équations de Navier-Stokes, de la continuité et du modèle de turbulence. Les équations de Navier-Stokes décrivent la conservation de la quantité de mouvement linéaire. Dans l'équation de la continuité, le débit de masse entrant dans un volume spécifique est égal au débit de masse sortant du même volume spécifique. Les équations d'Euler sont applicables pour l'écoulement d'un fluide non visqueux. Les modèles approximatifs de turbulence existent car jusqu'à ce moment, on est incapable de résoudre les équations exactes de Navier-Stokes directement dans une marge du temps raisonnable.

6.1 Les équations de Navier-Stokes

En Fluent, les équations fondamentales de l'écoulement d'un fluide visqueux et compressible en deux dimensions sont représentées en régime turbulent, en utilisant des notions de tenseurs. Ces équations sont écrites sous la forme suivante :

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_j u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{t}_{ij} + \tau_{ij}) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} \quad (6-1)$$

où $\bar{\rho}$ est la densité de fluide [kg/m^3], \bar{u} est la vitesse [m/s], \bar{p} est la pression [N/m^3], \bar{t}_{ij} est la contrainte de cisaillement en régime laminaire [kg/m.s^2] et τ_{ij} est la contrainte de cisaillement en régime turbulent [kg/m.s^2]. Les deux contraintes sont données par les équations suivantes (6-2) et (6-3) :

$$\bar{t}_{ij} = \mu \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (6-2)$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} \bar{\rho} k \quad (6-3)$$

où μ est la viscosité dynamique du courant en régime laminaire [kg/m.s], δ_{ij} est le Kronecker delta : $\delta_{ij} = 0$ pour $i \neq j$ et $\delta_{ij} = 1$ pour $i = j$, \tilde{u} est la vitesse de perturbation [m/s], μ_t est la viscosité des tourbillons en régime turbulent et k est l'énergie cinétique de courant turbulent. Finalement, on rappelle l'équation de continuité sous la forme suivante:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_j) = 0 \quad (6-4)$$

6.2 Simulation du programme en Fluent

Le logiciel Fluent utilise une technique basée sur le volume de contrôle pour la conversion des équations fondamentales en équations algébriques pour leur résolution numérique. Cette technique consiste dans l'intégration des équations fondamentales sur chaque volume de contrôle. La moyenne de chaque paramètre ϕ (équation 6-5) (vitesse, pression, etc....) est rapportée au centre de chaque volume de contrôle (cellule). Cette manipulation permet de convertir tout le domaine de calcul continu dans une série d'équations discrètes. Les valeurs de paramètres aux extrémités de chaque cellule sont trouvées par interpolation (*second order upwind scheme*) à partir des valeurs connues au centre de chaque cellule. L'équation suivante illustre la méthode d'interpolation, où ϕ_f est la valeur d'un paramètre (pression, vitesse, etc...) à l'extrémité d'une cellule comme suite :

$$\phi_f = \phi + \nabla \phi \Delta s \quad (6-5)$$

où Δs est la distance du centre de la cellule à son extrémité et le gradient $\nabla\phi$ est calculé en utilisant la théorie de divergence, écrit sous la forme suivante:

$$\nabla\phi_{\text{total}} = \frac{1}{A} \int \int \nabla\phi_{\text{cellule}} dS = \frac{1}{A} \int \phi d\vec{L} = \frac{1}{A} \sum_f^{N_{\text{faces}}} \tilde{\phi}_f \vec{L} \quad (6-6)$$

où $\nabla\phi_{\text{Cellule}}$ est le gradient d'un paramètre à travers une cellule, $\nabla\phi_{\text{total}}$ est le gradient à travers le domaine entier de calcul, L est un segment du contour du volume et N_{faces} est le nombre de faces d'un volume de contrôle.

6.3 Le maillage en Gambit

On va réaliser toutes les étapes expliquées en bas pour les quinze cas de chargement et dans chaque cas pour les quatre profils d'aile fournis par Bombardier Aéronautique:

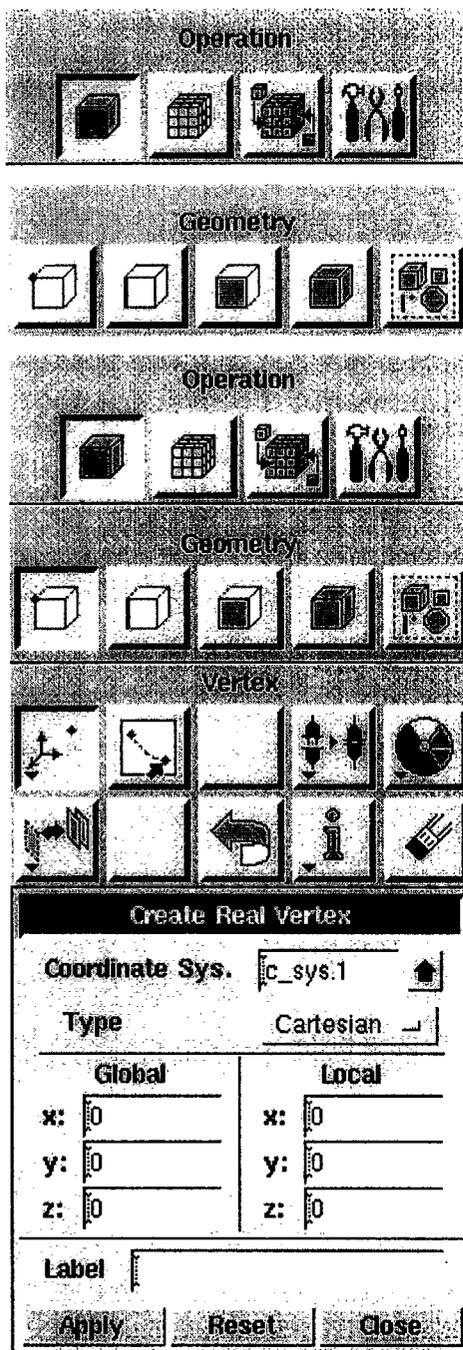


Figure 12 Le choix des opérations géométriques en Gambit (*Operation Tool Pads*)

6.3.1 Étude du profil de Bombardier

L'objectif est de calculer l'écoulement autour d'un profil d'aile de Bombardier. On va mettre en place d'abord la géométrie du profil de l'aile. Ensuite, on va réaliser le maillage en C classique. On va détailler les étapes de ces types en calcul en Gambit comme suite :

- Lancer Gambit

Pour lancer Gambit, on devrait taper dans une fenêtre UNIX la commande `GAMBIT`.

- Lecture d'un fichier (.jou)

Pour gagner du temps, on va fournir la première partie du travail décrite dans un fichier (appelé en Gambit **journal**) consistant dans: saisir des coordonnées du profil, création d'une boîte externe, création des courbes du profil, etc. Pour la création de ce journal, on va utiliser le logiciel Excel. La commande suivante est utilisée pour lire ce journal en Gambit : `FILE RUN JOURNAL`. La définition des points d'un profil d'une aile en `GAMBIT` est donnée dans la figure suivante :

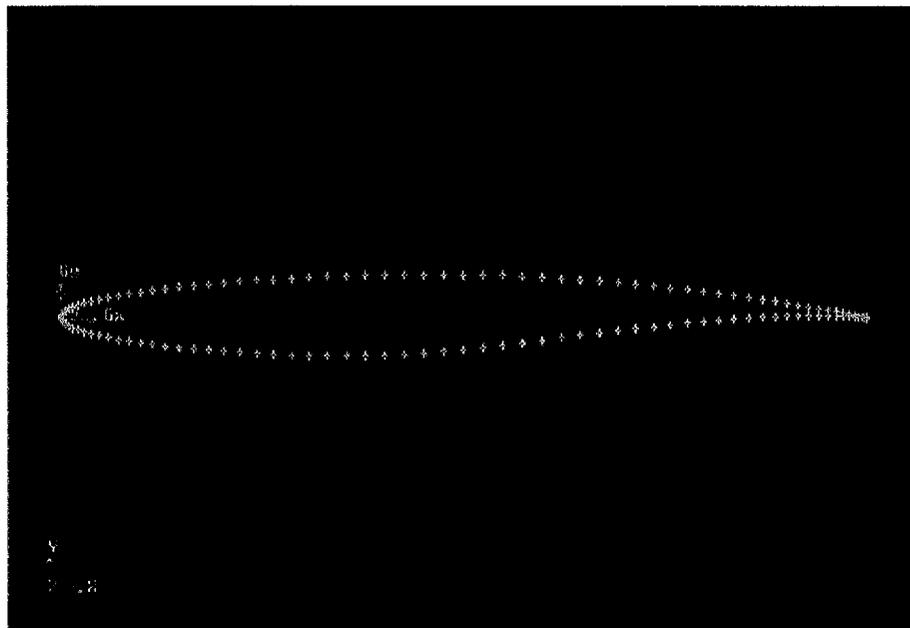


Figure 13 Définition des points d'un profil

Premièrement on va importer les données de l'aile dans l'environnement de Gambit dans des fichiers avec l'extension ***.dat** ou ***.txt**. On trace les lignes entre les points (voir la figure 14) :

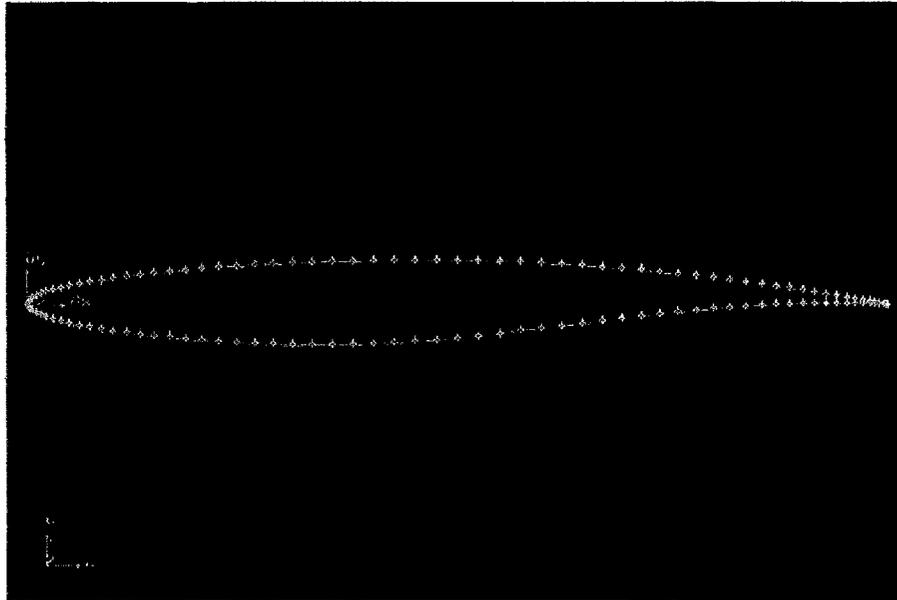


Figure 14 Traçage des lignes entre les points

On va créer ensuite FARFIELD BOUNDARY, on va suivre les étapes suivantes pour le traçage des frontières et des points dans le voisinage du profil de l'aile :

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Vertex Command Button  >

Create Vertex  On va créer le tableau suivant :

Tableau VIII

Les coordonnées des points définis au voisinage du profil

Vertex #	x- coordonnée (m)	y- coordonnée (m)	z- coordonnée (m)
1 (A)	1	12.5	0
2 (B)	21	12.5	0
3 (C)	21	0	0
4 (D)	21	-12.5	0
5 (E)	1	-12.5	0
6 (F)	-11.5	0	0
7 (G)	1	0	0

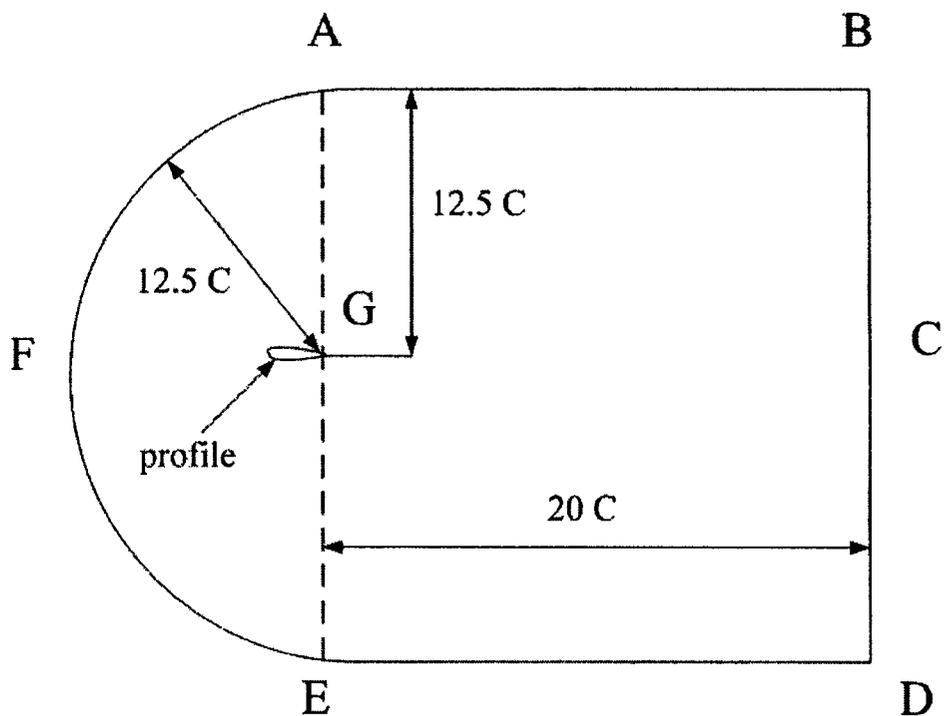


Figure 15 Choix des points et des longueurs au voisinage du profil

La raison du choix des frontières aux distances mentionnées dans la figure 15, réside dans la recherche de l'effet minimum sur la simulation de ce choix.

L'instruction utilisée en Gambit pour la création des frontières est :

Operation Toolpad > Geometry Command Button  Edge Command Button 
Create Edge .

Les arêtes: AB, BC, CD, DE, EG, GA et CG sont ensuite connectés. Pour créer AF et EF, on va appuyer (*right-click*) sur le bouton *Create Edge* et ensuite on choisira le bouton *Circular Arc*.

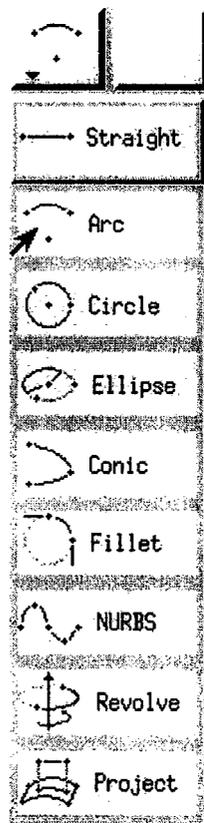


Figure 16 Le choix des lignes à tracer entre les points

Dans la fenêtre suivante, la couleur de la boîte à côté de CENTER en G est jaune ce qui veut dire que le VERTEX choisi est pris en étant le centre de l'arc AFE. On choisit ensuite le VERTEX G et on clique sur le bouton APPLY. Le résultat final est représenté dans la figure suivante :

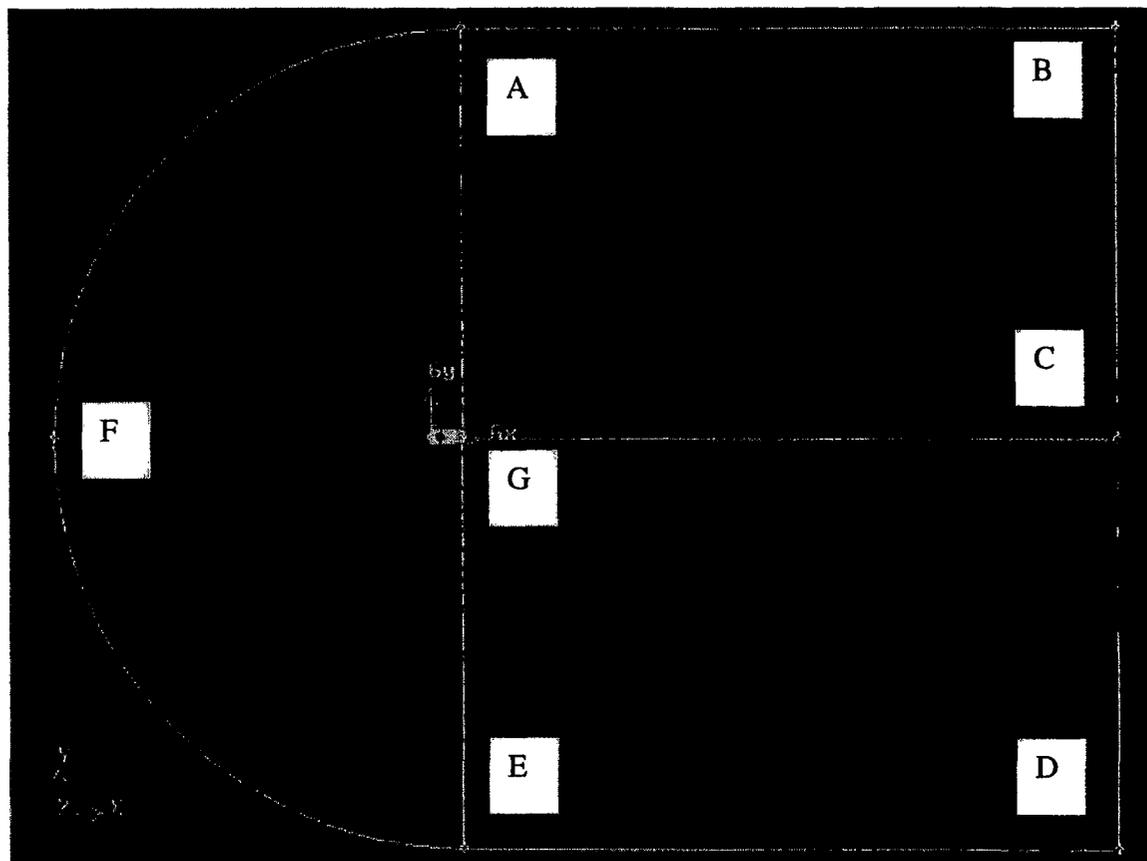


Figure 17 Le profil avec les lignes dessinées entre ses points voisins

Maintenant que nous avons construit les EDGES, les trois faces sont créées: ABCGA, EDCGE et GAFEG plus la surface de profil d'aile. Pour la construction de ces faces, on utilise l'instruction suivante :

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Face Command Button 
 Form Face . Les instructions pour le regroupement des lignes sont données dans la figure suivante :

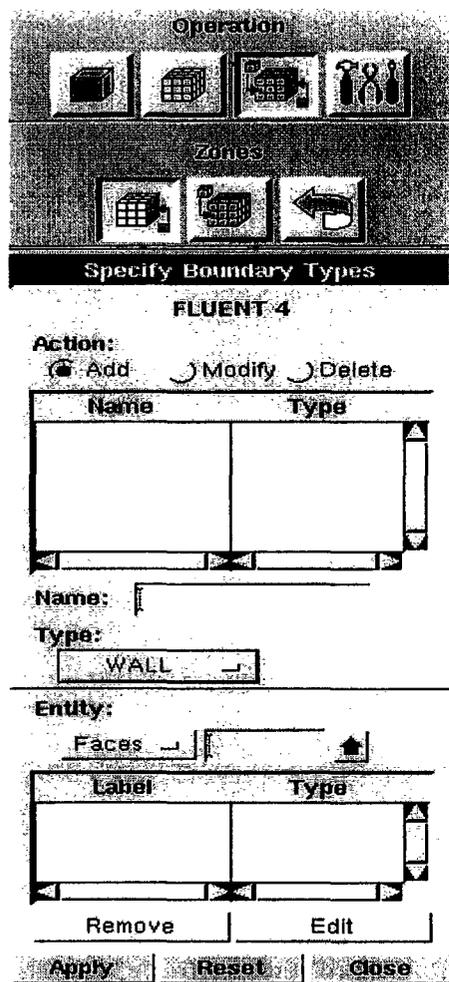


Figure 18 Le groupement entre les lignes

Deuxièmement, on réalise, à l'aide de ces trois faces, la géométrie du maillage final en GAMBIT : On va obtenir le maillage de chaque face en soulignant ses arêtes « EDGES ». Il faut mentionner que le maillage utilisé pour ce travail est « quadratic /map ». Le maillage « quadratic/map » consiste en des cellules carrées réparties sur la

surface totale. Les cellules quadratiques sont utilisées dans ce projet, car on peut facilement étirer ou rétrécir ces cellules dans des directions différentes. Dans ce mémoire, étant donné que les gradients de vitesse et de pression normaux au profil sont plus grands que les gradients tangentes au profil, (spécialement aux bords d'attaque, aux bords de fuite et à la proximité des ondes de choc), les cellules à côté de la surface ont un rapport de forme très élevé. Dans le cas des géométries plus complexes, on utilise les maillages hybrides (la

combinaison entre les éléments quadratiques et triangulaires) ce qui n'est pas utilisé dans ce cas-ci. Le nombre des nœuds de notre maillage, avant l'adaptation est 6560 et suite à l'adaptation, est 16833. Suite à la réalisation de cette adaptation, on obtient des résultats plus précis et exacts. Dans la figure suivante, le domaine est divisé en volumes de contrôle appelés cellules. Le côté « face » est la frontière entre les cellules. Les arêtes « EDGE » sont les intersections entre les côtés (faces) et les nœuds « Nodes » sont des intersection entre les arêtes. ZONE est le regroupement des nœuds, faces et/ou cellules.

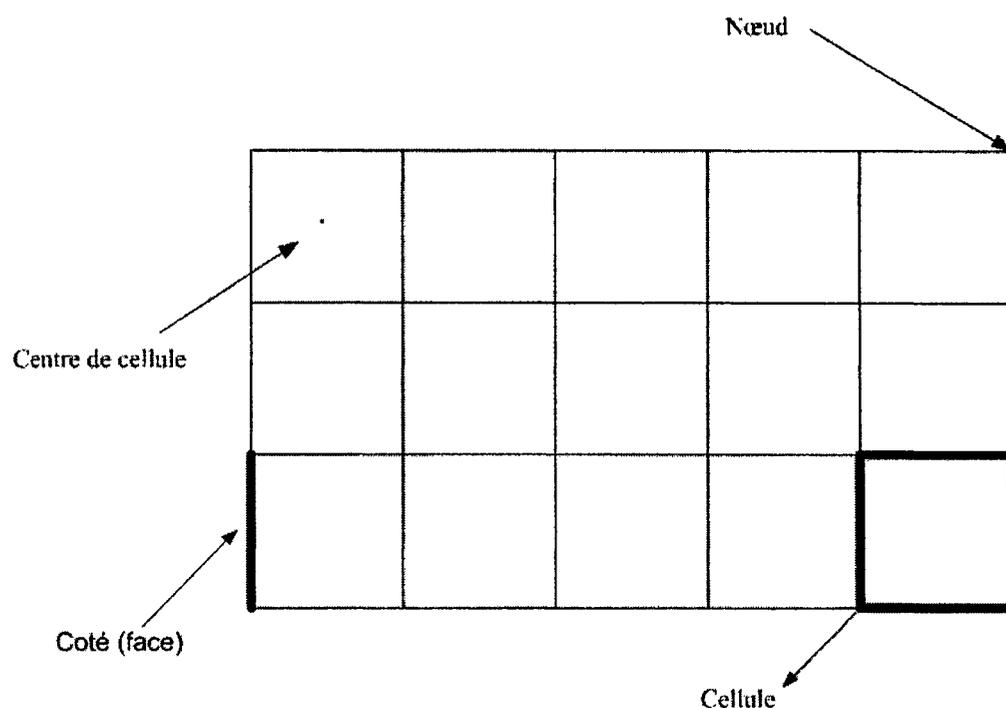


Figure 19 Définitions des côtés, des nœuds et des cellules dans un maillage en 2D

Pour construire le maillage, on va suivre l'instruction suivante :

Operation Toolpad > Mesh Command Button  > Edge Command Button  > Mesh Edges .

Les détails de la réalisation du maillage qu'on veut créer pour les EDGES pour la face ABCGA sont donnés dans le tableau et la figure suivante :

Tableau IX

Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face ABCGA

Coins (ang : Edges)	Direction de la flèche (ang : Arrow Direction)	Rapport successif (ang : Successive Ratio)	Compteur de l'intervalle (ang :Interval Count)
GA et BC	Upwards	1.15	40
AB et CG	de gauche a droite	1.05	40



Figure 20 La nouvelle construction du maillage sur la face ABCGA

On va répéter le même processus pour la construction du maillage sur les deux autres faces (EDCGE et AGEFA). Pour la face EDCGE, le processus est représenté dans le tableau et la figure suivante :

Tableau X

Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face EDCGE

Coins (ang : Edges)	Direction de la flèche (ang : Arrow Direction)	Rapport successif (ang : Successive Ratio)	Compteur de l'intervalle (ang : Interval Count)
EG et CD	Upwards	1.15	40
DE	de gauche à droite	1.05	40

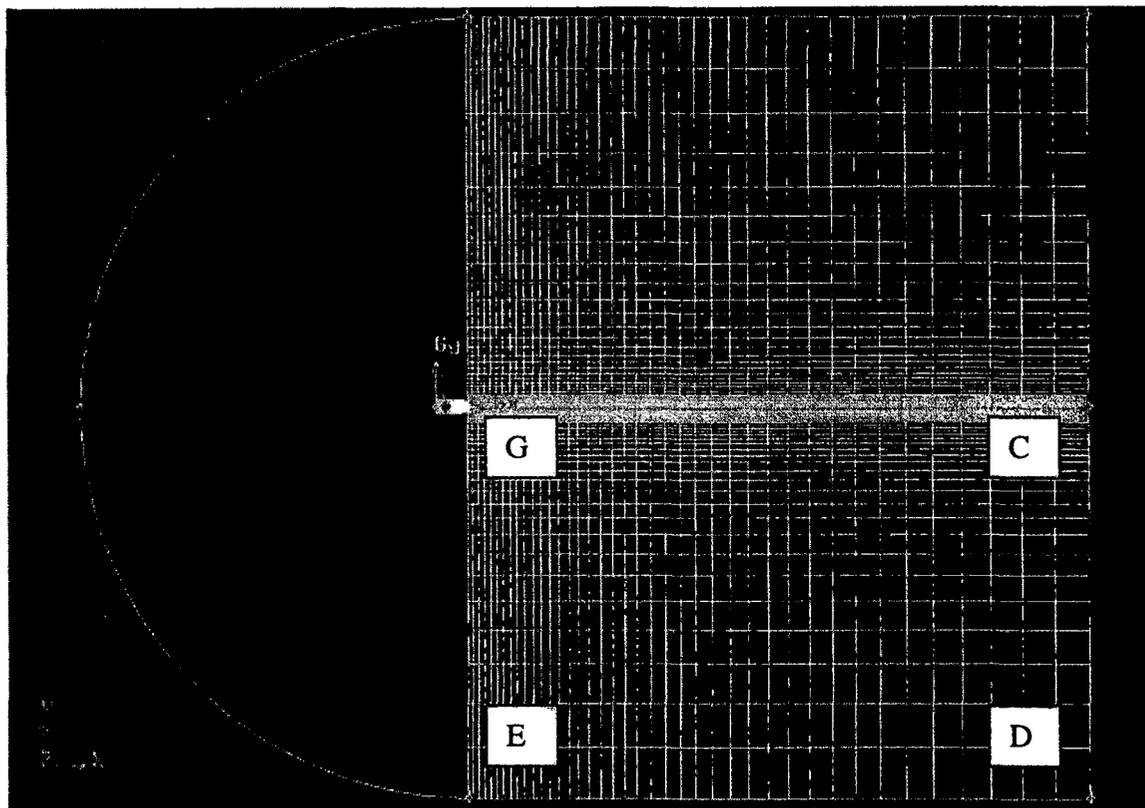


Figure 21 La nouvelle construction du maillage sur la face EDCGE

Pour la face AGEFA, le processus est représenté dans le tableau et la figure suivante :

Tableau XI

Initialisation des paramètres pour le maillage sur la face AGEFA

Coins (ang : Edges)	Direction de la flèche (ang : Arrow Direction)	Rapport successif (ang : Successive Ratio)	Compteur de l'intervalle (ang : Interval Count)
AF	de A a F	1.10	40
EF	De E a F	1.05	40
HI	De H a I	1.25	20
HJ	De H a J	1.25	20
IG et JG	De gauche à droite	1	20

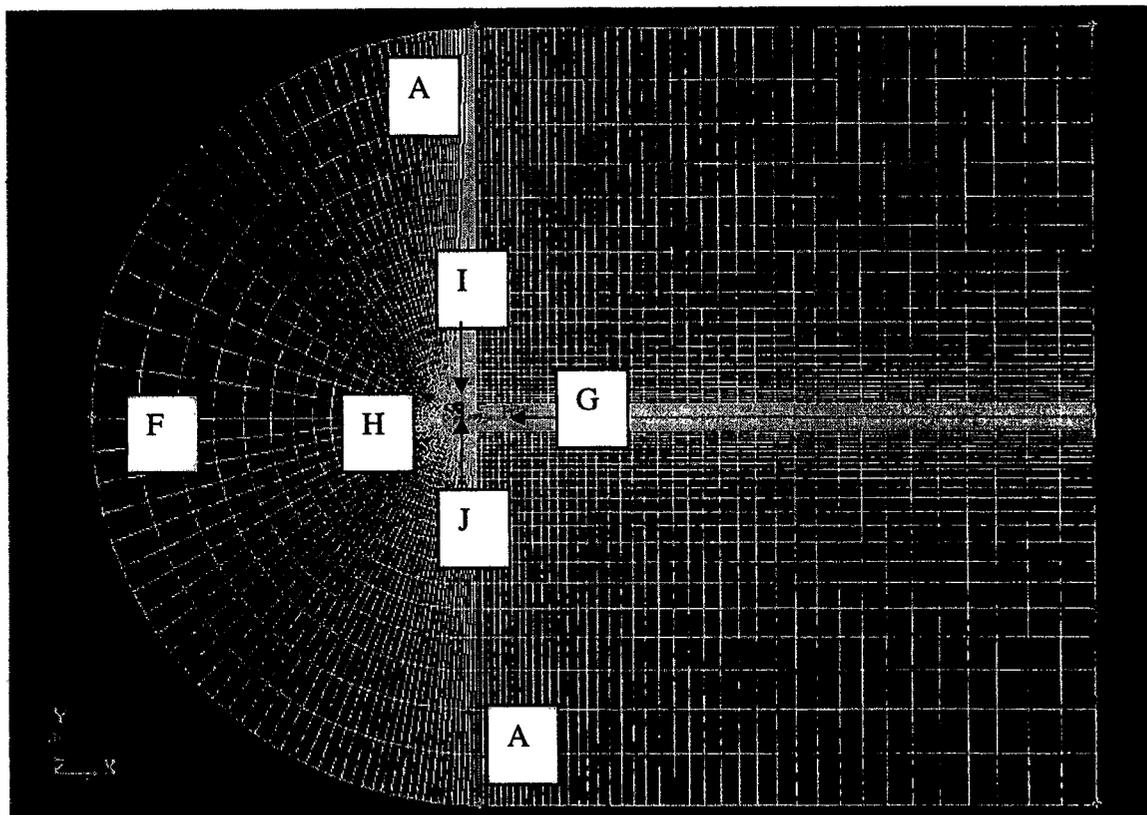


Figure 22 La nouvelle construction du maillage sur la face AGEFA

On peut voir que le maillage final réalisé dans la figure 22 est un maillage en C classique. Troisièmement, par l'étiquetage des voisinages, on peut se référer facilement aux faces. L'étiquetage est réalisé comme suite : AFE (farfield1), ABDE (farfield2) et la surface du profil (ang : airfoil). Pour cette raison, on réalise le regroupement de AF et EF ensemble.

Les instructions suivantes sont utilisées à l'étiquetage :

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Group Command Button 
 Create Group  . La figure suivante 23 correspond à l'étiquetage en Gambit effectué après le maillage. 

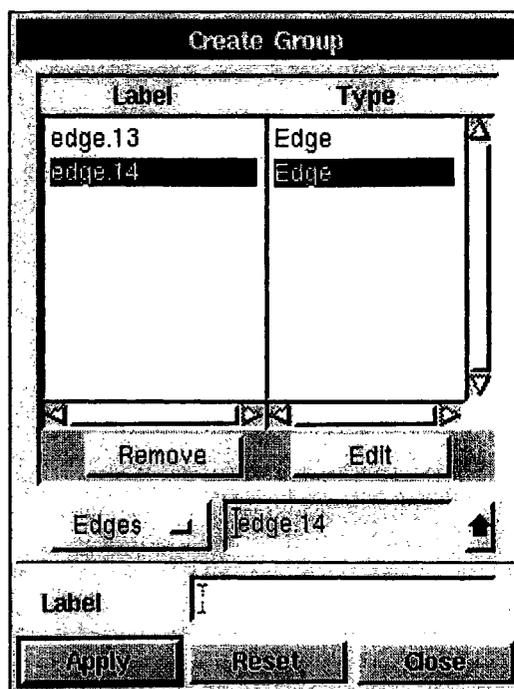


Figure 23 L'étiquetage en Gambit

Trois groupes sont créés et le tableau XII montre les EDGES correspondantes à chaque groupe :

Tableau XII

Définition des groupes

Le nom de groupe (ang : group)	Les EDGES dans le groupe (ang : group)
farfield1	AF, EF
farfield2	AB, BC, CD, DE
airfoil	HI, IG, HJ, JG

La définition des conditions de voisinage est réalisée à l'aide de l'instruction suivante:

Operation Toolpad > Zones Command Button  Specify Boundary Types Command Button  et cette définition est montrée dans la figure suivante.

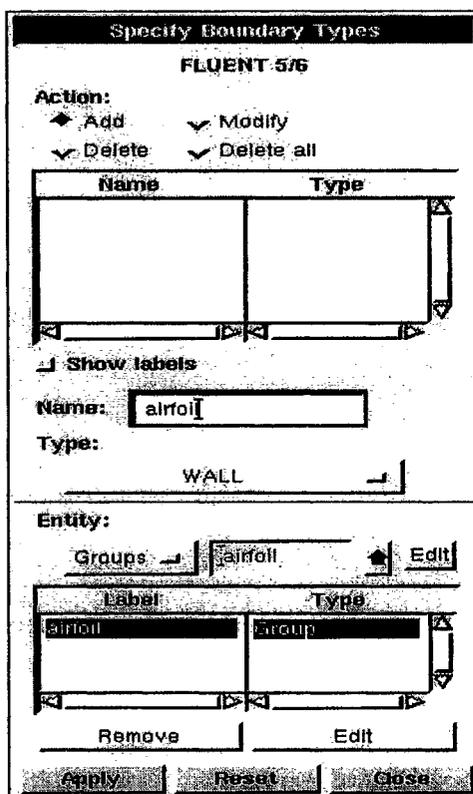


Figure 24 Définition du type des voisinages

6.3.2 Exportation du maillage de Gambit en Fluent

La première instruction pour l'exportation du fichier de Gambit en Fluent est la suivante: Main Menu > File > Export > Mesh... Toutes les informations sont sauvegardées dans le fichier appelé airfoil.msh.

Le logiciel FLUENT est ensuite lancé avec l'instruction suivante: Start > Programs > Fluent Inc > FLUENT 6.0. On choisit 2ddp et on importe les données avec l'instruction suivante: Main Menu > File > Read > Case...

6.4 Mise en place de Fluent (étapes intermédiaires de calcul en Fluent)

On travaille avec le logiciel Fluent pour l'analyse de l'écoulement autour d'un profil en 2D. Plus tard on va voir que les calculs seront réalisés avec l'air défini en étant un gaz parfait. On va considérer le « *coupled solver* » avec une formulation implicite (*implicit formulation*) et avec les conditions de voisinages présentées dans les chapitres précédents. On va choisir le modèle turbulent visqueux de Spalart-Allmaras et ainsi que le schéma « *Second Order Upwind scheme* » pour l'interpolation. Le modèle de Spalart-Allmaras (suggéré par Bombardier Aéronautique) est considéré dans les applications aérodynamiques reliées aux écoulements externes et donne de bons résultats pour les problèmes où une couche limite est considéré. Pour l'initialisation des calculs, le nombre de Mach est fixé très loin du profil d'aile (*pressure farfield*). De plus, on considère l'effet de l'angle d'incidence par les composantes de la vitesse de courant en X et en Y. L'aluminium a été considéré comme matériel pour le profil de l'aile. Toutes les simulations sont réalisées à l'altitude $H = 11278$ m. La fenêtre de la lecture du fichier en Fluent est montrée dans la figure suivante.

```

> Reading "2:\FLUENT\airfoil\airfoil.msh"...
12195 quadrilateral cells, zone 2, binary.
40 2D pressure-outlet faces, zone 2, binary.
120 2D velocity-inlet faces, zone 4, binary.
151 2D velocity-inlet faces, zone 5, binary.
151 2D wall faces, zone 6, binary.
24134 2D interior faces, zone 8, binary.
12451 nodes, binary.
12451 node flags, binary.

Building...
grid,
materials,
interface,
domains,
mixture
zones,
default-interior
airfoil
farfield1
farfield2
farfield3
fluid
shell conduction zones.

Done.

```

Figure 25 Lecture du fichier en Fluent

On devrait analyser le GRID avec l'instruction : Grid > Info > Size.

Concernant la viscosité dynamique, il est important de trouver une loi qui agisse bien par rapport aux changements des situations. On a choisi la loi de viscosité Sutherland [Réf.23] qui a été conçue en 1893. La loi de Sutherland considère trois coefficients de la forme suivante :

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (6-7)$$

où μ est la viscosité [kg/ms], T est la température statique en K, μ_0 et T_0 sont les valeurs références de viscosité et température en Kelvin et S s'appelle la constante de Sutherland caractérisant le gaz. Dans le cas de l'air, dans une situation normale de la température et de la pression, $\mu_0 = 1.7894 \cdot 10^{-5}$ kg/ms, $T_0 = 273.11$ K et $S = 110.56$.

Voici l'image du bloc du fluide considéré (l'air), comme gaz idéal (*ideal gas*), pour les nombres de Mach plus grands que 0.6 et pour la viscosité, on va choisir la méthode de Sutherland. Dans la figure 26, on peut voir la conductivité thermique (*Thermal Conductivity*) égale à 0.0242w/m-k et la masse molaire (*Molecular Weight*) égale à 28.966 kg/kgmol.

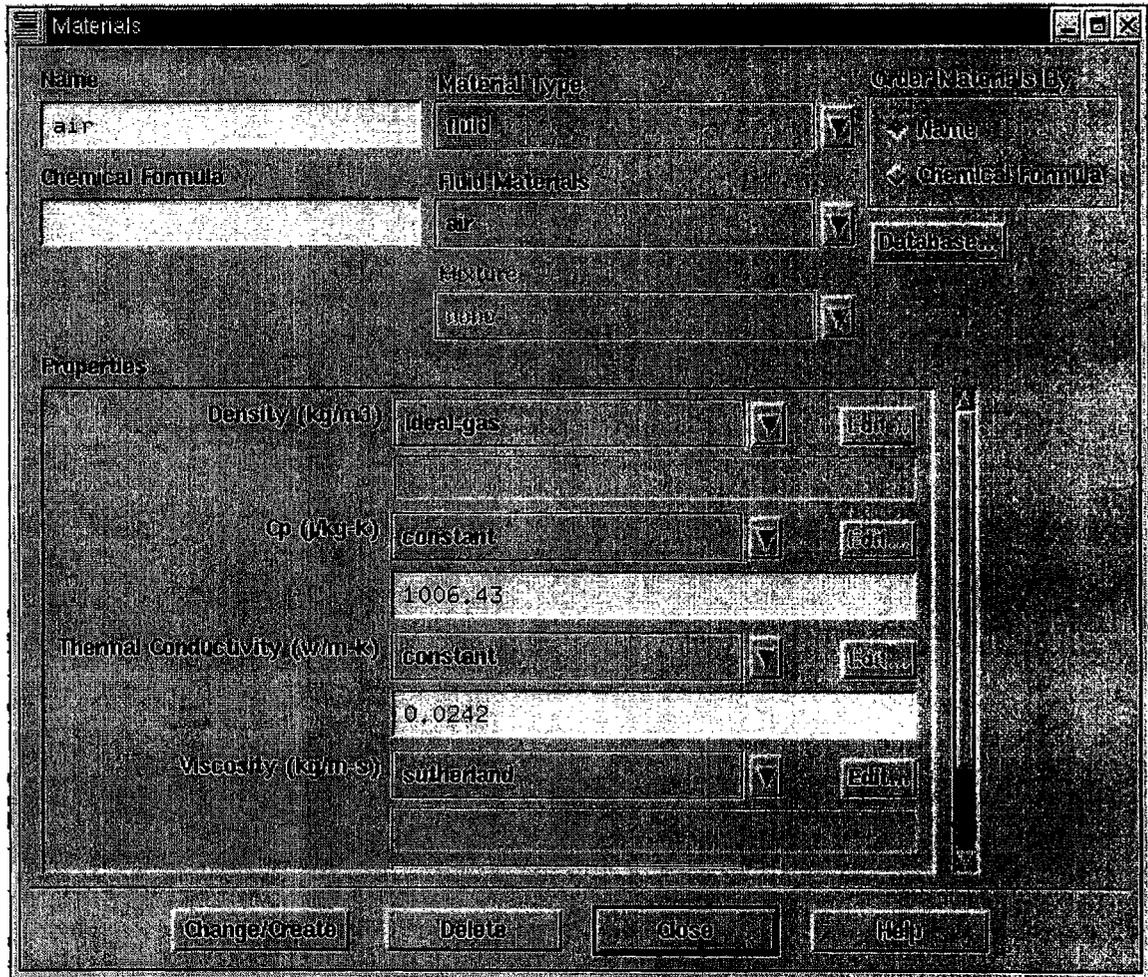


Figure 26 Le choix du gaz

La visualisation et l'appellation du maillage dans le logiciel Fluent est donné dans la figure suivante :

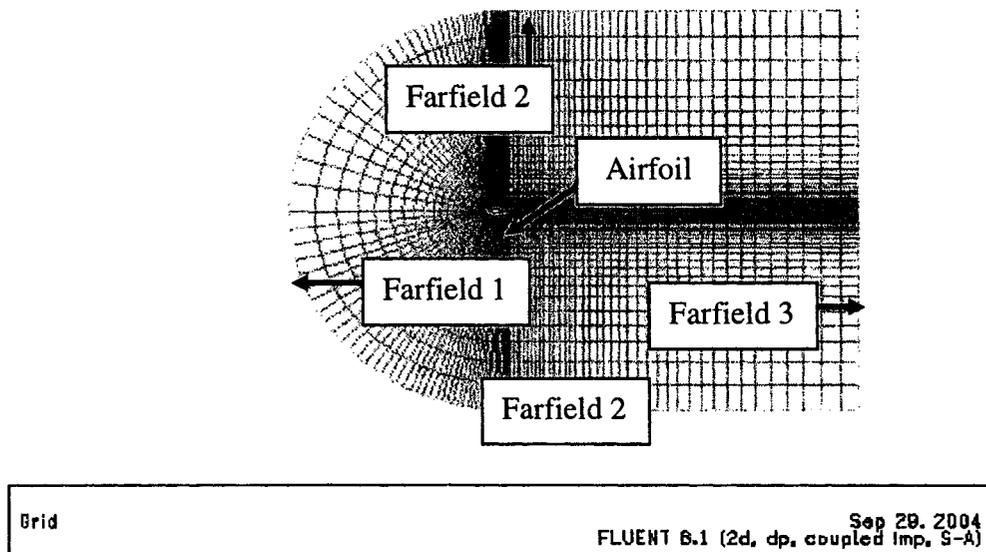


Figure 27 La visualisation et l'appellation des principales parties du maillage

Dans la figure 28, on définit la liste des différentes parties du modèle. Dans les figures 29-32, les régions suivantes sont définies: *Fluide*, *profile*, *farfield1* (couche de maillage en avant du profil (BA)), *farfield2* (couche de maillage en bas et en haut de profil, *farfield3* (couche de maillage en arrière de profil (BF)). Dans la figure 33, on aura le *default - interior*.

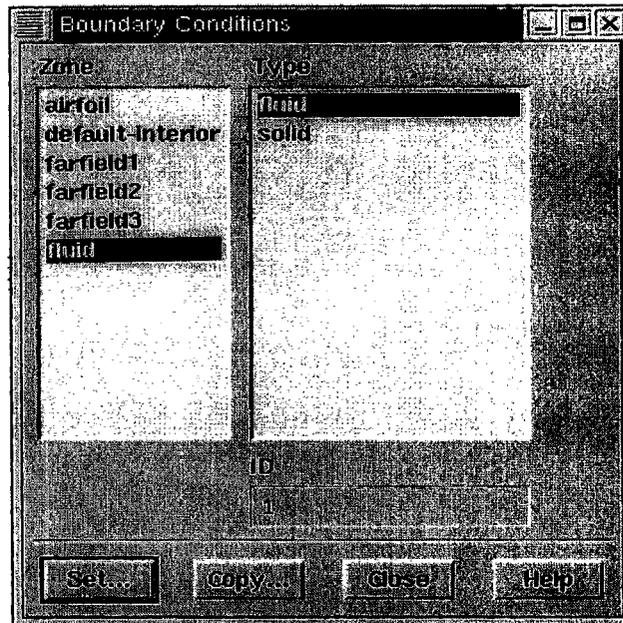


Figure 28 La liste des différentes parties du modèle

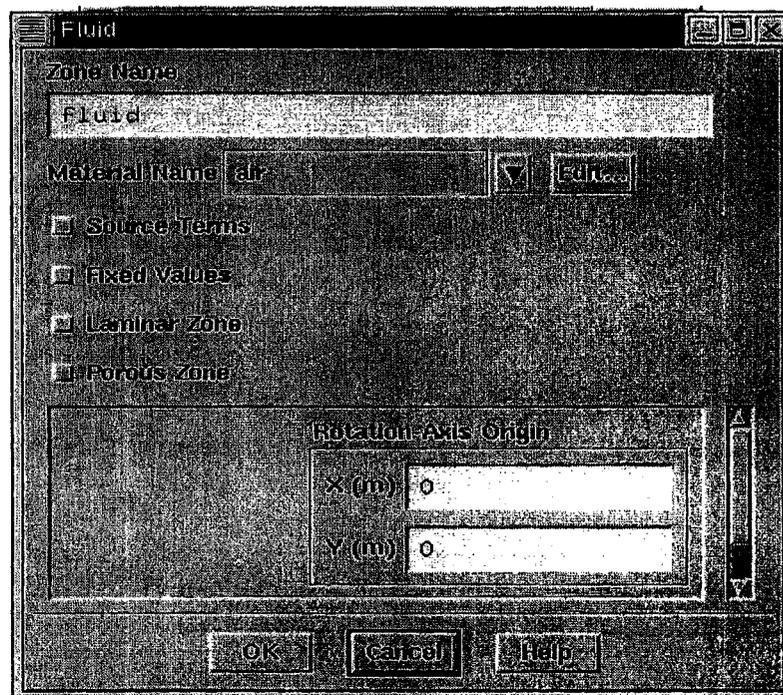


Figure 29 Définition du *fluide* autour du profil d'aile

The screenshot shows the 'Pressure Far-Field' dialog box with the following settings:

Parameter	Value	Method
Zone Name	Farfield1	
Gauge Pressure (pascal)	101325	constant
Mach Number	0.803	constant
Temperature (K)	300	constant
X-Component of Flow Direction	0.9999	constant
Y-Component of Flow Direction	0.00087	constant
Turbulence Specification Method	Modified Turbulent Viscosity	
Modified Turbulent Viscosity (m ² /s)	10	constant

Buttons: OK, Cancel, Help

Figure 30 Définition du *farfield1* en tant que pressure farfield

The screenshot shows the 'Pressure Far-Field' dialog box with the following settings:

Parameter	Value	Method
Zone Name	farfield2	
Gauge Pressure (pascal)	101325	constant
Mach Number	0.803	constant
Temperature (K)	300	constant
X-Component of Flow Direction	0.99999	constant
Y-Component of Flow Direction	0.00087	constant
Turbulence Specification Method	Modified Turbulent Viscosity	
Modified Turbulent Viscosity (m ² /s)	10	constant

Buttons: OK, Cancel, Help

Figure 31 Définition du *farfield2* en tant que pressure farfield

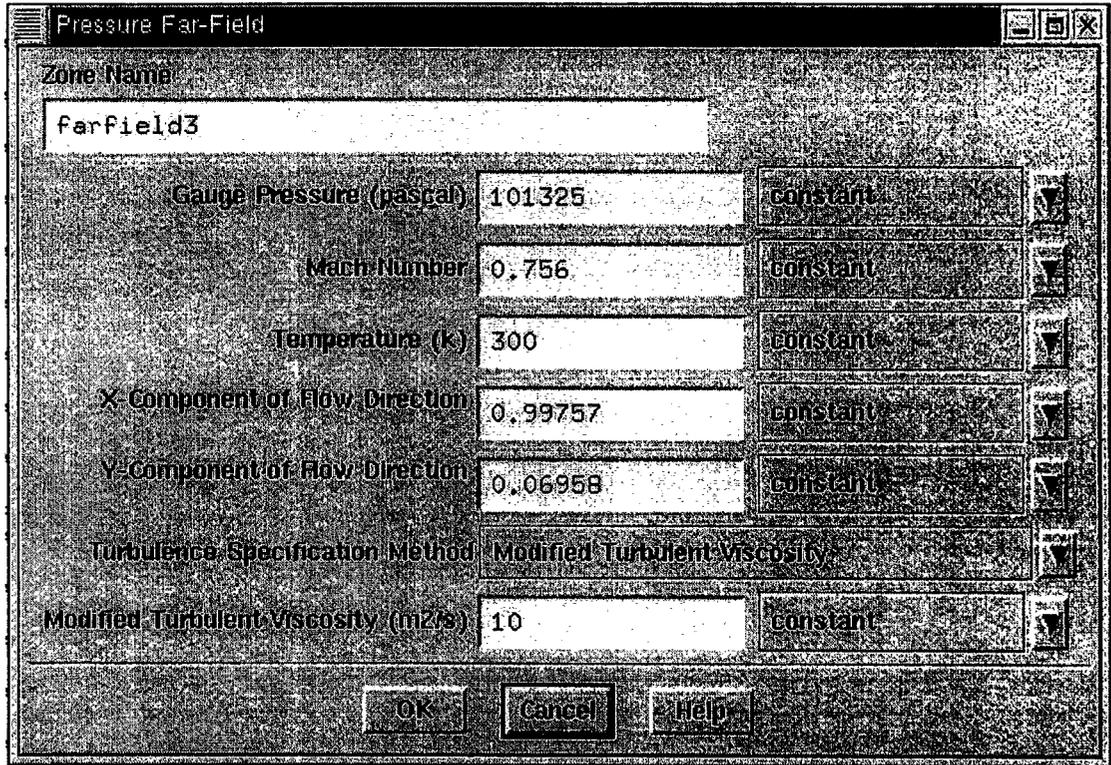


Figure 32 Définition du *farfield3* en tant que pressure farfield

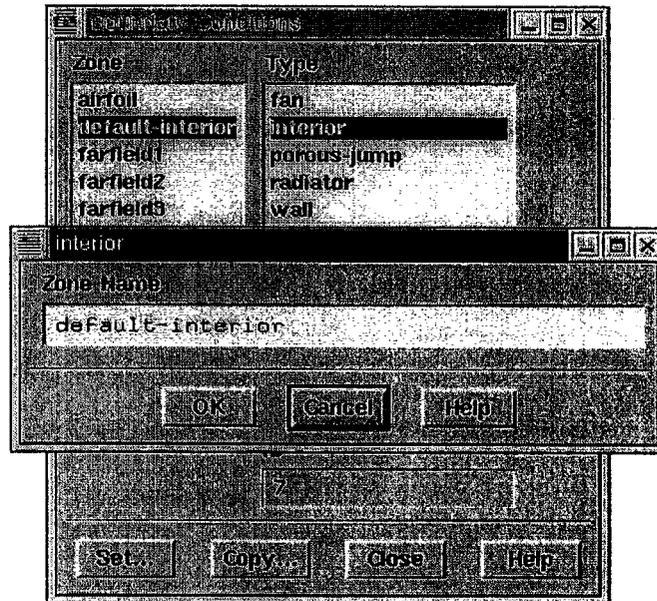


Figure 33 Définition du *default - interior*

Dans la figure 34, on considère notre profil (*airfoil*) en étant un mur (*wall*) sans flux de chaleur, épaisseur et génération de chaleur :

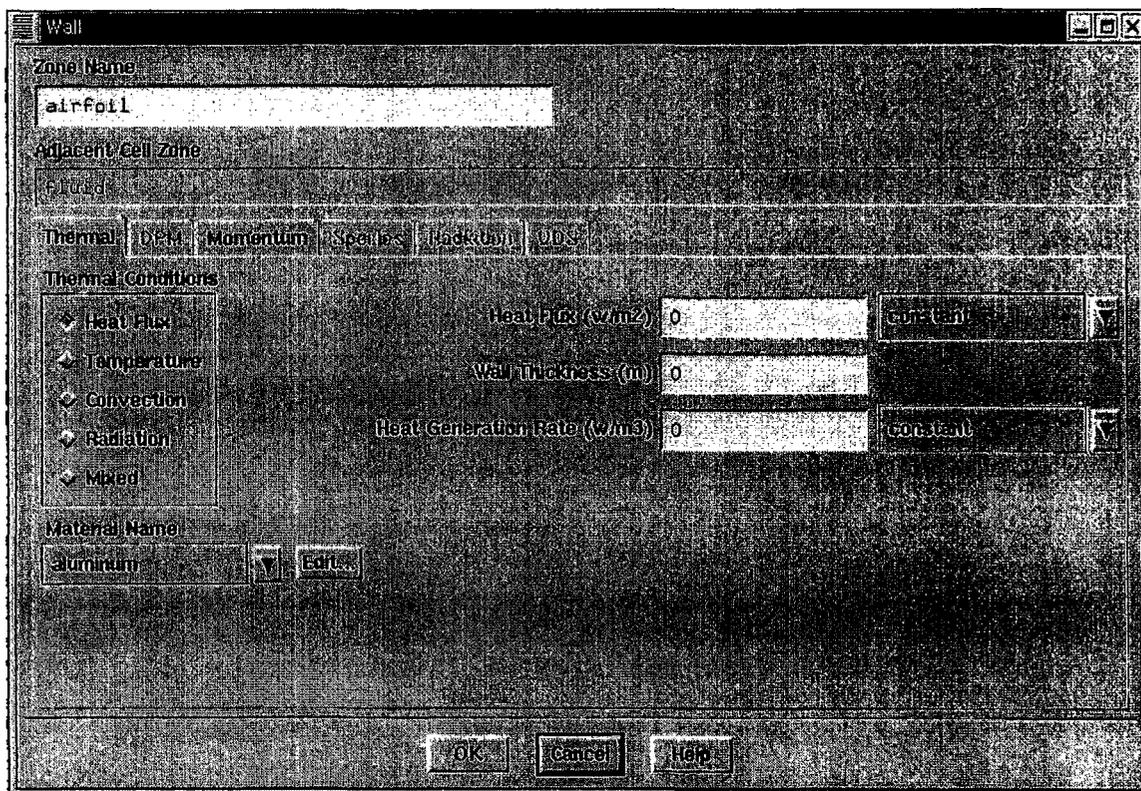


Figure 34 Définition du profile de l'aile

Dans la figure 35, les valeurs de référence considérées à la base de farfield1 sont données. Il faut mentionner que le procès d'itération a besoin de l'initialisation de toutes les variables avant le début du calcul de la solution.

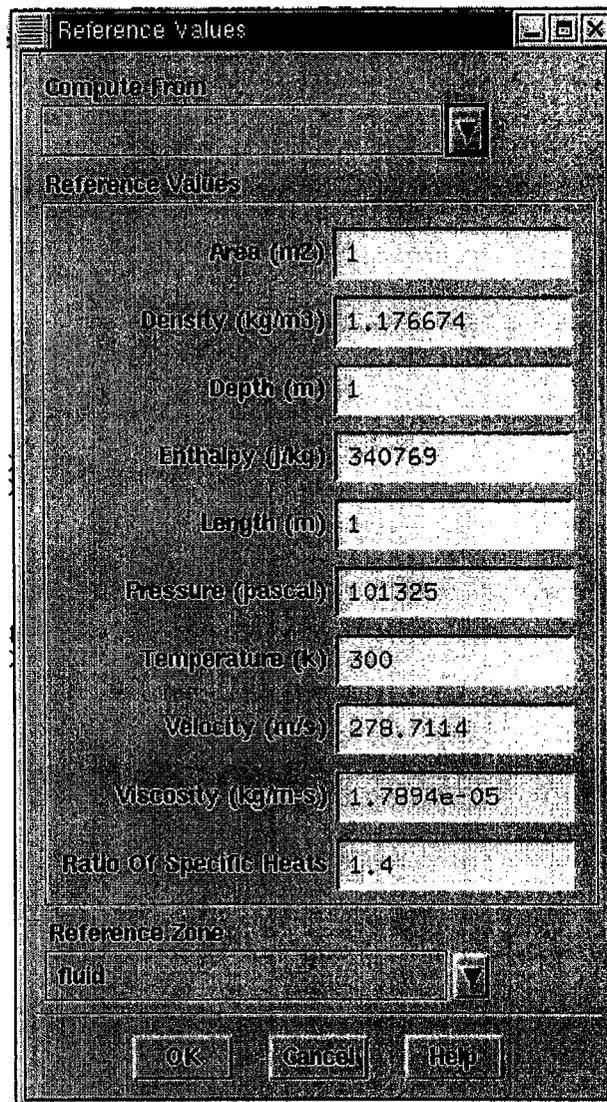


Figure 35 Première initialisation des variables de référence

Le schéma suivant présente l'organigramme de la résolution d'un problème en Fluent. La première étape consiste à initialiser les paramètres nécessaires pour l'exécution des calculs (modèles mathématiques à utiliser). La deuxième étape consiste à initialiser les paramètres de la solution (par exemple, les conditions frontières et les conditions initiales). La troisième étape consiste à définir les informations à présenter sous la forme de graphiques et les paramètres à utiliser (vitesse, pression, etc...) pour établir la convergence de la solution. La quatrième étape consiste à calculer la première solution.

La cinquième étape consiste à vérifier la convergence de la solution et dans le cas où la solution n'a pas convergée, le maillage est modifié et la quatrième étape est à nouveau exécutée. On peut vérifier la convergence de la solution à l'aide de Fluent. Dans le cas où la solution ne dépend pas du raffinement du maillage ou de son adaptation, alors elle est exacte. Si la solution est inexacte, il faut modifier les paramètres de la solution (modèles mathématiques à utiliser, conditions aux frontières, etc....) et refaire toutes les étapes. Si la solution converge et elle est exacte, alors l'exécution des calculs est terminée.

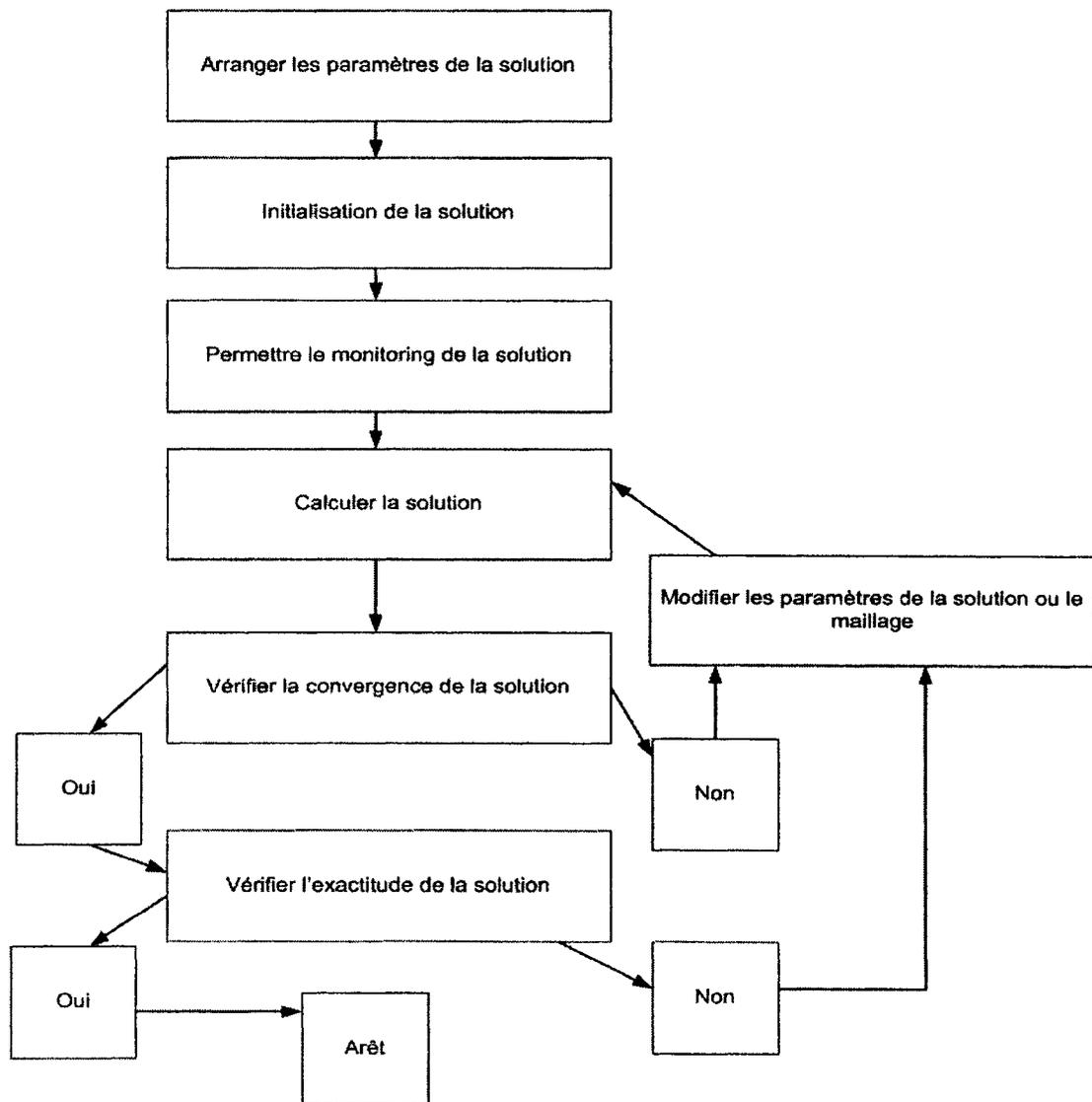


Figure 36 L'organigramme de la résolution d'un problème en Fluent

Voici l'image du choix de notre solution, car nous avons choisi les options suivantes : couplé, implicite, 2D, état permanent, absolu, basé sur les cellules vitesse superficielle (*Coupled, Implicit, 2D, Steady, Absolute, Cell-based, Superficial velocity*), voir la figure 37 :

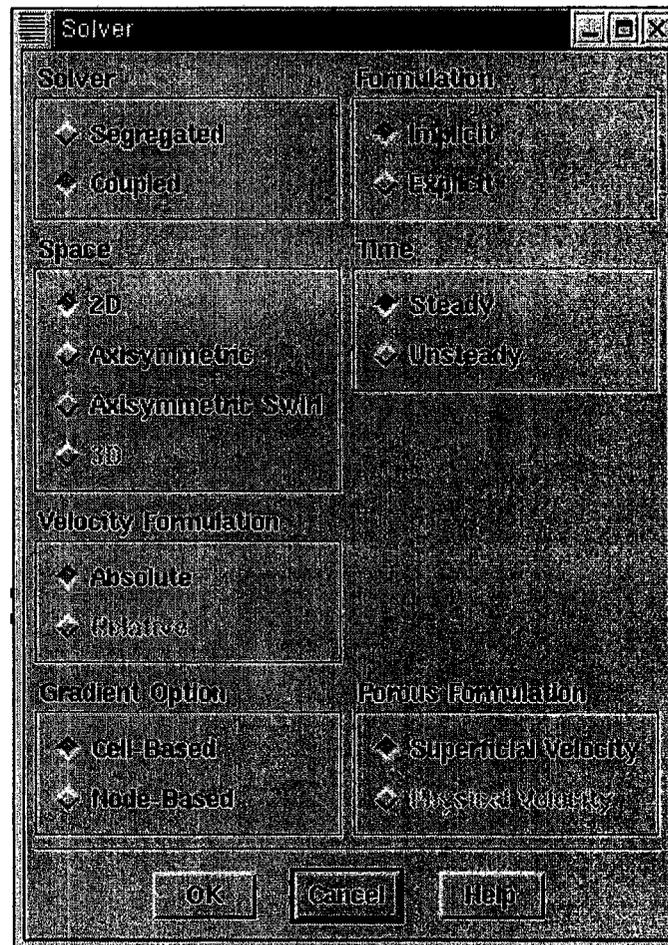


Figure 37 Le choix de la solution

Il faut mentionner que le solveur *coupled* est recommandé dans notre cas correspondant aux applications aéronautiques et où en même temps existe une inter - dépendance assez forte entre la densité et le moment. En général, le solveur *implicit* converge beaucoup plus vite que le solveur *explicit* mais plus de mémoire est utilisée dans ce cas.

Dans notre cas, pour un profil d'aile en deux dimensions, la mémoire de l'ordinateur ne devrait pas créer des problèmes. Pour la solution, le contrôle de l'écoulement et de la viscosité sont étudiés en utilisant la solution *Second Order Upwind*. Car le *second order scheme* résout la couche limite beaucoup plus précisément que le *first order scheme*.

6.4.1 Le modèle en régime turbulent Spalart-Allmaras

Le modèle de Spalart-Allmaras est développé en 1992 dans le but de simuler l'écoulement des fluides en aéronautique. Le modèle de Spalart-Allmaras d'une équation est conçu pour les écoulements aérodynamiques et il est calibré sur les couches limites. Ce modèle de turbulence est donné par l'équation suivante :

$$\begin{aligned} \frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = & C_{b1} [1 - f_{v2}] \bar{S}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left[\nabla \left((v + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu} + C_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2 \right) \right] - \\ & \left[C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{k^2} f_{v2} \right] \left[\frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 + f_{t1} \Delta U \end{aligned} \quad (6-8)$$

où la relation entre la viscosité cinétique et la viscosité des tourbillons est : $\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1}$, ν_t est la viscosité cinématique, $\tilde{\nu}$ est la viscosité des tourbillons, C_{b1} , C_{b2} , C_{w1} , σ et k sont les constantes définies par l'équation (6-16), f_{v2} est la fonction de paroi donnée par l'équation (6-12), \bar{S} est définie par l'équation (6-10) et f_w est donnée par l'équation (6-15). La fonction de paroi est définie par l'équation suivante :

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3} \quad (6-9)$$

où $X = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$ est le rapport modifié de la viscosité des tourbillons à la viscosité cinématique

et C_{v1} est une constante définie par l'équation (6-16).

Le terme $\frac{D}{Dt}$ dénote la dérivée totale par rapport au temps et \bar{S} est un terme de production (source) donnée par l'équation suivante :

$$\bar{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{v2} \quad (6-9)$$

et où le terme source S est modélisé à l'aide des tourbillons :

$$S = |w| = \left| \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right| \quad (6-10)$$

où d est la distance par rapport à la paroi la plus proche et k est une constante définie par l'équation (6-16). L'équation définissant f_{v2} est la suivante :

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + X f_{v1}} \quad (6-11)$$

où f_{v1} est la fonction de paroi déjà donnée par l'équation (6-9). La fonction à la paroi f_w est définie par l'équation suivante :

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right] \quad (6-12)$$

où

$$g = r + c_{w2} \left(r^6 - r \right) \quad (6-13)$$

$$r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} k^2 d^2} \quad (6-15)$$

Voici la fenêtre du modèle visqueux de la solution utilisée, qui est Spalart - Allmaras avec les coefficients suivants :

$$C_{b1}=0.1355, C_{b2}=0.622, \sigma=2/3, C_{v1}=7.1, C_{w3}=2.0, k=0.41, C_{w2}=0.3; C_{w2}=0.3, Prandtl\ number = 0.667, Energy\ number = 0.85, Wall\ number = 0.85. \quad (6-16)$$

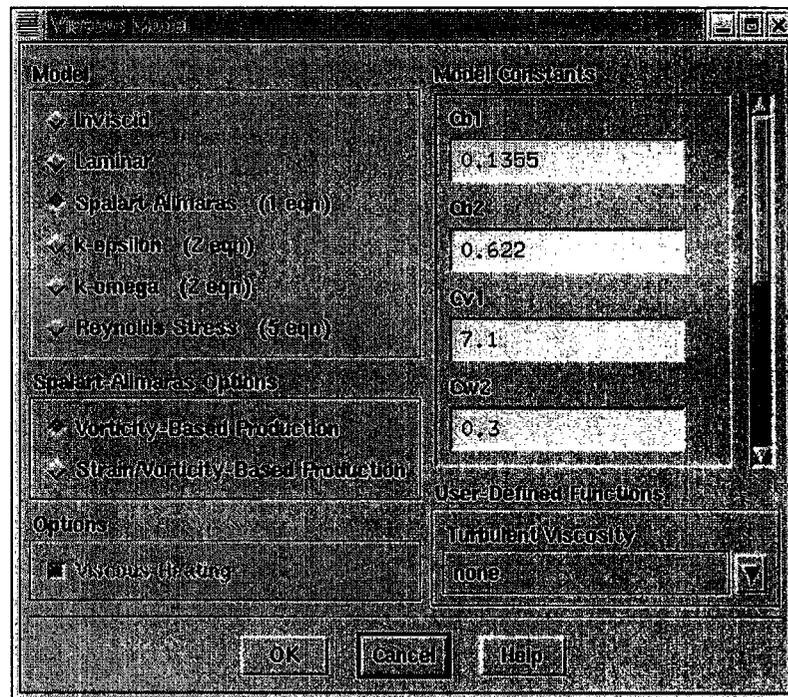


Figure 38 Choix des modèles et des constantes

6.4.2 Les valeurs de Y^+ et la résolution du maillage

Les valeurs de y^+ sont dépendantes de la résolution du maillage et du nombre de Reynolds de l'écoulement du fluide et sont significatives dans la couche limite.

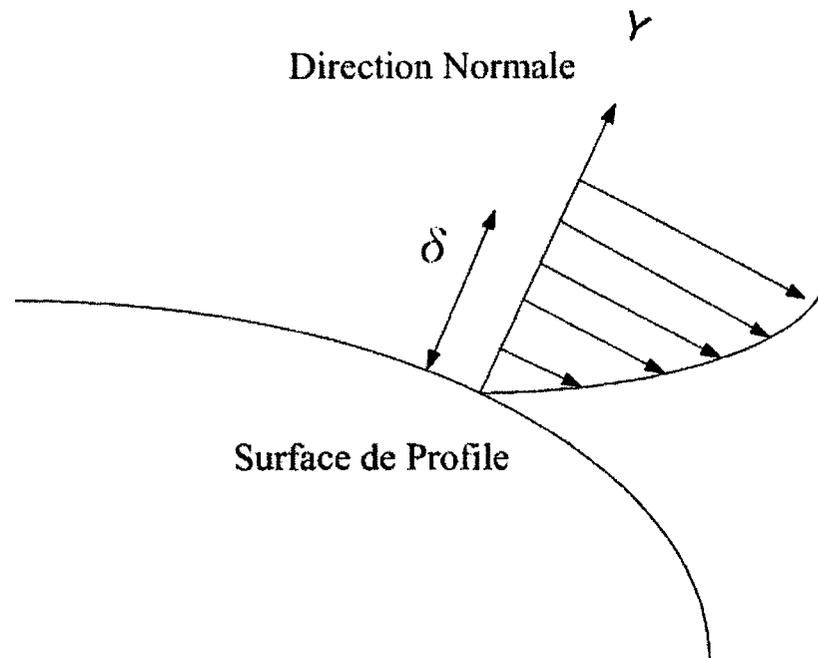


Figure 39 Le schéma de la couche limite

Les valeurs de y^+ dans les cellules adjacentes à la paroi sont dépendantes de la contrainte de cisaillement τ_w et l'équation de y^+ en fonction de cette contrainte est donnée par l'équation suivante :

$$y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \tau_w} \quad (6-17)$$

où y est la distance entre la paroi et le centre de la cellule. Dans la figure 40, on peut voir la variation de y^+ par rapport à la position sur la corde du profil.

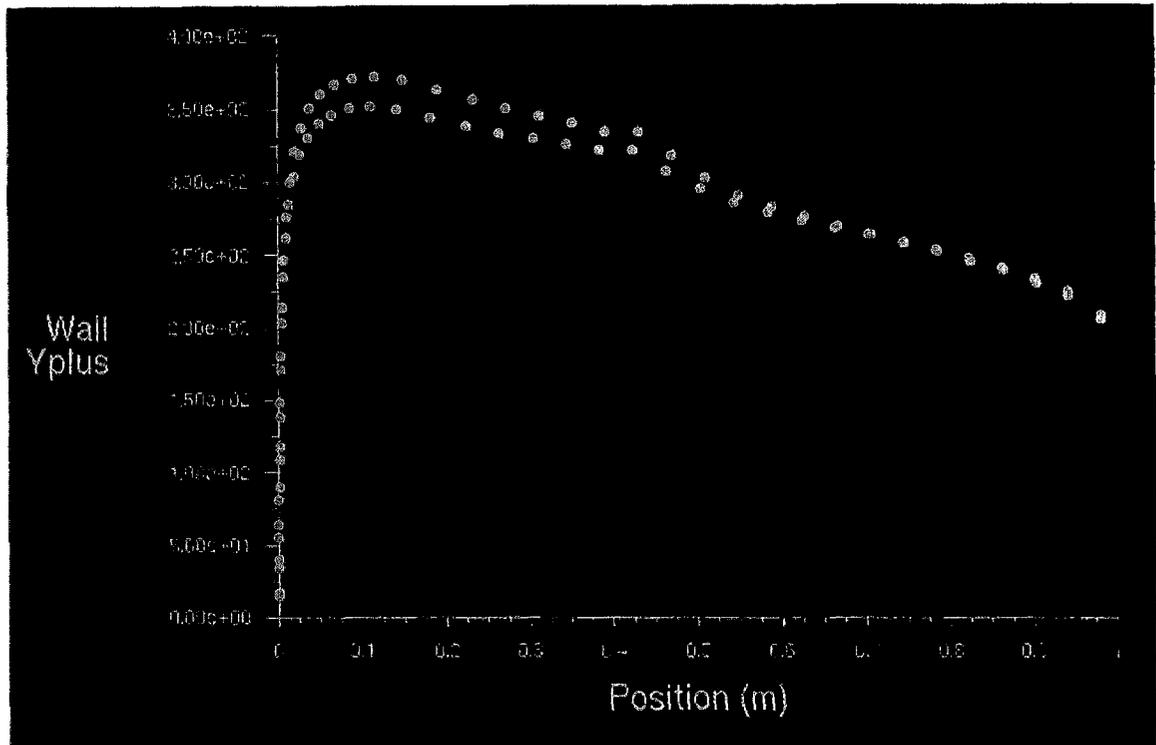


Figure 40 Variation de y^+ avec la position sur la corde pour le profil 1 dans le cas 1 : $\alpha = 3^\circ$, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$

La figure 40 nous montre qu'à part des petites régions, $y^+ > 30$, d'où on tire notre conclusion que la résolution du maillage est acceptable [Réf. 23].

La visualisation des coefficients de pression obtenus est donnée dans la figure 41 pour le premier cas.

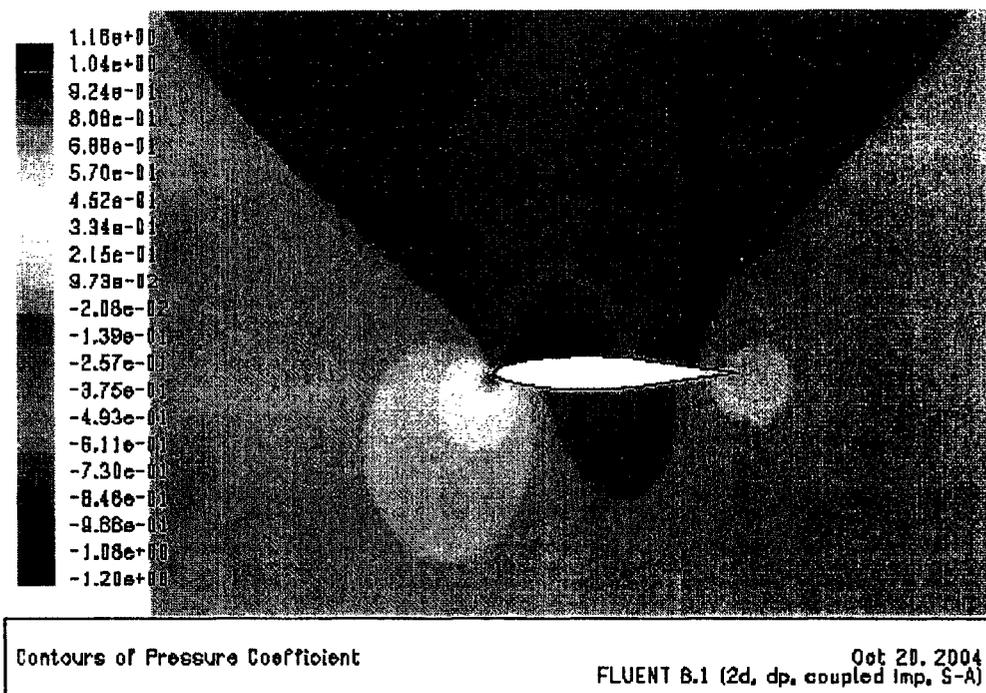


Figure 41 Visualisation des coefficients de pression pour le profile 1 (cas 1)
 $\text{Mach} = 0.6778$, $\text{Re} = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^\circ$

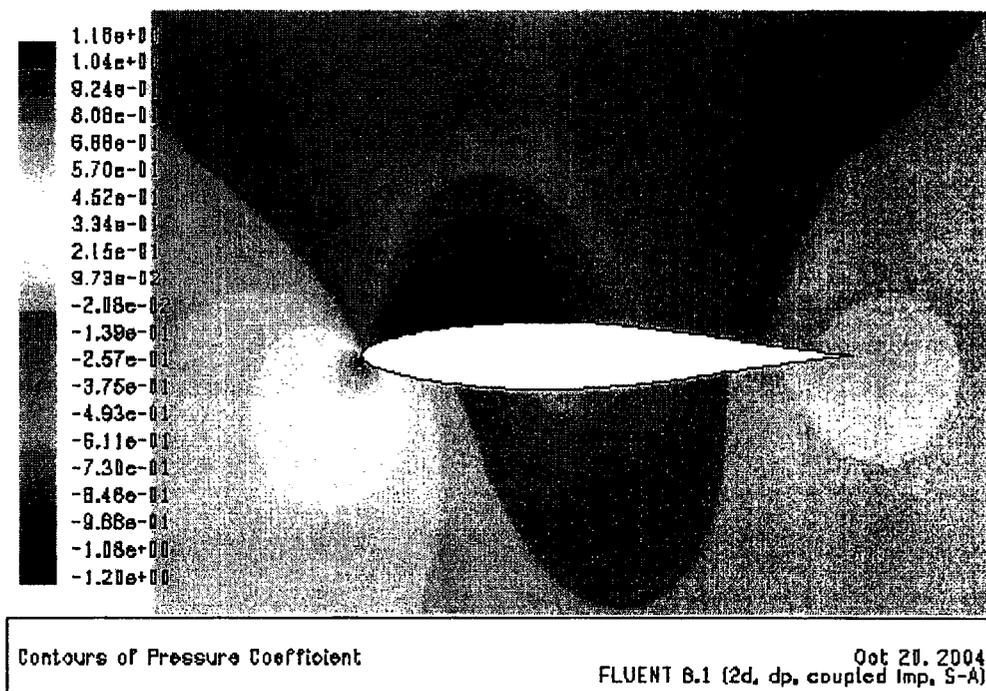


Figure 42 Agrandissement de la figure précédente 41

La première modification du maillage pour le raffinement du maillage est montrée dans la figure 43 et l'agrandissement du maillage est montré dans la figure 44. Dépendamment de l'angle d'attaque, l'adaptation du maillage pourrait s'avérer inutile. Dans certain cas, il pourrait même créer le problème (par exemple, des problèmes de vitesse de calcul dus à un maillage trop fin).

Dans la fenêtre d'adaptation en Fluent, comme *options*, on va choisir l'intérieur (*Inside*) à la place de l'extérieur (*Outside*) et comme *shapes* on va choisir *Quad* au lieu de cercle « *circle* » ou cylindre « *cylinder* ». La région de l'adaptation a été choisie par nous visuellement.

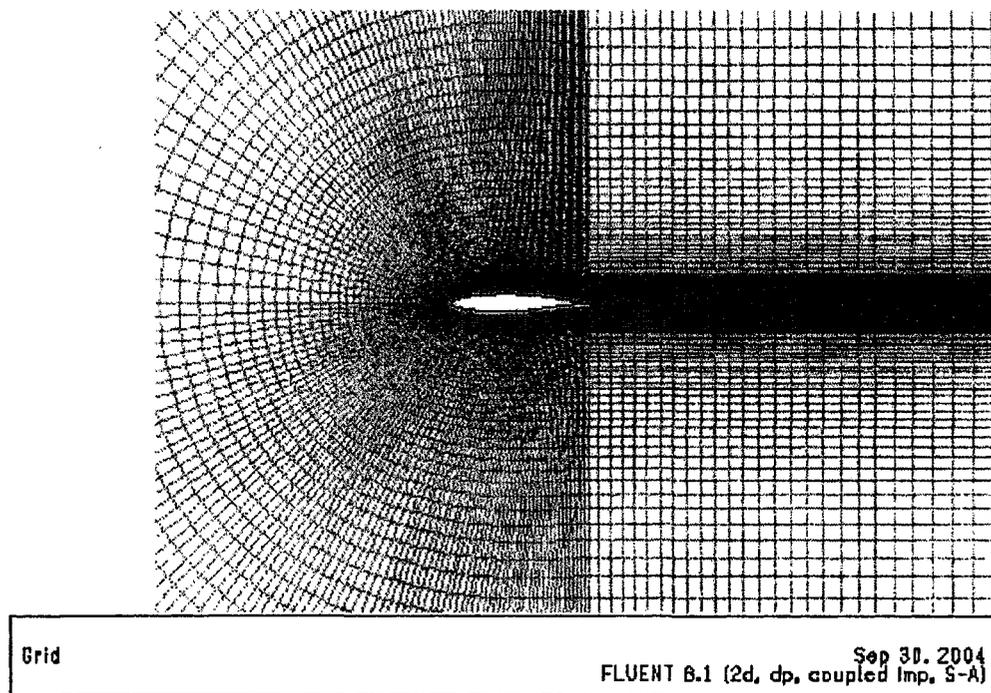


Figure 43 Le résultat de l'adaptation du maillage pour le profil 1 (cas 1)
 $\text{Mach} = 0.6778$, $\text{Re} = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^\circ$.

Dans la figure 43, le nombre d'éléments considérés est égal à 15088 et le nombre des nœuds est égal à 15373.

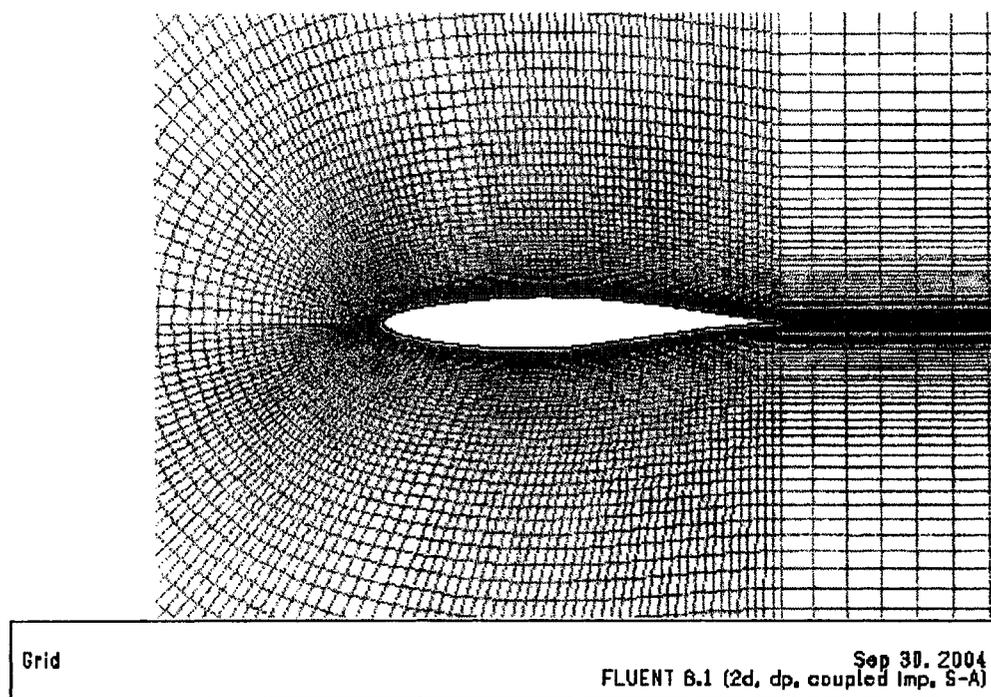


Figure 44 Agrandissement de la figure précédente 43

Le résumé de toutes les étapes de calcul en utilisant le logiciel Fluent est donné dans l'annexe.1.

6.5 Les résultats obtenus de C_p pour les 4 profils (cas 1)

On réalise les mêmes types de calculs pour tous les 15 cas de vol, donc au total on obtient 60 diagrammes de C_p (car on a 4 profils fournis par Bombardier Aéronautique) et on construit les fichiers << DataAero 1-15 >>.

Les convergences des réponses pour les profils 1, 2, 3 et 4 (à partir du fuselage) se trouvent dans l'annexe 3. Dans le but d'étudier les convergences des réponses, on doit activer le traçage des coefficients de portance, traînée et moment avec le nombre des itérations. On est obligé de faire l'itération jusqu'à ce que tous ces diagrammes vont converger. Les coefficients de pressions obtenus pour les profils 1, 2, 3 et 4 par rapport à

la position sur la corde se trouvent dans les figures 45, 46, 47 et 48 (les valeurs de C_p se trouvent dans l'annexe.3):

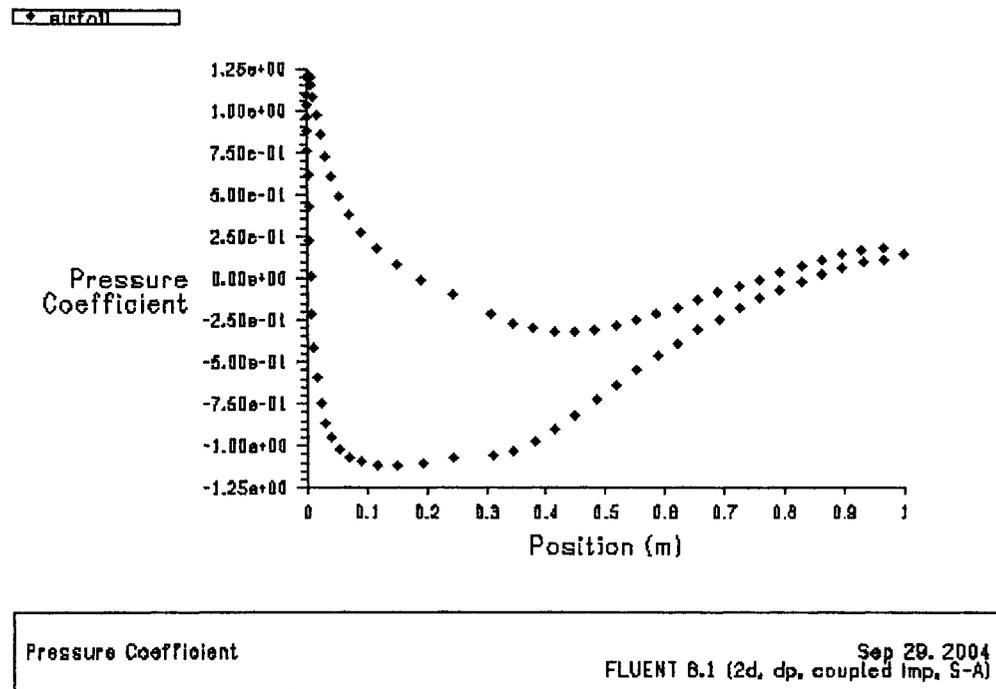


Figure 45 Le coefficient de pression pour le profile 1 (cas 1) versus la position sur la corde , Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3^\circ$.

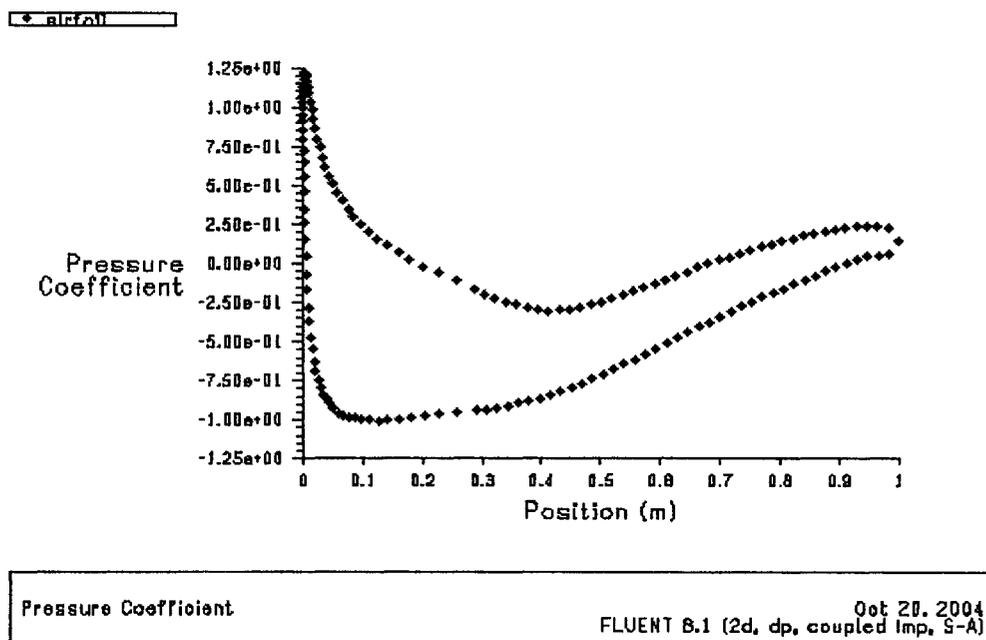


Figure 46 Le coefficient de pression pour le profile 2 (cas 1) versus la position sur la corde , $Mach = 0.6778$, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 2.5^\circ$.

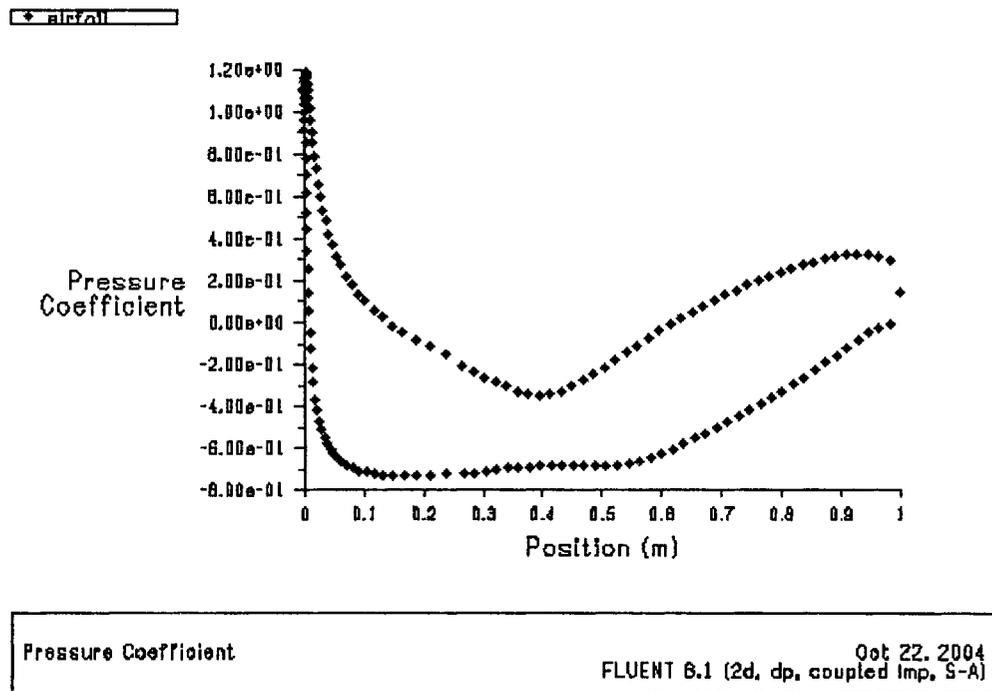


Figure 47 Le coefficient de pression pour le profile 3 (cas 1) versus la position sur la corde, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 0.8^\circ$.

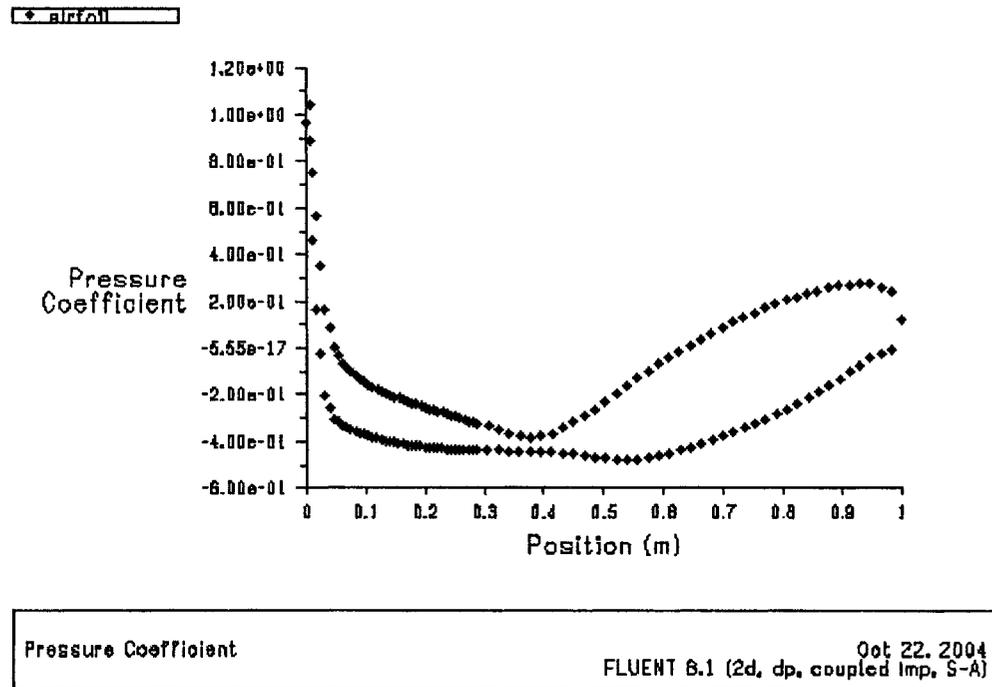


Figure 48 Le coefficient de pression pour le profil 4 (cas 1) versus la position sur la corde, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 1.1^\circ$.

6.6 La validation de la méthodologie

Suite à la recommandation de la compagnie Bombardier Aéronautique pour la validation de notre méthodologie de travail, on a utilisé les documents d'AGARD [Réf. 20] dans le but de validation des données expérimentales avec nos résultats obtenus en utilisant les logiciels Gambit et Fluent sur le profil classique NACA-0012. Cette validation est présentée dans les figures 49, 50, 51 et 52 pour plusieurs nombres de Mach et angles d'attaque.

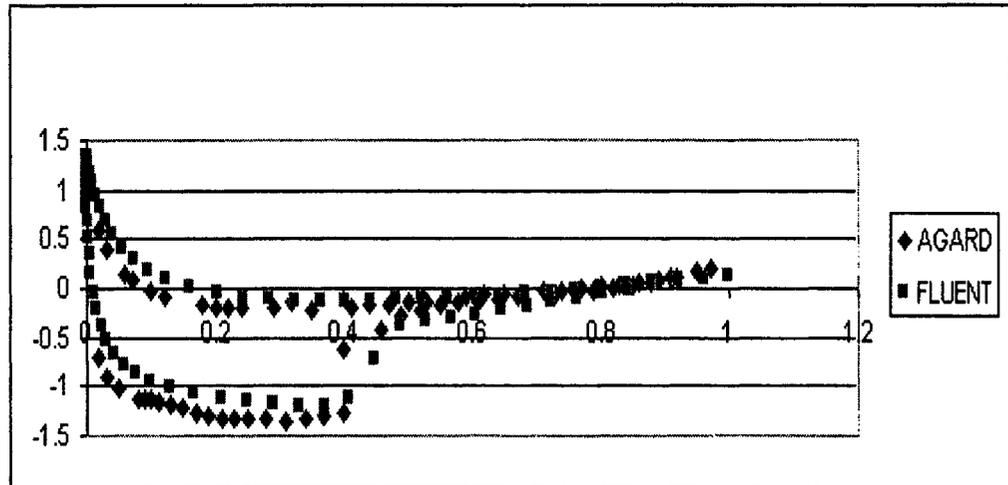


Figure 49 Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent
 Mach = 0.756, $Re = 3.76 \times 10^6$, $\alpha = 3.99^\circ$.

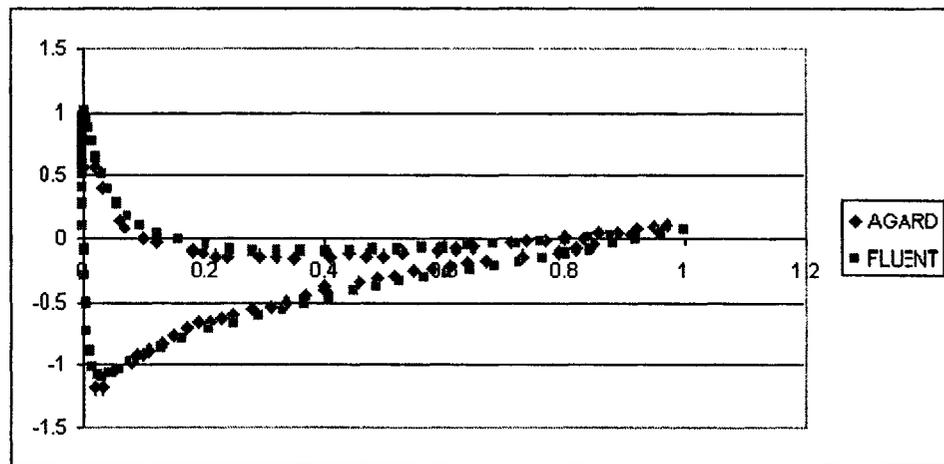


Figure 50 Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent
 Mach = 0.3, $Re = 1.86 \times 10^6$, $\alpha = 4.04^\circ$.

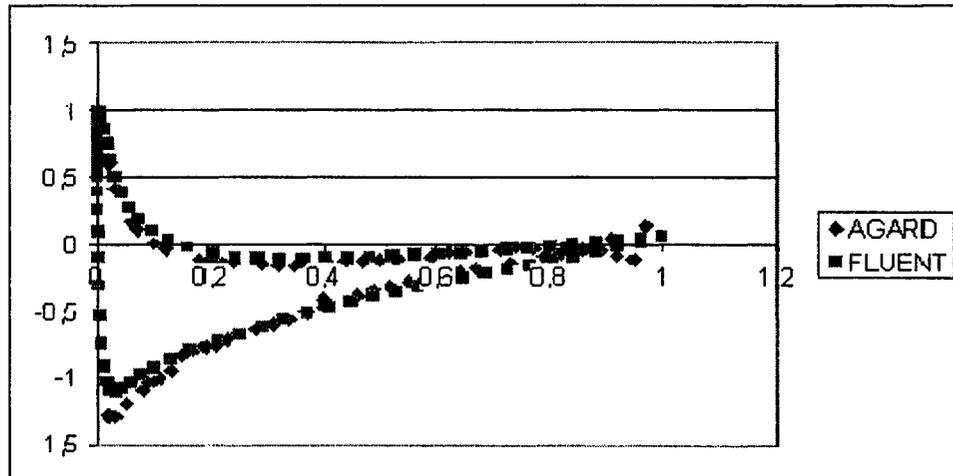


Figure 51 Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent
Mach = 0.504, $Re = 2.93 \times 10^6$, $\alpha = 4.06^\circ$.

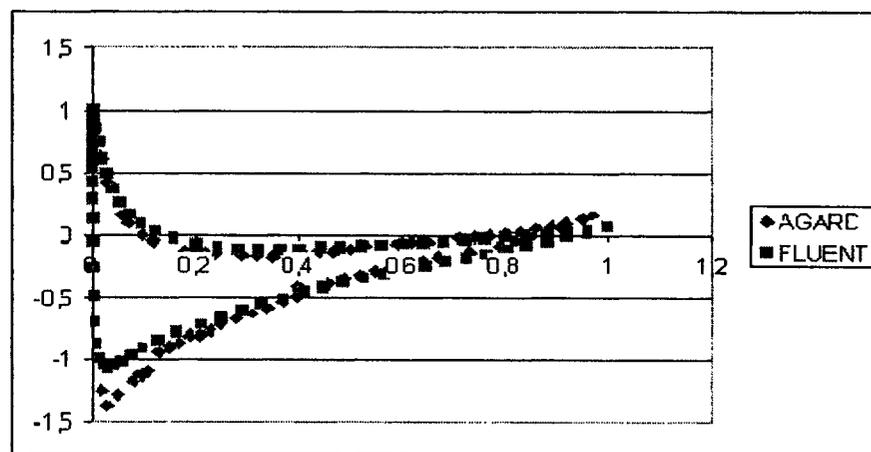


Figure 52 Comparaison de C_p de NACA0012 entre AGARD et Fluent
Mach = 0.6, $Re = 4.65 \times 10^6$, $\alpha = 3.94^\circ$.

CHAPITRE 7

DISCUSSION ET RECOMMANDATIONS

7.1 Discussions principales

Pour chacun des 15 groupes de fichiers incluse dans le fichier d'entrées « WL_IO_files.txt », le programme « Chargement Aile » génère un fichier au nom spécifié dans la liste appelé « WingLoad_xx.txt ». De plus, ce programme génère le fichier « WL_liste.txt » qui donne la liste de tous les fichiers « WingLoad_xx.txt » servant d'entrées au programme d'analyse de la structure de l'aile. Les résultats ont été obtenus pour les charges sur les différentes sections de l'aile dans différents cas de vol en utilisant des coefficients de pression obtenus en Fluent. Ces résultats sont les forces et les moments totales sur l'aile pour les 4 profils dans 15 cas de chargement. La partie du travail présentée dans ce chapitre contient seulement une introduction sur l'analyse des charges.

Une analyse beaucoup plus élaborée des charges sera réalisée dans le travail futur. Dans ce mémoire (suite à la recommandation de la compagnie Bombardier Aéronautique) on a considéré l'effet de rafales statiques selon l'axe vertical de l'avion en utilisant l'équation (7-1) donnée par la norme FAR 25.341 (*FAR Gust Loads Formula*). Il reste car -même à finaliser cet effet de rafales statiques. Les calculs des charges dynamiques associées aux rafales de vent (*discrete tuned gust loads*) et des charges en turbulence continue (*continuous turbulence gust loads*) seraient plus élaborés et ne font pas l'objet du travail présenté dans ce mémoire; Lomax et Hoblit [Réf.8] et [Réf.9] donnent des excellentes informations pour ces types de calcul. Une discussion avec des gens de Bombardier Aéronautique a permis de la validation de l'approche utilisée pour l'étude conceptuelle de l'aile. Dans ce but, on a utilisé la référence AGARD pour valider nos calculs des coefficients de pression à l'aide du logiciel Fluent (tel que mentionné dans le chapitre 6). La comparaison des résultats

obtenus en utilisant le logiciel AAA (*Advance Aircraft Analysis*) de Corporation DAR, pourrait être réalisée.

La logique pour la sélection finale des cas de chargement (voir le tableau XIII), c'est-à-dire pour le regroupement des cas de chargement selon les différentes masses en vol et les différentes vitesses caractéristiques ainsi que la sélection du cas de chargement le plus sévère, a été vérifié attentivement pas à pas pour s'assurer de son exactitude.

Des cas supplémentaires correspondants aux différentes positions de centre de gravité, vitesses et accélérations angulaires caractéristiques possibles, ont été étudiés, mais ces cas se sont révélés moins contraignants que ceux retenus. Le tableau suivant montre la description des 15 cas de chargement, avec leurs vitesses, facteur de charge, masse et position du centre de gravité CG correspondants pour chaque cas.

Tableau XIII
Cas de chargement

Cas	Description du cas de chargement	Vitesse	Facteurs de charge considérés	Masse	CG
1	Estimation de performance (non structurelle)	218 m/s	+1 g	21636 kg	Avant
2		218 m/s	+1 g	12079 kg	Arrière
3		242 m/s	+1 g	21636 kg	Avant
4		242 m/s	+1 g	12079 kg	Arrière
5	Moment de flexion maximum positif et négatif à la vitesse de croisière (1)	218 m/s	Facteur positif, de manoeuvre et turbulence	12564 kg	Avant
6		242 m/s	Facteur négatif, de manoeuvre et turbulence	12564 kg	Avant
7	Facteur de charge maximum à la masse maximum (1)	218 m/s	Facteur positif, de manoeuvre et turbulence	21636 kg	Avant
8	Plus grande charge inertielle en croisière (1)	242 m/s	Facteur positif, de manoeuvre et turbulence	12079 kg	Avant
9	Position reculée du centre de poussée et large moment de flexion (1)	254 m/s	Facteur positif, de manoeuvre et turbulence	12564 kg	Avant
10	Position avancée du centre de poussée et large moment de flexion (1)	250 m/s	Facteur positif de manoeuvre (VS) et turbulence maximum (VB)	12564 kg	Avant
11	Position avancée du centre de poussée et la plus grande charge inertielle (1)	250 m/s	Facteur de charge de manoeuvre (à VS) et turbulence maximum (à VB)	12079 kg	Avant
12	Accélération angulaire pour piquer, FAR 25.331 (1)	254 m/s	Facteur de charge de manoeuvre	12564 kg	Avant
13		250 m/s	Facteur de charge de manoeuvre	21636 kg	Avant
14		Décrochage	Facteur de charge de manoeuvre	21636 kg	Avant
15		Décrochage	Facteur de charge de manoeuvre	12564 kg	Avant

7.1.1 Cas 1

Le cas 1 de chargement n'est pas un cas de chargement critique pour la structure de l'aile. Ce cas correspond à une vitesse de croisière et à un facteur de charge +1 g. Ce cas représente l'extrême de la masse totale d'avion (lourd) en vol ainsi que la position extrême des centres de gravité (en avant). Ce cas est la condition limite dans laquelle l'avion se trouve en vol de croisière, qui est la principale phase de vol dans laquelle les performances de l'avion doivent être optimisées.

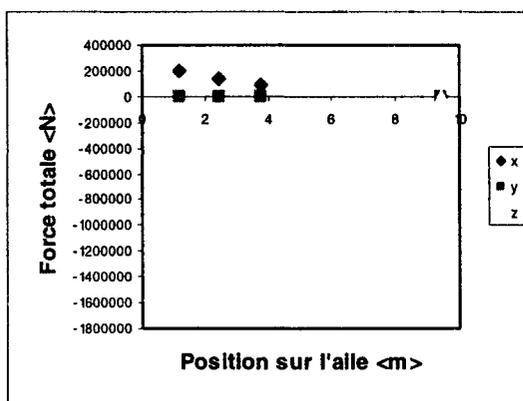


Figure 53 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 1)

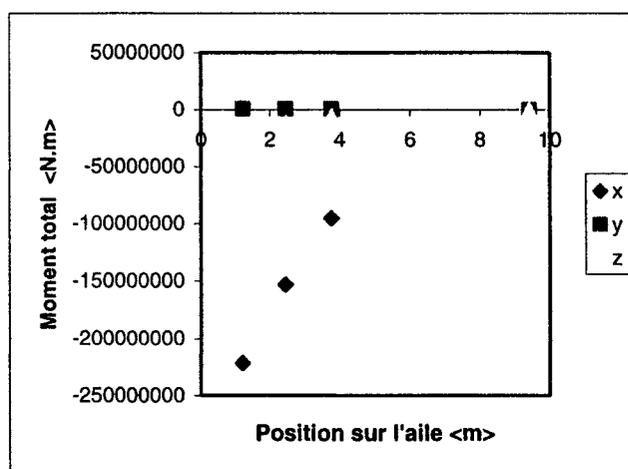


Figure 54 Distribution du moment total sur l'aile (cas 1)

7.1.2 Cas 2

Le cas 2 de chargement n'est pas un cas de chargement critique pour la structure de l'aile. Il correspond à une vitesse de croisière et à un facteur de charge de +1 g. Il représente l'extrême de la masse totale (léger) de l'avion en vol ainsi que la position extrême des centres de gravité (arrière). Ce cas est la condition limite dans laquelle l'avion est utilisé en vol de croisière, qui est la principale phase de vol dans laquelle la performance de l'avion doit être optimisée.

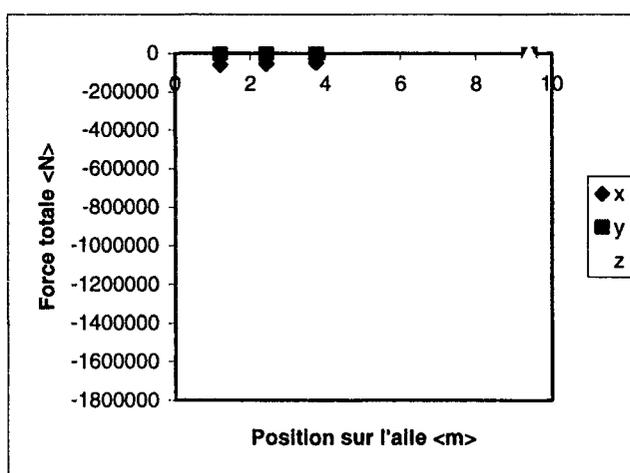


Figure 55 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 2)

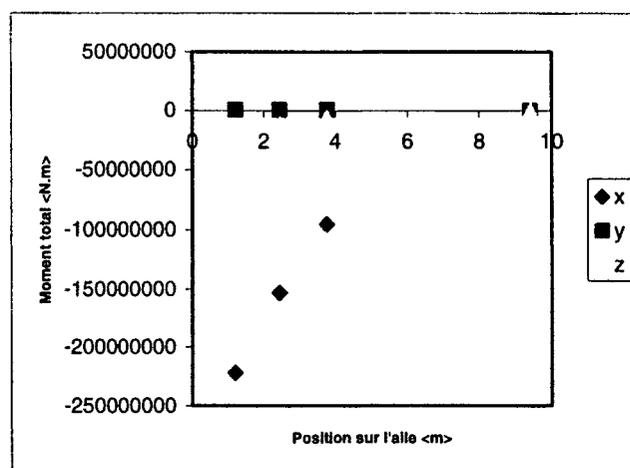


Figure 56 Distribution du moment total sur l'aile (cas 2)

7.1.3 Cas 3

Le cas 3 de chargement, n'est pas non plus un cas de chargement critique pour la structure de l'aile. Il correspond à une vitesse de croisière et à un facteur de charge égal à +1 g. Il représente l'extrême de la masse totale d'avion en vol ainsi que la position extrême du centre de gravité (en arrière). Ce cas est la condition limite dans laquelle l'avion se trouve en vol de croisière, qui est la principale phase de vol dans laquelle la performance de l'avion doit être optimisée.

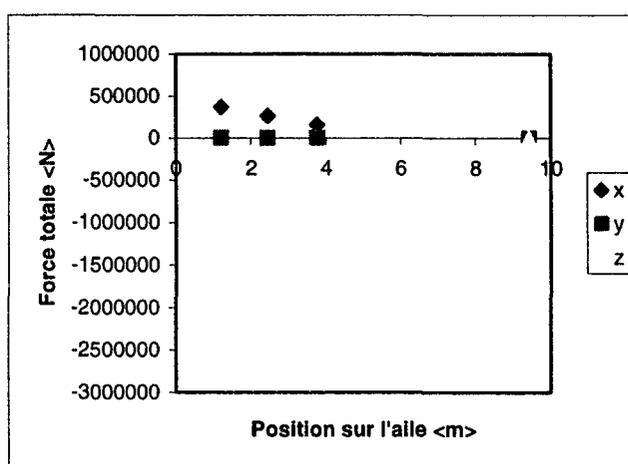


Figure 57 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 3)

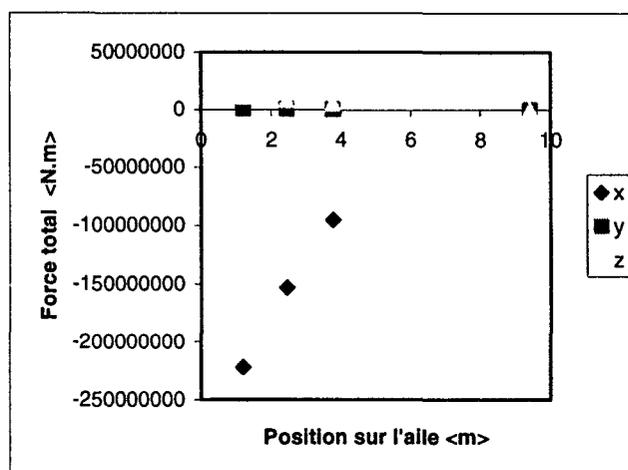


Figure 58 Distribution du moment total sur l'aile (cas 3)

7.1.4 Case 4

Le cas 4 de chargement, de la même manière que les cas 1, 2 et 3, n'est pas un cas de chargement critique pour la structure de l'aile. Ce cas correspond à une vitesse de croisière et à un facteur de charge égal à 1 g. Dans ce cas, l'extrême de la masse totale d'avion en vol ainsi que la position extrême de centre de gravité ont été considérés. Dans ce cas, la condition limite dans laquelle l'avion est utilisé en vol de croisière a été considérée.

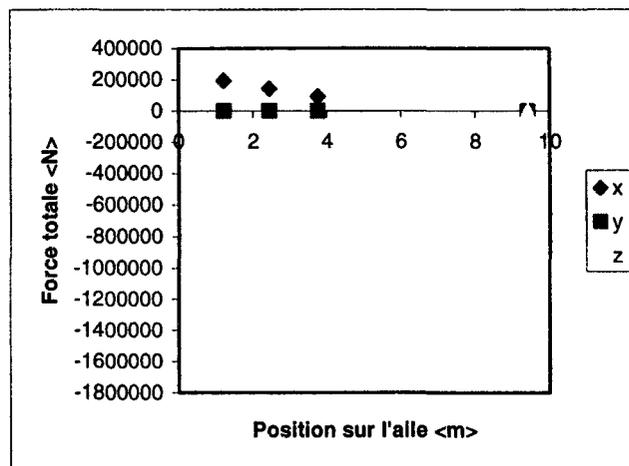


Figure 59 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 4)

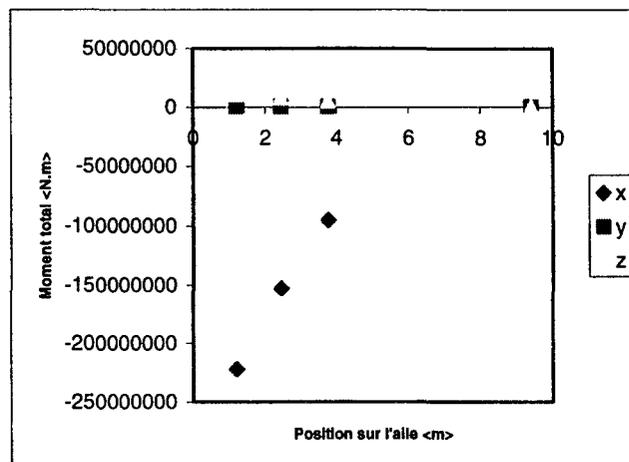


Figure 60 Distribution du moment total sur l'aile (cas 4)

7.1.5 Cas 5

Dans le cas 5, on représente le moment de flexion maximum à la racine d'aile et dans ce cas, la masse maximum de l'avion sans carburant dans les ailes et le plus grand facteur de charge, de manoeuvre ou en turbulence, à la vitesse de croisière ont été considérées.

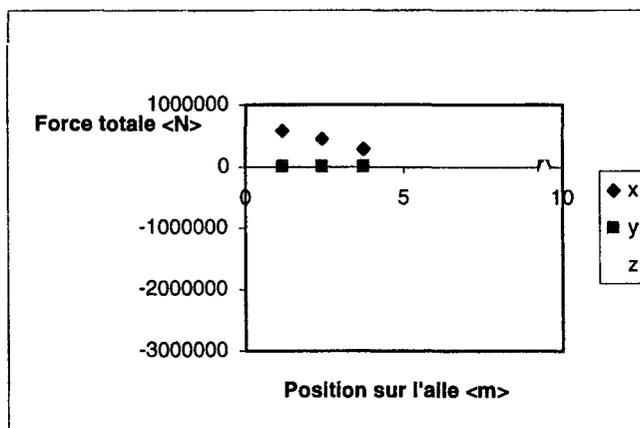


Figure 61 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 5)

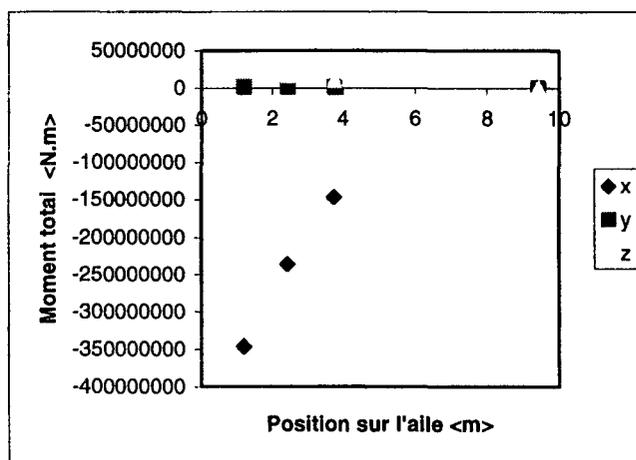


Figure 62 Distribution du moment total sur l'aile (cas 5)

7.1.6 Cas 6

Dans le cas 6, le moment de flexion maximum négatif à la racine d'aile est calculé. Dans ce cas, la masse maximum de l'avion sans carburant dans les ailes, et le plus grand facteur de charge, au manoeuvre ou en turbulence, négatif en vitesse de croisière a été considérée.

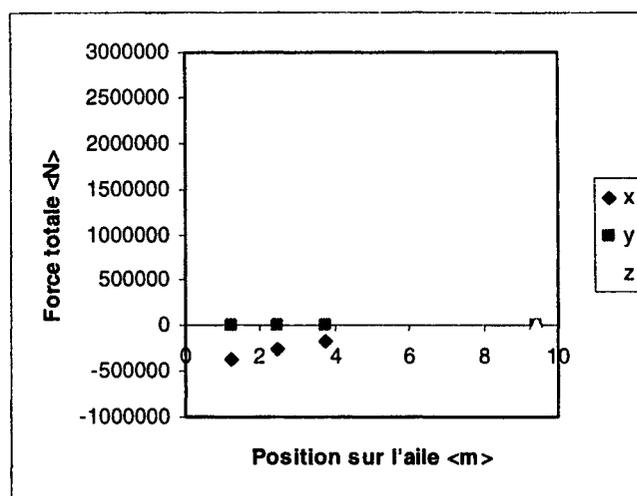


Figure 63 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 6)

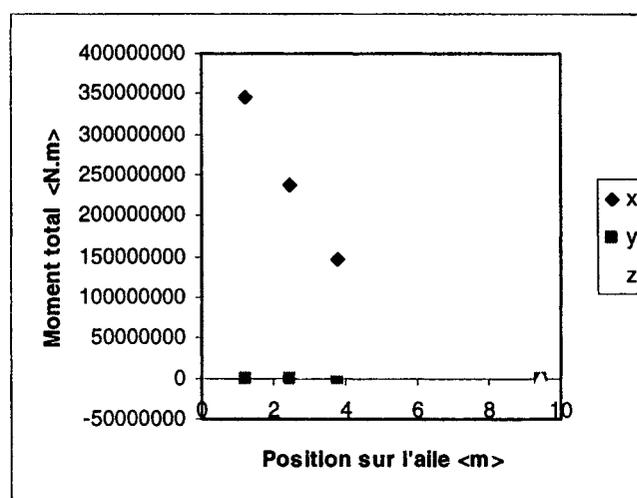


Figure 64 Distribution du moment total sur l'aile (cas 6)

7.1.7 Cas 7

Dans le cas 7, où la portance maximale est générée, alors la masse maximale de l'avion incluant le carburant dans les ailes, et plus grand facteur de charge, au manoeuvre ou en turbulence, ont été considéré en régime de croisière.

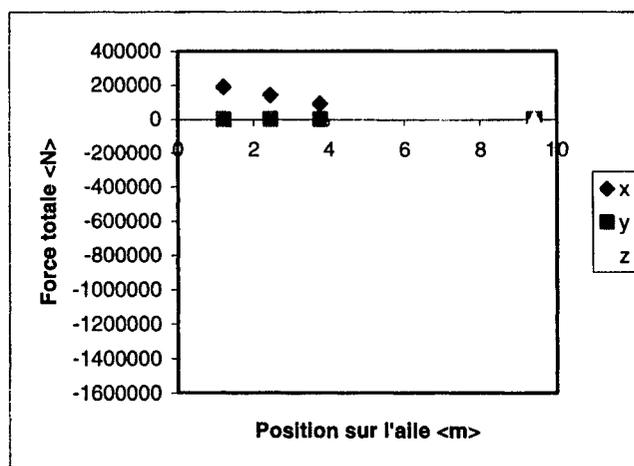


Figure 65 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 7)

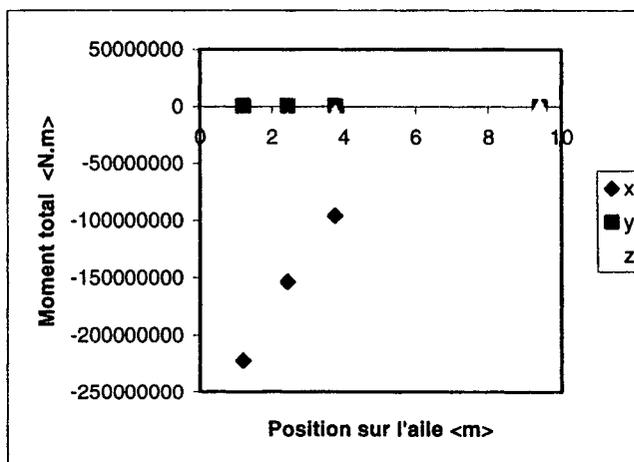


Figure 66 Distribution du moment total sur l'aile (cas 7)

7.1.8 Cas 8

Le cas 8 représente la situation dans laquelle le facteur de charge vertical est maximum, quand la masse minimum de l'avion, le plus grand facteur de charge, de manoeuvre ou turbulence, en vitesse de croisière sont considérés.

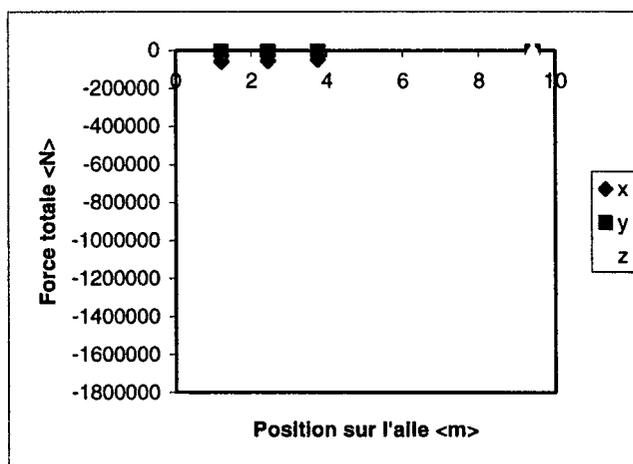


Figure 67 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 8)

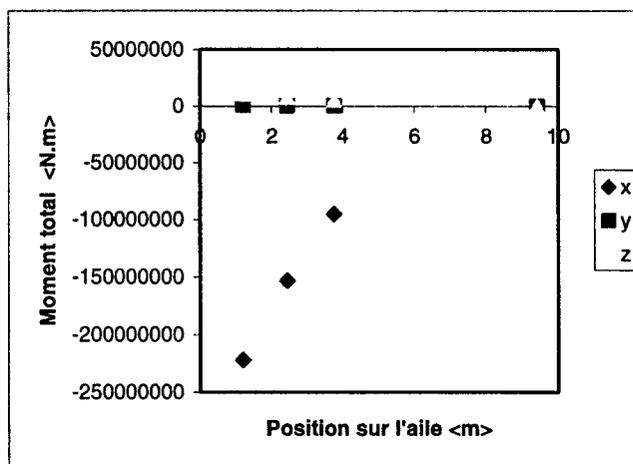


Figure 68 Distribution du moment total sur l'aile (cas 8)

7.1.9 Cas 9

Aux grandes vitesses subsoniques, proches du régime transsonique, le centre de poussée se déplace vers l'arrière de l'aile. Dans le cas 9, on représente la vitesse la plus grande, c'est-à-dire lorsque le centre de pression est le plus reculé vers l'arrière, et le chargement génère le plus grand moment de flexion à la racine de l'aile avec la masse maximum sans carburant dans les ailes. On considère le plus grand facteur de charge, au manoeuvre ou en turbulence, avec la vitesse en piqué.

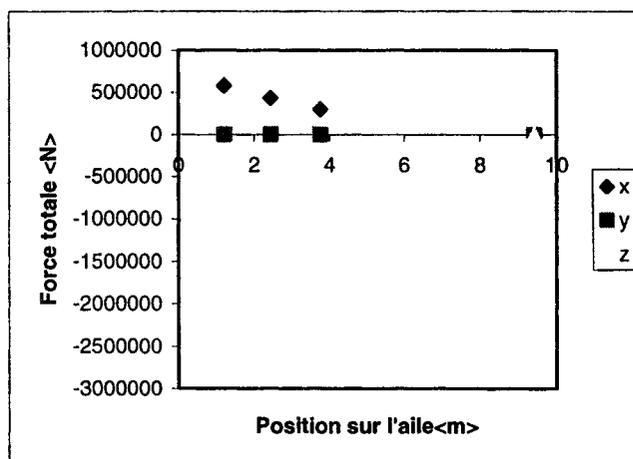


Figure 69 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 9)

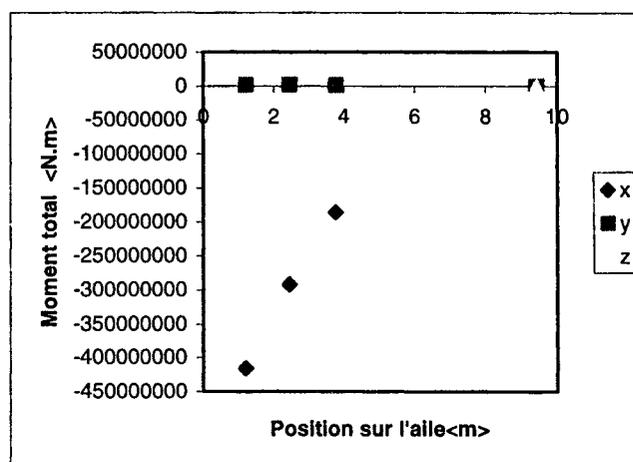


Figure 70 Distribution du moment total sur l'aile (cas 9)

7.1.10 Cas 10

Aux basses vitesses subsoniques, le centre de poussée de l'aile se déplace vers l'avant de celle-ci. Le cas 10 considère la plus faible la vitesse, c'est-à-dire la position du centre de pression le plus en avant sur l'aile, et dans ce cas, le chargement génère le plus grand moment de flexion à la racine de l'aile, avec la masse maximum sans carburant dans les ailes. Dans ce cas, la portance est maximum pour les vitesses de décrochage et les vitesses de turbulence maximum, donc le facteur de charge de manoeuvre est maximum pour la vitesse de décrochage, et le facteur de charge à la vitesse de turbulence est aussi maximum pour cette vitesse.

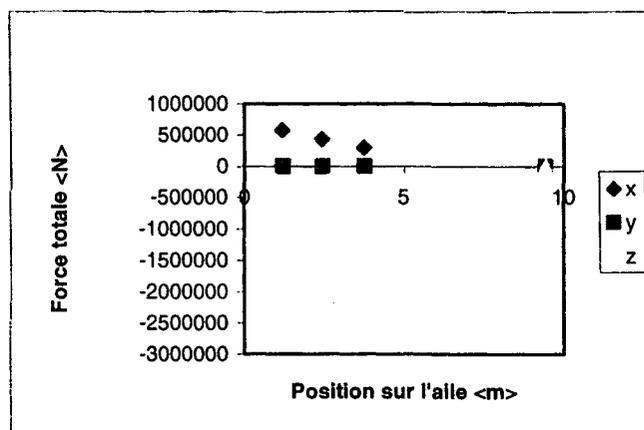


Figure 71 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 10)

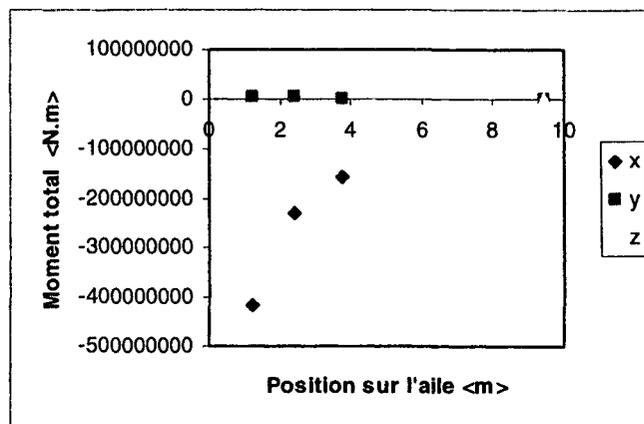


Figure 72 Distribution du moment total sur l'aile (cas 10)

7.1.11 Cas 11

Le cas 11 suit la même logique que le cas 10, mais dans ce cas, la masse minimum en vol est utilisée au lieu de la masse maximum (considérée dans le cas 10) et les charges inertielles maximums sont calculées.

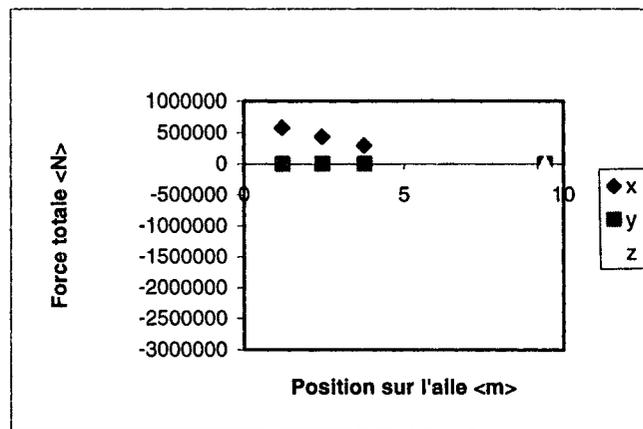


Figure 73 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 11)

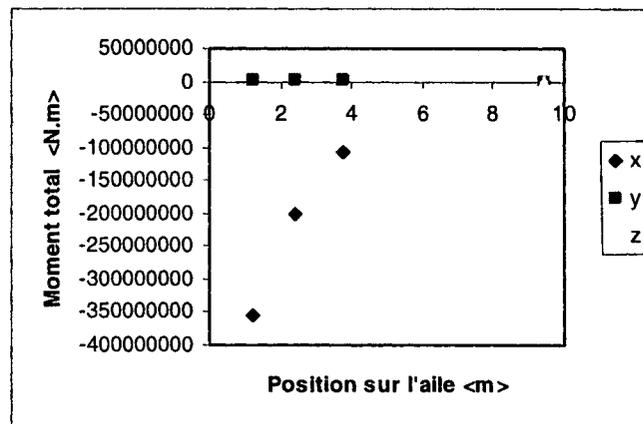


Figure 74 Distribution du moment total sur l'aile (cas 11)

7.1.12 Cas 12

Le paragraphe FAR 25.331 est utilisé dans ce cas pour le calcul de l'accélération angulaire en tangage. L'accélération angulaire est considérée dans le calcul du facteur de charge de manœuvre et de la vitesse en piqué. Dans le cas 12, la masse maximale sans carburant dans les ailes est considérée.

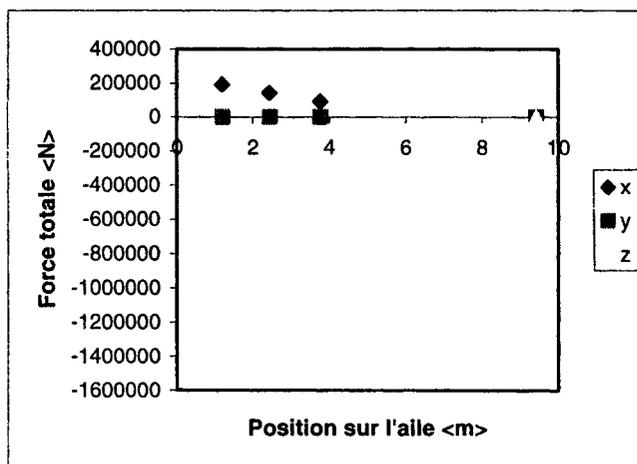


Figure 75 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 12)

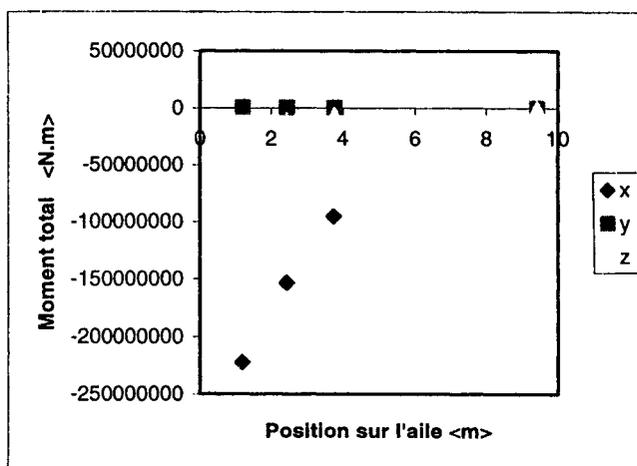


Figure 76 Distribution du moment total sur l'aile (cas 12)

7.1.13 Cas 13

Dans ce cas-ci, de la même manière que dans le cas 12, le paragraphe FAR 25.331 est utilisé pour le calcul de l'accélération angulaire en tangage. L'accélération angulaire est considérée dans le calcul du facteur de charge de manœuvre et de la vitesse en piqué. Dans le cas 13, la masse maximale avec le carburant dans les ailes est considérée.

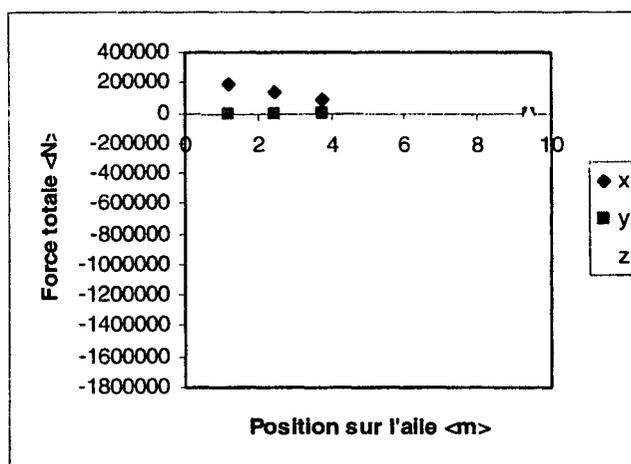


Figure 77 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 13)

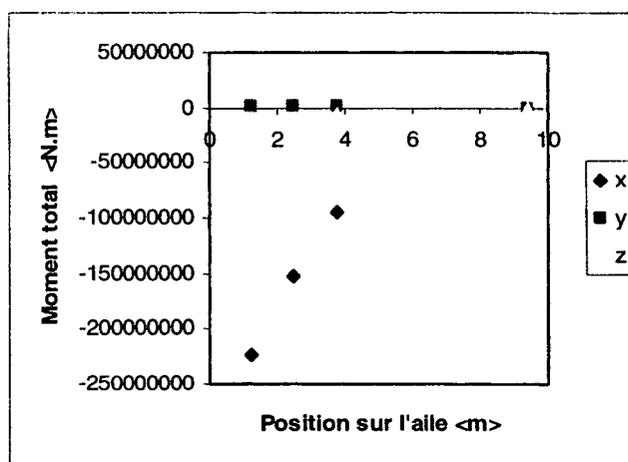


Figure 78 Distribution du moment total sur l'aile (cas 13)

7.1.14 Cas 14

Le cas 14 est semblable aux cas 12 et 13, mais dans ce cas, la vitesse de décrochage est considérée au lieu de la vitesse en piqué. L'accélération angulaire en tangage est toujours spécifiée au paragraphe FAR 25.331, mais à une valeur plus élevée que pour la vitesse en piqué. Par définition, cette accélération en tangage est en fonction de l'inverse de la vitesse de vol.

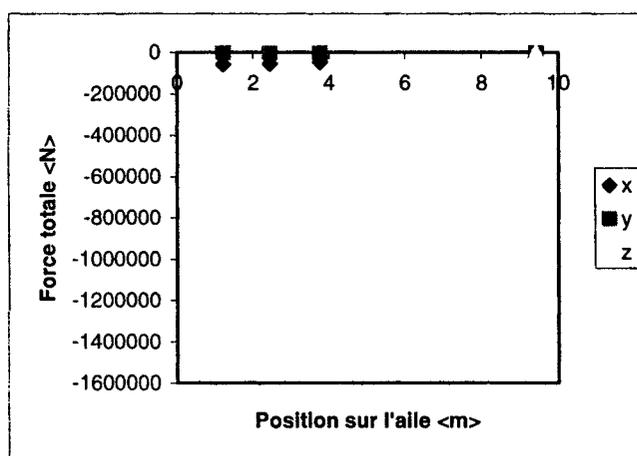


Figure 79 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 14)

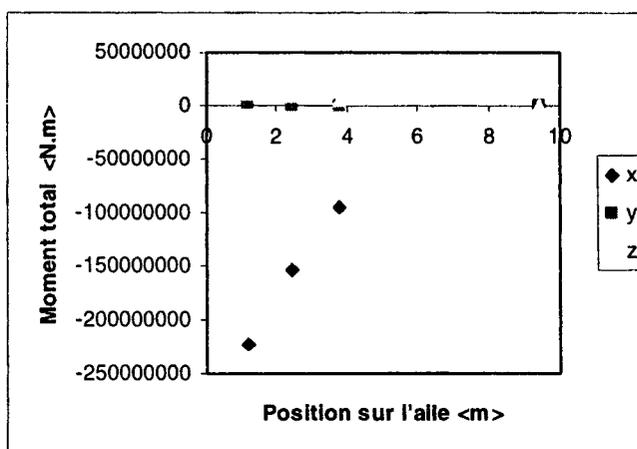


Figure 80 Distribution du moment total sur l'aile (cas 14)

7.1.15 Cas 15

Le cas 15 est semblable au cas précédent 14. Par contre, la masse sans carburant avec le facteur de charge de manoeuvre ont été considérés dans ce cas.

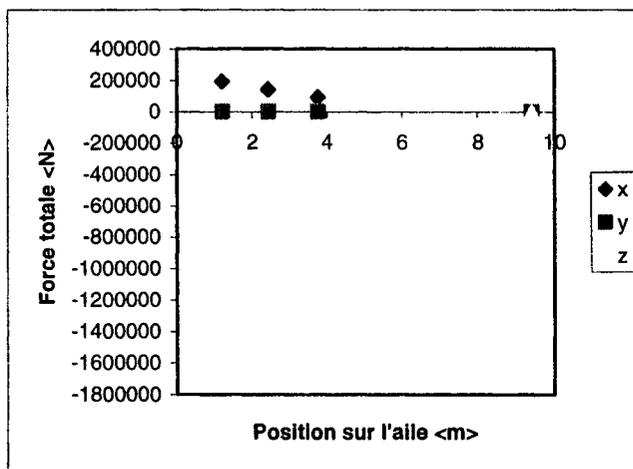


Figure 81 Distribution de la force totale sur l'aile (cas 15)

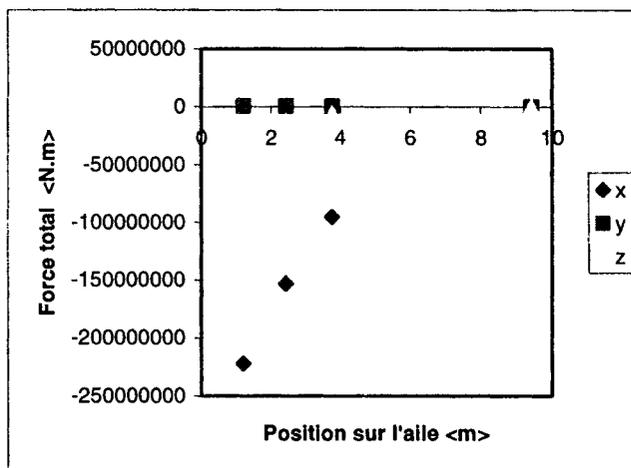


Figure 82 Distribution du moment total sur l'aile (cas 15)

Ces 15 cas ici - présentés aideront à la construction de l'enveloppe de vol pour des différentes masses (léger et lourd). On sait que, dans des différentes conditions de vol, les facteurs de charge en turbulence dépassent les facteurs de charge de manoeuvre autant positifs que négatifs. Il est important de prendre en considération le fait que du point de vue de l'optimisation, les facteurs de charges en rafales sont critiques aux basses altitudes, là où les turbulences sont plus importantes.

7.2 Discussions secondaires

7.2.1 Mouvements d'ailerons et roulis

Dans notre projet, aucun contrôle de vol n'a pas été considéré. Dans le futur, il serait intéressant de considérer le contrôle par des ailerons sur l'aile. Le contrôle donné aux ailerons provoquera le mouvement de roulis sur l'aile, ce qui changera considérablement la distribution de pression sur l'aile et augmentera les moments de flexion et de torsion sur l'aile. L'introduction du contrôle de vol va apporter des changements dans l'identification de la géométrie de l'aile et dans le positionnement du centre de gravité dans le programme « Chargement Aile ». Présentement, les masses sont positionnées par rapport aux bords d'attaque et de fuite déterminés par inspection des points des différentes nervures. Pour une masse située dans une des bandes correspondante au contrôle de vol, une déflexion du contrôle créera par la même occasion le déplacement du centre de masse vers le bas ou vers le haut, ce qui n'est pas désiré.

7.2.2 Traînée aérodynamique

Notre logiciel d'analyse de l'écoulement aérodynamique peut calculer les coefficients de traînée pour l'aile. De plus, le programme « Cas de Chargement » pourrait être modifié pour réaliser l'estimation de la traînée pour plusieurs cas de chargement considérés. Cependant, on sait que la traînée aérodynamique est relativement faible par rapport à la portance et agit dans la direction dans laquelle la structure de l'aile est très forte.

7.2.3 Plage de vitesse

Le programme « Cas de Chargement » tient compte des effets de compressibilité de l'air lorsque la vitesse de l'avion augmente, mais son utilisation doit se limiter aux régimes subsoniques jusqu'à environ $Mach = 0.65$. Au-dessus de cette vitesse, certaines hypothèses ne seront plus valides et les résultats ne peuvent plus être concluants. Par contre, le programme est construit d'une façon modulaire et pourrait être amélioré dans le but de couvrir une plage plus grande de vitesses.

7.2.3.1 Pente de la courbe de portance

DATCOM ([Réf.12] et [Réf.6]) donne un bon point de départ pour le calcul de la pente de la courbe de portance en régime transsonique. Les conditions de vol aux très grandes vitesses de croisière et vitesses en piqué près de $Mach = 1$ doivent être étudiées pour la conception d'un avion de transport moderne. Cette partie des calculs influence directement le calcul du facteur de charge maximum pour l'avion.

7.2.3.2 Position du centre aérodynamique

DATCOM [Réf.6] propose une série de graphiques permettant le calcul des centres aérodynamiques de différentes ailes à différents nombres de Mach. Dans le but de calculer la position du centre aérodynamique de l'aile, on doit extrapoler ou interpoler dans ces graphiques pour obtenir le centre aérodynamique pour des différents nombres de Mach.

Spécialement en régime transsonique, les figures présentées en DATCOM permettraient d'augmenter la plage de validité de l'estimation de l'AC par des interpolations ou extrapolations, mais elles se limitent à des ailes de faible allongement et ne couvrent pas les ailes avec des angles de flèche près de 0 degré. Donc l'utilisation d'une méthode de calcul plus précise est conseillée.

7.2.3.3 Moment de tangage des profils

Le fichier « InfoAile.txt » va nous fournir les données nécessaires aux calculs des coefficients de moment de tangage des profils à la racine et au bout d'aile. Le programme « Cas de Chargement » est fait pour recevoir une seule valeur pour chacun de ces profils. Cette situation limite le calcul du moment de l'aile pour des vitesses inférieures à $Mach = 0,65$.

Pour des vitesses supérieures à $Mach = 0,65$, le coefficient de moment peut beaucoup varier. Pour réaliser une estimation du coefficient de moment de tangage des profils à ces nombres de Mach, il sera nécessaire d'ajouter une fonction dans le programme « Cas de Chargement » ou de recevoir des données du fichier « InfoAile.txt ».

7.2.4 Coefficient de portance maximum

Il existe sûrement des plus précises méthodes de calcul pour le coefficient de portance maximum que les méthodes utilisées dans ce travail, et ces méthodes devraient prendre moins de temps de calcul. La valeur de coefficient de portance maximum est relativement satisfaisante dans ce projet, en étant donné que le déplacement de centre aérodynamique devient très limité aux grands angles d'attaque, mais dans notre travail on considère seulement des petits angles d'attaque alors l'estimation du coefficient de portance maximum est correcte.

7.2.5 Dynamique du vol

Pour obtenir l'estimation des charges dues aux rafales, l'application d'une série de calculs pour la réponse de l'avion en tangage due aux rafales semble nécessaire. Les références suivantes : Etkin, Roskam, McRuer ou Steven & Lewis ([Réf.2] et [Réf.3]) vont nous fournir l'équation pour le calcul du facteur de charge lors de rafales de vent n_V .

$$n_V = 1 + \frac{(K_g \times U_{VCe} \times Cl_{\alpha ac})}{\frac{2}{\rho_{air}} \times \left(\frac{Mass_{vol} \times g}{S_{gross}} \right)} \quad (7-1)$$

où C_{mac_gross} est la corde aérodynamique moyenne de l'aile (MAC) [m], VC est la vitesse de croisière [m/s], g est l'accélération gravitationnelle [m/s^2], ρ_0 est la densité de l'air au sol ($H = 0$), $Cl_{\alpha ac}$ est la pente de portance de l'avion complet, S_{gross} est la surface de l'aile (gross) [m^2], $Mass_{Vol}$ est la masse de l'avion en vol et où le facteur d'atténuation de rafale K_g est exprimé par l'équation suivante :

$$K_g = \frac{0.88 \times \mu g}{53 + \mu g} \quad (7-2)$$

où μg est le rapport de masse et il est exprimé par l'équation suivante :

$$\mu g = 2 \times \frac{Mass_{vol}}{S_{gross} \times \rho_{air} \times c_{mac_gross} \times Cl_{\alpha ac}} \quad (7-3)$$

7.2.6 Facteur de sécurité pour calcul de charges ultimes

Un facteur de sécurité sur la charge finale de 1,5 a été considéré dans ce projet. Par contre, nous savons qu'il est aussi possible d'appliquer un facteur de sécurité sur les facteurs de charge calculés dans le programme « Cas de Chargement ».

7.2.6 Aile trapézoïdale et aile en V

Les interfaces et les méthodes de calcul des programmes ont été développées pour le calcul des charges sur une aile en flèche. L'approximation d'une aile en V (avec un changement d'angle de flèche de bord d'attaque et/ou de fuite à un certain point sur sa

longueur) par une aile trapézoïdale est habituelle pour une étude conceptuelle. Ainsi, l'utilisateur devra tenir compte au minimum de l'impact de cette décision sur le calcul des paramètres ou des résultats suivants :

- 1) L'épaisseur relative de l'aile à sa racine et son influence sur la prédiction de la masse de la structure et du volume disponible du carburant;
- 2) Les positions relatives et absolues des longerons et leurs influences sur le volume de carburant;
- 3) La position du centre de masse des bandes de carburant et de la structure d'aile.

CHAPITRE 8

CONCLUSIONS

Ce projet inclue l'estimation des coefficients de portance pour les différentes sections de l'aile ainsi que l'application des deux programmes, cas de chargement et chargement d'aile qui nous permettent de calculer des charges sur les ailes de l'avion et tout ça, en demeurant dans le cadre d'un projet global d'optimisation multidisciplinaire « automatisée » de la conception d'une aile d'avion.

L'accomplissement de ce projet a permis une initiation des facteurs essentiels considérés pour la conception d'une aile. Il a aussi permis de prendre connaissance du logiciel Fluent et Gambit. Finalement, ce projet a permis l'apprentissage et l'utilisation du langage C++.

Dans notre travail futur, on va considérer les éléments décrits en détails dans les sections suivantes : le volume et masse de carburant, la distribution de la masse de la structure d'aile, la précision de l'intégration des pressions, la programmation orientée objet (C++) et Fluent, l'aéroélasticité et les autres cas possibles de chargement.

8.1 Volume et masse de carburant

Dans ce projet, on a travaillé avec un seul réservoir de carburant vide ou plein, ce qui a simplifié les calculs. Si le mouvement de roulis sera considéré dans l'avenir, il faudra analyser l'effet de la pression de carburant sur la paroi extérieure du réservoir, qui est la pression créée par la force centrifuge ainsi que par le déplacement du carburant (*fuel sloshing*) qui va introduire des efforts non négligeables sur la structure de l'aile.

8.2 Distribution de la masse de la structure d'aile

Les résultats obtenus par les équations utilisées pour la prédiction de la masse sur chaque section ne sont pas tout à fait précises. De plus, il y a une discontinuité entre les sections considérées dans le calcul de la masse. Par contre, le programme « Cas de Chargement » ou la méthode pour calculer la distribution de masse le long de l'envergure pourront être modifiées en conséquence. Pour une analyse plus précise, il sera préférable de modéliser la distribution de la masse selon la corde.

8.3 Précision de l'intégration des pressions

Il existe une légère faiblesse dans la méthode d'intégration des pressions utilisée. Si les quatre points d'un élément quadrilatère élémentaire ne sont pas coplanaires, ou si les pressions aux quatre points n'ont pas des valeurs coplanaires lorsqu'élevés à leur hauteur respective, le résultat de l'intégration sera légèrement différent si l'on sépare le quadrilatère selon une diagonale plutôt que selon l'autre diagonale.

Pour éloigner cette inconsistance, il faudrait séparer le quadrilatère en quatre triangles au lieu de deux. Ceci demanderait de bâtir des algorithmes pour déterminer un point central, en trois dimensions, pour chacun des quadrilatères, ainsi que déterminer la pression associée à chacun de ces nouveaux points.

8.4 Programmation orientée objet (C++) et Fluent

Ce travail est pour l'auteur une première expérience d'utilisation du Fluent et du langage C++. Les fichiers sources de Fluent et les programmes incluent une grande quantité de commentaires et des références qui faciliteront les futures modifications.

8.5 Aéroélasticité

L'inversion des contrôles de vol, la divergence et le battement (*flutter*) sont des phénomènes aéroélastiques très importants à étudier pour la conception d'une aile d'avion à haute vitesse.

La divergence est un phénomène statique et elle peut être étudiée et prévenue relativement facilement dans un projet comme celui-ci. Il en est de même pour l'inversion de contrôles, assumant que ceux-ci sont modélisés.

Par contre, le battement (en anglais : *flutter*) est un phénomène dynamique beaucoup plus complexe. Dans le but de s'assurer que le phénomène de battement (*flutter*) ne se présente pas dans la plage de vitesses envisagée, il reste énormément de travail à faire, et les informations transférées entre les programmes devrait possiblement être révisées.

Il est intéressant de noter que d'une façon générale, le placement du carburant le plus près des extrémités des ailes que du fuselage a pour effet la diminution de la masse de la structure d'aile, mais que cette condition a aussi pour effet la diminution de la vitesse critique de battement (*flutter*), de sorte qu'il peut être nécessaire de renforcer la structure pour supprimer le phénomène. [Réf.19] donne quelques bons points de départ pour des critères d'aéroélasticité (*flutter conditions*).

8.6 Autres cas possibles de chargement

Les chargements à l'atterrissage, au décollage et au sol n'ont pas été calculés dans ce travail. Ce type de chargement dépendra de la capacité d'absorption du train d'atterrissage, de la position du train par rapport à la structure de l'aile, de la rigidité de la structure de l'aile, de la puissance des freins, etc., le plus difficile cas à étudier étant probablement l'atterrissage sur une seule jambe de train avec une importante force /

vitesse latérale. Niu [Ref.18] discute ces cas de chargement, ainsi que le chargement asymétrique. Pour les avions en vol, ces types de chargements mènent aux calculs des contraintes plus importantes pour le fuselage, mais moins importants pour l'aile.

ANNEXE 1
Résumé du logiciel Fluent

FLUENT

Version: 2d, dp, coupled imp, S-A (2d, double precision, coupled implicit, Spalart-Allmaras)

Release: 6.1.18

Title: Profile 1 - Cas 1

Models

Model	Settings
Space	2D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Vorticity

Boundary Conditions

Zones

name	id	type
fluid	1	fluid
farfield3	4	pressure-far-field
farfield2	3	pressure-far-field
farfield1	2	pressure-far-field
airfoil	5	wall
default-interior	7	interior

Boundary Conditions

fluid

Condition	Value
Material Name	air
Set Turbulent Viscosity to zero within laminar zone?	yes
Solid Material Name	aluminum

farfield3

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.9975
Y-Component of Flow Direction	0.0706
Turbulence Specification Method	0

Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield2

Condition	Value
-----	-----
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.9975
Y-Component of Flow Direction	0.0706
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield1

Condition	Value
-----	-----
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.9975
Y-Component of Flow Direction	0.0706
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

airfoil

Condition	Value
-----	-----
Wall Thickness	0
Heat Generation Rate	0
Material Name	aluminum
Thermal BC Type	1
Temperature	300
Heat Flux	0
Convective Heat Transfer Coefficient	0
Free Stream Temperature	300
Wall Motion	0
Shear Boundary Condition	0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?	yes

Apply a rotational velocity to this wall?	no
Velocity Magnitude	0
X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0
X-Component of Wall Translation	0
Y-Component of Wall Translation	0
External Emissivity	1
External Radiation Temperature	300
Wall Roughness Height	0
Wall Roughness Constant	0.5
Rotation Speed	0
X-Position of Rotation-Axis Origin	0
Y-Position of Rotation-Axis Origin	0
X-component of shear stress	0
Y-component of shear stress	0
Surface tension gradient	0

default-interior

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow	yes
Modified Turbulent Viscosity	yes

Absolute Velocity Formulation	yes

Relaxation

Variable	Relaxation Factor

Modified Turbulent Viscosity	0.8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

Linear Solver

Reduction Variable	Solver Type	Termination Criterion	Residual Tolerance

Flow	F-Cycle	0.1	
Modified Turbulent Viscosity	Flexible	0.1	0.7

Discretization Scheme

Variable	Scheme
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	Second Order Upwind

Time Marching

Parameter	Value
Solver	Implicit
Courant Number	5

Solution Limits

Quantity	Limit
Minimum Absolute Pressure	1
Maximum Absolute Pressure	5000000
Minimum Temperature	1
Maximum Temperature	5000
Maximum Turb. Viscosity Ratio	100000

Material Properties

Material: aluminum (solid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	0.0242
Viscosity	kg/m-s	sutherland	(1.7894e-
05 273.11 216.66)			
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
L-J Characteristic Length	angstrom	constant	3.711
L-J Energy Parameter	k	constant	78.6
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Degrees of Freedom		constant	0

FLUENT

Version: 2d, dp, coupled imp, S-A (2d, double precision, coupled implicit, Spalart-Allmaras)

Release: 6.1.18

Title: Profile 2 - Cas 1

Models

Model	Settings
Space	2D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Vorticity

Boundary Conditions

Zones

name	id	type
fluid	1	fluid
farfield3	4	pressure-far-field
farfield2	3	pressure-far-field
farfield1	2	pressure-far-field
airfoil	5	wall
default-interior	7	interior

Boundary Conditions

fluid

Condition Value

Material Name air

Porosity 1

Solid Material Name aluminum

farfield3

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.99807
Y-Component of Flow Direction	0.06195
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10

Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield2

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.99807
Y-Component of Flow Direction	0.06195
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield1

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.66
X-Component of Flow Direction	0.99807
Y-Component of Flow Direction	0.06195
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

airfoil

Condition	Value
Wall Thickness	0
Heat Generation Rate	0
Material Name	aluminum
Thermal BC Type	1
Temperature	300
Heat Flux	0
Convective Heat Transfer Coefficient	0
Free Stream Temperature	300
Wall Motion	0
Shear Boundary Condition	0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?	yes
Velocity Magnitude	0

X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0
X-Component of Wall Translation	0
Y-Component of Wall Translation	0
External Emissivity	1
External Radiation Temperature	300
Wall Roughness Height	0
Wall Roughness Constant	0.5
Rotation Speed	0
X-Position of Rotation-Axis Origin	0
Y-Position of Rotation-Axis Origin	0
X-component of shear stress	0
Y-component of shear stress	0
Surface tension gradient	0

default-interior

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow	yes
Modified Turbulent Viscosity	yes

Numerics

Absolute Velocity Formulation	yes

Relaxation

Variable	Relaxation Factor

Modified Turbulent Viscosity	0.8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

Linear Solver

Reduction	Variable	Solver	Termination	Residual
		Type	Criterion	Tolerance

	Flow	F-Cycle	0.1	
	Modified Turbulent Viscosity	Flexible	0.1	0.7

Discretization Scheme

Variable	Scheme
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	Second Order Upwind

Time Marching

Parameter	Value
Solver	Implicit
Courant Number	5

Solution Limits

Quantity	Limit
Minimum Absolute Pressure	1
Maximum Absolute Pressure	5000000
Minimum Temperature	1
Maximum Temperature	5000
Maximum Turb. Viscosity Ratio	100000

Material Properties

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	0.0242
Viscosity	kg/m-s	sutherland	(4.1474e-
05 273.11 216.66)			
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
L-J Characteristic Length	angstrom	constant	3.711
L-J Energy Parameter	k	constant	78.6
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Degrees of Freedom		constant	0

Material: aluminum (solid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

FLUENT

Version: 2d, dp, coupled imp, S-A (2d, double precision, coupled implicit, Spalart-Allmaras)

Release: 6.1.22

Title: Profile 3 - Cas 1

Models

Model	Settings
Space	2D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Vorticity

Boundary Conditions

Zones

name	id	type
fluid	1	fluid
farfield3	4	pressure-far-field
farfield2	3	pressure-far-field
farfield1	2	pressure-far-field
airfoil	5	wall
default-interior	7	interior

Boundary Conditions

fluid Condition Value

Material Name air

Porosity 1

Solid Material Name aluminum

farfield3

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.99947
Y-Component of Flow Direction	0.0323
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1

Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield2

Condition	Value
-----	-----
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.99947
Y-Component of Flow Direction	0.0323
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield1

Condition	Value
-----	-----
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.99947
Y-Component of Flow Direction	0.0323
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

airfoil

Condition	Value
-----	-----
Wall Thickness	0
Heat Generation Rate	0
Material Name	aluminum
Thermal BC Type	1
Temperature	300
Heat Flux	0
Convective Heat Transfer Coefficient	0
Free Stream Temperature	300
Wall Motion	0
Shear Boundary Condition	0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?	yes
Velocity Magnitude	0
X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0

X-Component of Wall Translation	0
Y-Component of Wall Translation	0
External Emissivity	1
External Radiation Temperature	300
Wall Roughness Height	0
Wall Roughness Constant	0.5
Rotation Speed	0
X-Position of Rotation-Axis Origin	0
Y-Position of Rotation-Axis Origin	0
X-component of shear stress	0
Y-component of shear stress	0
Surface tension gradient	0

default-interior

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow	yes
Modified Turbulent Viscosity	yes

Numerics

Absolute Velocity Formulation	yes

Relaxation

Variable	Relaxation Factor

Modified Turbulent Viscosity	0.8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

Linear Solver

Reduction	Solver	Termination	Residual
Variable	Type	Criterion	Tolerance

Flow	F-Cycle	0.1	
Modified Turbulent Viscosity	Flexible	0.1	0.7

Discretization Scheme

Variable	Scheme
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	Second Order Upwind

Time Marching

Parameter	Value
Solver	Implicit
Courant Number	5

Solution Limits

Quantity	Limit
Minimum Absolute Pressure	1
Maximum Absolute Pressure	5000000
Minimum Temperature	1
Maximum Temperature	5000
Maximum Turb. Viscosity Ratio	100000

Material Properties

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	0.0242
Viscosity	kg/m-s	sutherland	(4.1474e-
05 273.11 216.66)			
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
L-J Characteristic Length	angstrom	constant	3.711
L-J Energy Parameter	k	constant	78.6
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Degrees of Freedom		constant	0

Material: aluminum (solid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

FLUENT

Version: 2d, dp, coupled imp, S-A (2d, double precision, coupled implicit, Spalart-Allmaras)

Release: 6.1.22

Title: Profile 4 - Cas 1

Models

Model	Settings
Space	2D
Time	Steady
Viscous	Spalart-Allmaras turbulence model
Production Option	Vorticity

Boundary Conditions

Zones

name	id	type
fluid	1	fluid
farfield3	4	pressure-far-field
farfield2	3	pressure-far-field
farfield1	2	pressure-far-field
airfoil	5	wall
default-interior	7	interior

Boundary Conditions

fluid Condition Value

Material Name air

Porosity 1

Solid Material Name aluminum

farfield3

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.9999
Y-Component of Flow Direction	0.000837
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1

Turbulent Viscosity Ratio 10

farfield2

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.67778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.9999
Y-Component of Flow Direction	0.000837
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

farfield1

Condition	Value
Gauge Pressure	101325
Mach Number	0.6778
Temperature	216.16
X-Component of Flow Direction	0.9999
Y-Component of Flow Direction	8.37e-05
Turbulence Specification Method	0
Modified Turbulent Viscosity	10
Turbulence Intensity	0.1
Turbulence Length Scale	1
Hydraulic Diameter	1
Turbulent Viscosity Ratio	10

airfoil

Condition	Value
Wall Thickness	0
Heat Generation Rate	0
Material Name	aluminum
Thermal BC Type	1
Temperature	300
Heat Flux	0
Convective Heat Transfer Coefficient	0
Free Stream Temperature	300
Wall Motion	0
Shear Boundary Condition	0
Define wall motion relative to adjacent cell zone?	yes
Velocity Magnitude	0
X-Component of Wall Translation	1
Y-Component of Wall Translation	0
X-Component of Wall Translation	0

Y-Component of Wall Translation	0
External Emissivity	1
External Radiation Temperature	300
Wall Roughness Height	0
Wall Roughness Constant	0.5
Rotation Speed	0
X-Position of Rotation-Axis Origin	0
Y-Position of Rotation-Axis Origin	0
X-component of shear stress	0
Y-component of shear stress	0
Surface tension gradient	0

default-interior

Condition	Value

Solver Controls

Equations

Equation	Solved

Flow	yes
Modified Turbulent Viscosity	yes

Numerics

Absolute Velocity Formulation	yes
-------------------------------	-----

Relaxation

Variable	Relaxation Factor

Modified Turbulent Viscosity	0.8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

Linear Solver

Reduction	Solver	Termination	Residual
Variable	Type	Criterion	Tolerance

Flow	F-Cycle	0.1	
Modified Turbulent Viscosity	Flexible	0.1	0.7

Discretization Scheme

Variable	Scheme

Flow Second Order Upwind
 Modified Turbulent Viscosity Second Order Upwind

Time Marching

Parameter	Value
Solver	Implicit
Courant Number	5

Solution Limits

Quantity	Limit
Minimum Absolute Pressure	1
Maximum Absolute Pressure	5000000
Minimum Temperature	1
Maximum Temperature	5000
Maximum Turb. Viscosity Ratio	100000

Material Properties

Material: air (fluid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	ideal-gas	#f
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	1006.43
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	0.0242
Viscosity	kg/m-s	sutherland	(1.7894e-
05 273.11 216.66)			
Molecular Weight	kg/kgmol	constant	28.966
L-J Characteristic Length	angstrom	constant	3.711
L-J Energy Parameter	k	constant	78.6
Thermal Expansion Coefficient	1/k	constant	0
Degrees of Freedom		constant	0

Material: aluminum (solid)

Property	Units	Method	Value(s)
Density	kg/m3	constant	2719
Cp (Specific Heat)	j/kg-k	constant	871
Thermal Conductivity	w/m-k	constant	202.4

ANNEXE 2

Les coefficients de pression des profils fournis par Bombardier Aéronautique

Dans les tableaux XIV, XV, XVI et XVII on peut trouver les valeurs des coefficients de pression en fonction des coordonnées (X, Z) de chaque point sur chaque profil (1, 2, 3 et 4). Il faut mentionner les points commencent du bord de fuite, à l'intrados, au bord d'attaque pour revenir à l'extrados.

Tableau XIV

Les valeurs des coefficients de pression pour le profil 1 (cas 1) versus (X, Z)

$$\text{Mach} = 0.6778, \text{Re} = 4 \times 10^7, \alpha = 3^\circ$$

X	Z	Cp
1	0	0.140846
0.965404	-0.00093842	0.10452
0.930877	-0.00210581	0.0923011
0.89641	-0.00354551	0.0586945
0.861991	-0.00526822	0.018296
0.827605	-0.00726145	-0.0270998
0.793237	-0.00954287	-0.0761744
0.758877	-0.0120962	-0.129407
0.724513	-0.0148941	-0.186947
0.690134	-0.0179523	-0.250037
0.655731	-0.0212566	-0.318516
0.621291	-0.0248358	-0.393183
0.586807	-0.0287255	-0.473222
0.552268	-0.0329228	-0.555954
0.517674	-0.0374772	-0.642783
0.483025	-0.0423634	-0.732932
0.448328	-0.047575	-0.82454
0.413594	-0.0530287	-0.911712
0.378841	-0.0585385	-0.985211
0.344088	-0.0638025	-1.04123
0.309355	-0.0682041	-1.05824
0.243816	-0.0695144	-1.07153
0.191531	-0.0699983	-1.10442
0.149854	-0.0696276	-1.11894
0.116668	-0.0684087	-1.12156

Tableau XIV (suite)

X	Z	Cp
0.0902744	-0.0664207	-1.10061
0.0693149	-0.0637058	-1.07942
0.0527081	-0.060371	-1.0253
0.0395971	-0.0564822	-0.950499
0.0292862	-0.0521533	-0.867965
0.0212325	-0.0474618	-0.75131
0.0150047	-0.0425137	-0.600404
0.0102674	-0.0373972	-0.420766
0.00672915	-0.0321782	-0.215207
0.00417806	-0.0269331	0.00671181
0.00241239	-0.0217401	0.218899
0.00124444	-0.0166637	0.420277
0.000571624	-0.011813	0.607047
0.000254389	-0.00733068	0.75741
9.75E-05	-0.00333736	0.868836
0	0	0.958646
9.79E-05	0.00333354	1.02746
0.000254661	0.00730989	1.08874
0.000569369	0.0117901	1.14121
0.00123464	0.0166159	1.18187
0.00239082	0.0216794	1.2011
0.00414294	0.0268593	1.19064
0.00667608	0.0320918	1.14545
0.0101909	0.0372995	1.06767
0.0148991	0.0424067	0.963754
0.0210901	0.0473493	0.845049
0.0290985	0.0520262	0.720982
0.03935	0.056368	0.596735
0.0523972	0.0602499	0.479818
0.0689128	0.0636037	0.370713
0.0897631	0.0663328	0.267346
0.11602	0.0683473	0.169465

Tableau XIV (suite)

X	Z	Cp
0.149034	0.0695946	0.0749252
0.190496	0.0700003	-0.0166577
0.242513	0.0695529	-0.105915
0.307717	0.0682931	-0.222175
0.34253	0.0639137	-0.274995
0.377365	0.0586606	-0.30443
0.412201	0.0531513	-0.324023
0.447017	0.0477011	-0.328546
0.481799	0.0424782	-0.317121
0.516531	0.0375808	-0.293257
0.551209	0.033029	-0.260976
0.585829	0.0288032	-0.224399
0.620398	0.024913	-0.18414
0.654919	0.0213259	-0.140371
0.689404	0.0180145	-0.0954453
0.723864	0.0149491	-0.0528781
0.75831	0.0121438	-0.0127344
0.792751	0.00958258	0.0261342
0.8272	0.00729354	0.0631081
0.861666	0.00529333	0.098202
0.896165	0.00356363	0.130452
0.930714	0.00211673	0.157008
0.965322	0.000943314	0.169362

Tableau XV

Les valeurs des coefficients de pression pour le profil 2 (cas 1) versus (X, Z)

$$\text{Mach} = 0.6778, \text{Re} = 4 \times 10^7, \alpha = 2.5^\circ$$

X	Z	Cp
1	0	0.137519
0.964621	-0.000868088	0.0424358
0.929244	-0.00194734	0.0128993
0.893871	-0.00327605	-0.0373248
0.858495	-0.00485775	-0.0904068
0.823105	-0.00667113	-0.145895
0.787695	-0.00873555	-0.20348
0.752259	-0.0110374	-0.262742
0.716788	-0.0135506	-0.324758
0.681281	-0.0162917	-0.389989
0.645731	-0.0192698	-0.457872
0.610136	-0.0224964	-0.52796
0.574492	-0.0259946	-0.597484
0.538799	-0.0297681	-0.663898
0.503064	-0.0338518	-0.726032
0.467296	-0.0382283	-0.783439
0.431506	-0.0428965	-0.832668
0.395707	-0.0478035	-0.872235
0.35991	-0.0528161	-0.90061
0.324129	-0.0576897	-0.921078
0.288374	-0.0619519	-0.929176
0.227468	-0.0635125	-0.934275
0.17887	-0.0641857	-0.945393
0.140123	-0.0638778	-0.950949
0.109255	-0.0625471	-0.947445
0.0846932	-0.0602797	-0.933604
0.0651736	-0.0571892	-0.911355
0.0496912	-0.0534165	-0.868063
0.0374502	-0.0491295	-0.812675
0.0278007	-0.0444448	-0.741028
0.0202457	-0.0394925	-0.637486
0.0143823	-0.0343699	-0.498436
0.00989958	-0.0291923	-0.327239
0.00653699	-0.0240601	-0.129073
0.004091	-0.019105	0.0877844
0.00237793	-0.0143888	0.294152
0.00123447	-0.010038	0.490119
0.000570629	-0.00619496	0.673992

Tableau XV (suite)

X	Z	Cp
0.000255624	-0.00306632	0.821485
9.85E-05	-0.000893913	0.930478
0	0	1.01777
9.83E-05	0.00547414	1.08353
0.000254305	0.0109603	1.14089
0.000564285	0.0164729	1.18786
0.00121573	0.0219671	1.22181
0.00233879	0.0273704	1.23367
0.00402253	0.0326452	1.21725
0.00642865	0.0377348	1.16802
0.00974178	0.0425811	1.08788
0.0141582	0.0471518	0.984547
0.0199317	0.0513729	0.867603
0.0273839	0.0551954	0.744383
0.0369126	0.0585336	0.621885
0.0490265	0.0612977	0.507644
0.0643516	0.0634451	0.401565
0.0836876	0.0649574	0.301823
0.108025	0.065823	0.207852
0.138611	0.0660141	0.1173
0.177006	0.0655486	0.0288994
0.22516	0.0644046	-0.0582581
0.28551	0.0626082	-0.17045
0.321392	0.0580981	-0.231885
0.357301	0.0530507	-0.27401
0.393216	0.0479112	-0.303499
0.429107	0.0429152	-0.310795
0.464951	0.0381688	-0.292198
0.500733	0.0337544	-0.256677
0.53645	0.0296773	-0.213581
0.57211	0.0259086	-0.16592
0.607719	0.0224625	-0.114829
0.643292	0.0192806	-0.0637661
0.678841	0.0163436	-0.0152408
0.714382	0.0136168	0.0309131
0.74993	0.0111036	0.0746298
0.785502	0.00879795	0.114537
0.821108	0.00672583	0.150679
0.856759	0.00490071	0.18365
0.892469	0.00330687	0.211193
0.928248	0.00196591	0.229402
0.964097	0.000876413	0.229037

Tableau XVI

Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 3 (cas 1) versus (X, Z)

$$\text{Mach} = 0.6778, \text{Re} = 4 \times 10^7, \alpha = 0.8^\circ$$

X	Z	Cp
1	0	0.138228
0.963965	-0.000798781	-0.0361616
0.927756	-0.00179116	-0.0936461
0.891422	-0.00301037	-0.16821
0.854991	-0.00445269	-0.2395
0.818477	-0.00608822	-0.307414
0.781887	-0.00794008	-0.371409
0.745225	-0.00999605	-0.431638
0.708496	-0.0122354	-0.488058
0.671708	-0.0146876	-0.541305
0.634867	-0.0173566	-0.593455
0.597978	-0.0202407	-0.639112
0.561047	-0.0233671	-0.672433
0.524086	-0.0267606	-0.688101
0.487106	-0.0303892	-0.688567
0.450122	-0.0342882	-0.685233
0.413141	-0.0384273	-0.683661
0.376166	-0.0427864	-0.685478
0.339205	-0.0472859	-0.691561
0.302261	-0.0517125	-0.703215
0.265345	-0.0557294	-0.708437
0.209469	-0.0574902	-0.705329
0.164877	-0.0583583	-0.702391
0.129314	-0.058098	-0.691925
0.100977	-0.0566102	-0.675191
0.078414	-0.0539412	-0.654334
0.0604681	-0.0502433	-0.622852
0.0462225	-0.0457458	-0.582526
0.0349349	-0.0407228	-0.533037
0.0260255	-0.0353856	-0.466494
0.0190291	-0.0298882	-0.373903
0.0135834	-0.0243531	-0.246626
0.0094039	-0.0189335	-0.0894829
0.00624952	-0.0137724	0.0907025
0.00394041	-0.00902878	0.283887
0.00230753	-0.00482907	0.46922
0.00120661	-0.00132657	0.643819
0.000562301	0.00125616	0.802363

Tableau XVI (suite)

X	Z	Cp
0.000254481	0.00262632	0.925685
9.87E-05	0.0023724	1.01276
0	0	1.07864
9.89E-05	0.00831833	1.12657
0.000254426	0.0158498	1.16474
0.000559701	0.0227571	1.1877
0.0011967	0.0291292	1.19396
0.00228437	0.0350036	1.17776
0.00389621	0.0403882	1.13531
0.00617206	0.0452576	1.06263
0.00927893	0.0496002	0.964064
0.0133922	0.053399	0.850968
0.0187471	0.0566469	0.726801
0.0256489	0.0593022	0.599345
0.0344602	0.0612896	0.481937
0.0456435	0.0625712	0.372963
0.059794	0.0631754	0.273856
0.0776334	0.0632252	0.184964
0.100081	0.0627936	0.103
0.128278	0.0619326	0.027155
0.163658	0.0606396	-0.0462127
0.208019	0.0589102	-0.118166
0.2636	0.0566713	-0.208944
0.300571	0.0521434	-0.268531
0.337574	0.0473597	-0.316654
0.374586	0.0426195	-0.35084
0.411569	0.0380546	-0.35401
0.448486	0.0337914	-0.318798
0.485314	0.0298692	-0.259506
0.522053	0.0262606	-0.191315
0.558724	0.0229726	-0.118678
0.595351	0.0199601	-0.0497122
0.631955	0.017189	0.0125353
0.668552	0.0146233	0.0705077
0.705167	0.0122303	0.124321
0.741819	0.010018	0.17332
0.778528	0.00797145	0.216374
0.815302	0.00611906	0.25316
0.85215	0.00447776	0.284226
0.889072	0.00302846	0.307366
0.926059	0.00180207	0.317298
0.963068	0.000803675	0.305315

Tableau XVII

Les valeurs des coefficients de pression pour le profile 3 (cas 1) versus (X, Z)

$$\text{Mach} = 0.6778, \text{Re} = 4 \times 10^7, \alpha = 1.1^\circ$$

X	Z	Cp
1	0	0.113588
0.964827	-0.0104118	-0.0329135
0.929519	-0.0161015	-0.0823769
0.894119	-0.0202996	-0.143936
0.858647	-0.0237171	-0.199121
0.823114	-0.0266159	-0.248195
0.787526	-0.0291507	-0.293169
0.751889	-0.0313954	-0.333341
0.716204	-0.033436	-0.36884
0.680479	-0.0352807	-0.401843
0.644717	-0.0369602	-0.430969
0.608921	-0.0384998	-0.456261
0.573098	-0.039915	-0.473963
0.537252	-0.0412164	-0.478654
0.501393	-0.0423991	-0.472745
0.465529	-0.0434779	-0.461765
0.429666	-0.0444581	-0.451464
0.393806	-0.0453439	-0.444403
0.357953	-0.0461409	-0.440159
0.32211	-0.0468374	-0.43654
0.286281	-0.0474337	-0.432237
0.271555	-0.0484071	-0.430469
0.256833	-0.0485715	-0.429564
0.242114	-0.0477725	-0.427888
0.227402	-0.046	-0.424588
0.212696	-0.0433441	-0.420859
0.197997	-0.0399586	-0.416268
0.183306	-0.0360492	-0.411725
0.168625	-0.031799	-0.405403
0.153956	-0.0273639	-0.396639
0.139301	-0.0228438	-0.387501
0.124661	-0.0183466	-0.376916
0.110041	-0.0139816	-0.364975
0.095445	-0.0098702	-0.350647
0.0808815	-0.00613711	-0.332706
0.0663598	-0.00286398	-0.311608
0.0518985	-0.000188273	-0.284702
0.0375284	0.00171118	-0.215596

Tableau XVIII (suite)

X	Z	Cp
0.0233419	0.00260754	0.0269425
0.00965778	0.0021695	0.522987
0	0	1.00053
0.00966929	0.00700189	0.787776
0.0233237	0.0132979	0.380744
0.0375191	0.0190493	0.101697
0.0519243	0.02434	-0.0146793
0.0664434	0.0291998	-0.0717928
0.0810304	0.0336455	-0.109154
0.0956649	0.0376768	-0.138139
0.110329	0.0412619	-0.161667
0.12502	0.0444151	-0.182206
0.13973	0.0471192	-0.199018
0.154455	0.0493405	-0.213703
0.169193	0.0510609	-0.227718
0.183942	0.0522151	-0.241715
0.1987	0.0528265	-0.254774
0.213466	0.0529532	-0.266503
0.22824	0.0526881	-0.278129
0.243019	0.0520986	-0.290092
0.257803	0.0511927	-0.303087
0.272592	0.049958	-0.317067
0.287386	0.0483631	-0.329191
0.32314	0.0475809	-0.357976
0.358906	0.0467327	-0.382845
0.394664	0.0458155	-0.384125
0.430387	0.044807	-0.354247
0.466055	0.0437118	-0.302764
0.501661	0.042524	-0.243027
0.537214	0.0412361	-0.177819
0.572728	0.03985	-0.112679
0.60822	0.0383352	-0.0537219
0.6437	0.0366964	0.000216675
0.679184	0.0349232	0.0507124
0.714684	0.03299	0.0972602
0.750214	0.0308876	0.138927
0.785786	0.0285697	0.175727
0.821403	0.0260034	0.207646
0.857069	0.0231167	0.235197
0.892786	0.0198063	0.255059
0.92854	0.0157855	0.263511
0.964302	0.0103249	0.251438

ANNEXE 3

La convergence des résidus et des coefficients aérodynamiques

Définition des coefficients aérodynamiques

Avant la présentation des résultats des convergences, il faut mentionner les définitions des coefficients aérodynamiques de portance et de traînée. La résultante aérodynamique due aux effets de pressions et de dépressions est un ensemble de forces s'exerçant sur la surface de l'aile, et qui peuvent être représentées par une force unique appliquée en un point particulier dénommé le **foyer**. Cette force est presque perpendiculaire à la trajectoire, et cette force est décomposée en deux composantes perpendiculaires. La première composante de la force, qui est perpendiculaire à la trajectoire (ou au vent relatif) est la plus importante et s'appelle la Portance **L** (en anglais : **Lift**) ou **Rz**. La deuxième composante de la force, la plus faible, suivant un axe parallèle à la trajectoire (ou au vent relatif) s'appelle la Traînée **D** (en anglais : **Drag**) ou **Rx**. C'est la composante qui freine l'avion.

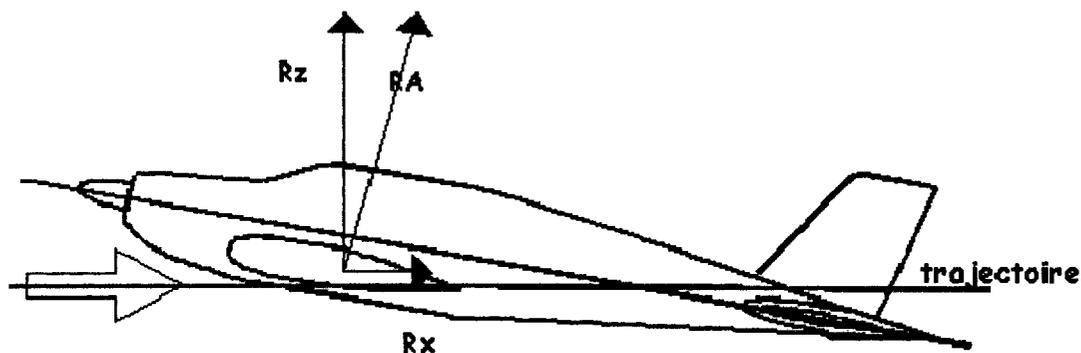


Figure 83 Définition des forces aérodynamiques agissant sur un avion

Le premier coefficient qui caractérise l'aile est le coefficient de la résultante **Cr** qui est l'intensité de la résultante aérodynamique sur une aile de même profil que l'aile considérée, d'une surface de 1 m^2 et placée dans une veine d'air à la pression dynamique de 1 kg/m^2 . La résultante aérodynamique varie selon de nombreux paramètres (surface, vitesse du vent relatif, densité de l'air, etc.). La résultante varie également avec la forme en plan de l'aile, son profil, son état de surface et son incidence. Le regroupement de ces derniers paramètres entre dans la formulation des coefficients aérodynamiques.

C_l est le coefficient de portance du profil d'aile et représente l'intensité de la portance sur une aile de même profil que l'aile considérée, mais d'une surface de 1 m^2 et placée dans une veine d'air de la pression dynamique 1 kg/ m^2 . C_d est le coefficient de traînée et représente l'intensité de la traînée sur une aile de même profil que l'aile considérée, d'une surface de 1 m^2 et placée dans une veine d'air de la pression dynamique de 1 kg/ m^2 . C_m est le coefficient du moment du profil d'aile et représente l'intensité du moment sur une aile de même profile que l'aile considérée, mais d'une surface de 1 m^2 et placée dans une veine d'air de la pression dynamique 1 kg/ m^2 et une corde égale à 1.

Dans cette annexe, on considère le même nombre de Mach = 0.6778, le même nombre de Reynolds = 4×10^7 et dans le cas de chaque profil fourni par Bombardier Aéronautique (profils 1 à 4), l'angle de l'attaque varie. Ici on démontre la convergence des coefficients aérodynamiques C_d , C_l et C_m avec le nombre d'itérations. La figure suivante nous montre la convergence des valeurs résiduelles en fonction des itérations pour profil 1.

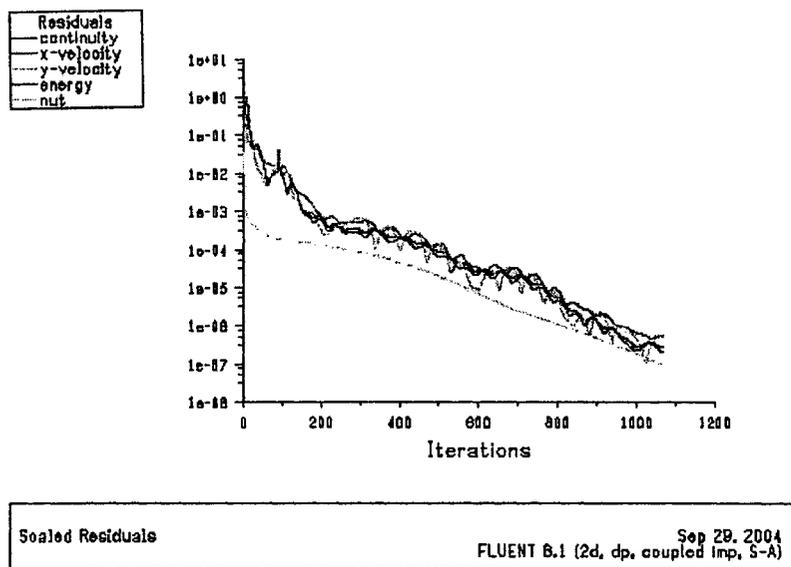
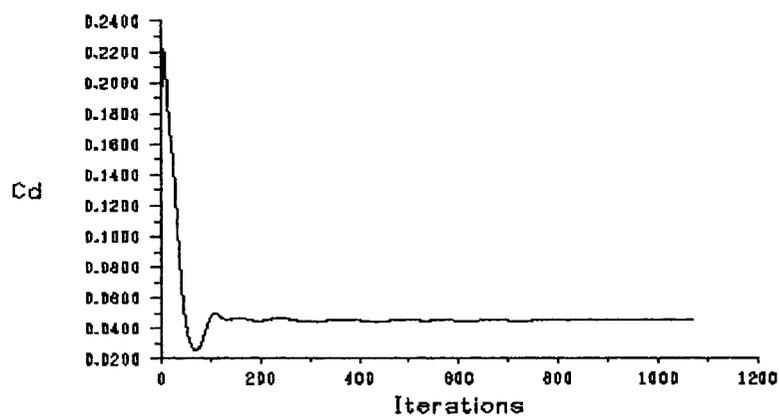


Figure 84 Convergence des résidus pour le profile1, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 5.1^0$

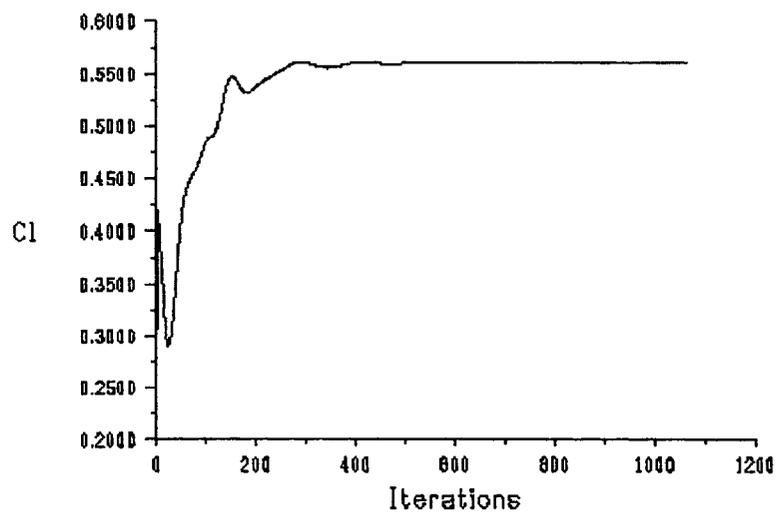
En plus de la convergence des résidus, on peut représenter la variation des coefficients C_d , C_l et C_m en fonction du nombre des itérations dans les figures 85-87.



Drag Convergence History

FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A) Sep 29, 2004

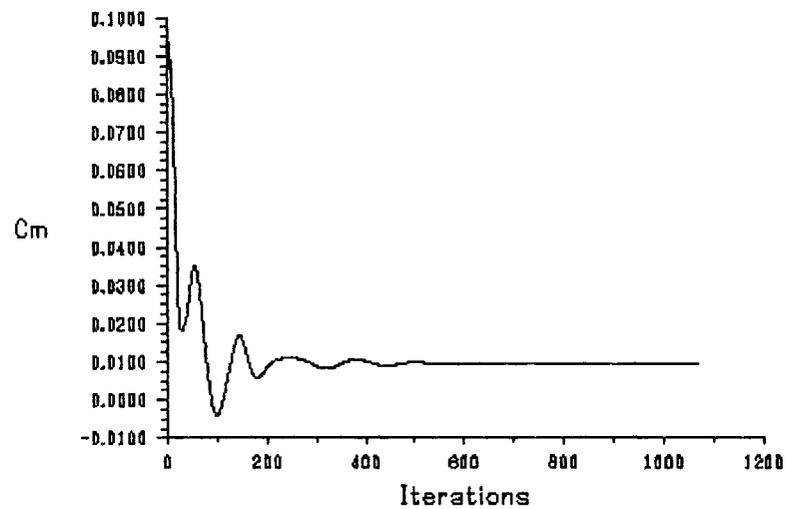
Figure 85 C_d versus le nombre des itérations pour le profil 1
Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 5.1^\circ$



Lift Convergence History

FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A) Sep 29, 2004

Figure 86 C_l versus le nombre des itérations pour le profil 1
Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 5.1^\circ$

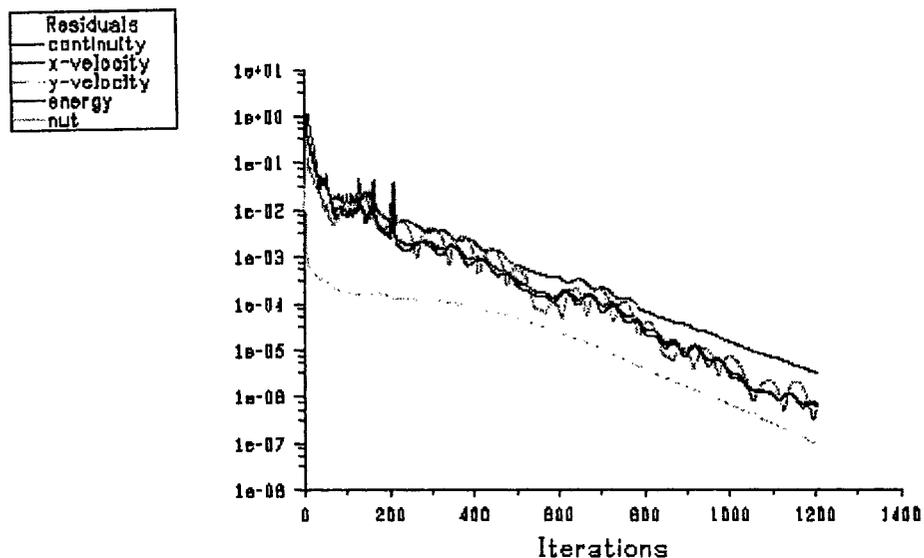


Moment Convergence History About Z-Axis

Sep 29, 2004
FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled Imp, S-A)

Figure 87 C_m versus nombre des itérations pour le profil 1
Mach = 0.6778, $Re=4 \times 10^7$, $\alpha = 5.1^\circ$

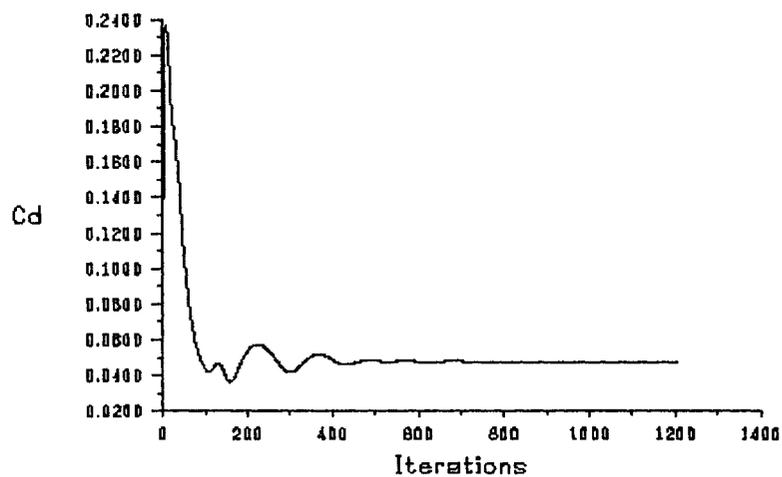
La convergence de la réponse pour profil 2 est démontrée dans les figures 88, 89, 90 et 91, pour le profil 3 dans les figures 92, 93, 94 et 95 et pour le dernier profil cette convergence est illustrée dans les figures 96, 97, 98 et 99.



Scaled Residuals

Oct 20, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

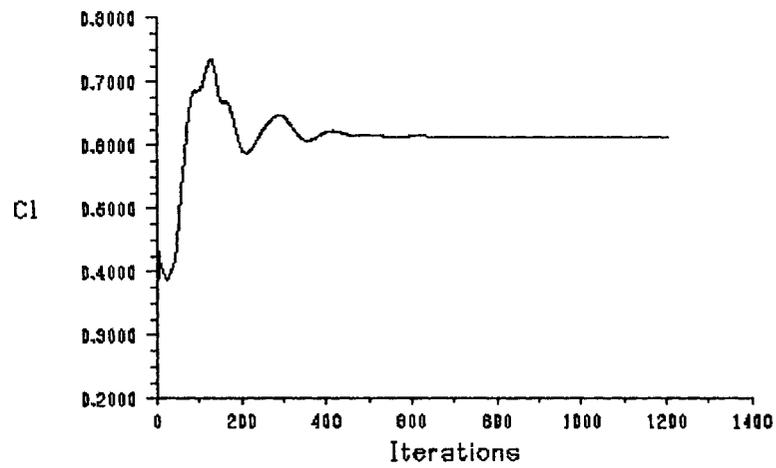
Figure 88 Convergence des résidus pour le profil 2
 Mach = 0.6778, $Re=4 \times 10^7$, $\alpha = 4.3^\circ$



Drag Convergence History

Oct 20, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

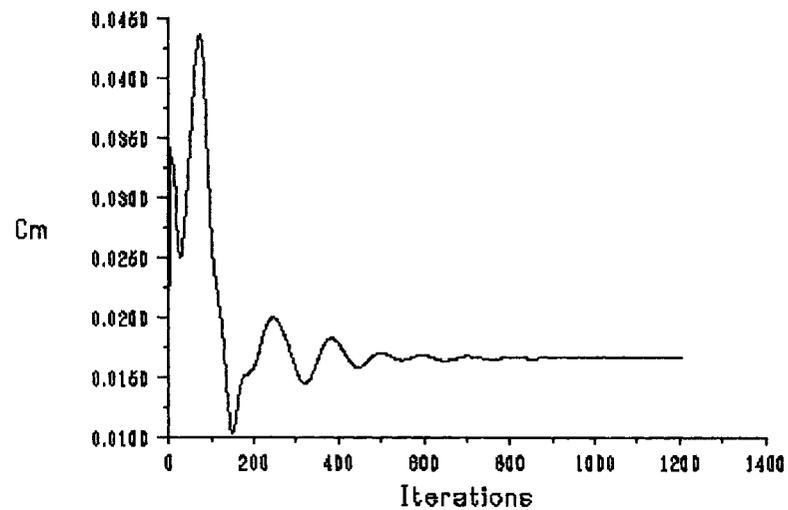
Figure 89 C_d versus le nombre des itérations pour le profil 2
 Mach = 0.6778, $Re=4 \times 10^7$, $\alpha = 4.3^\circ$



Lift Convergence History

 Oct 20, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 90 C_l versus le nombre des itérations pour le profile 2
 Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 4.3^\circ$



Moment Convergence History About Z-Axis

 Oct 20, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 91 C_m versus nombre des itérations pour le profile 2
 Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 4.3^\circ$

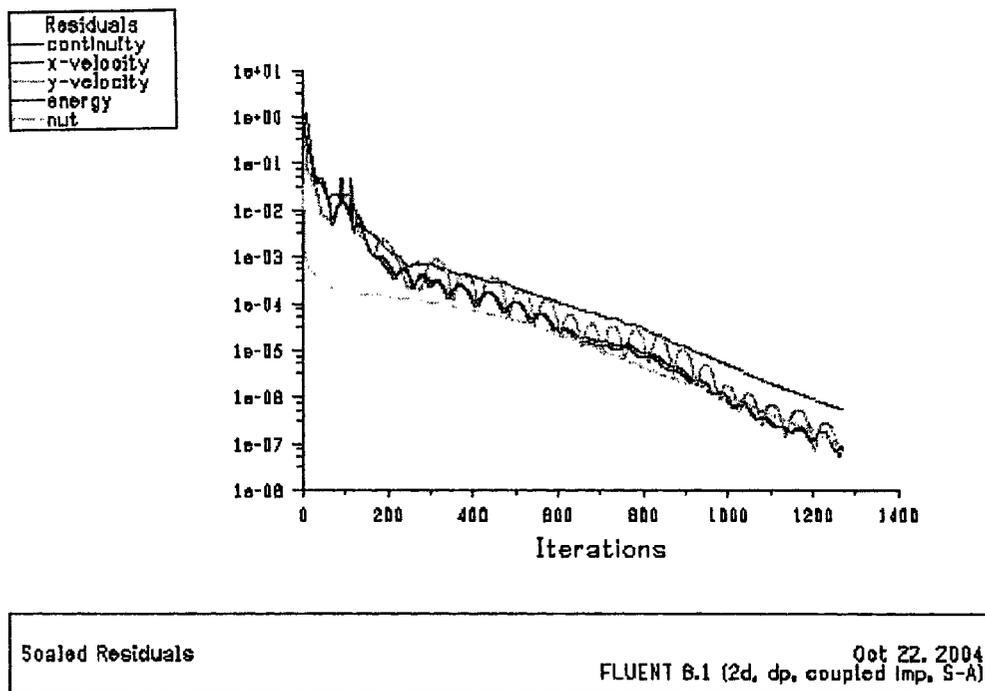


Figure 92 Convergence des résidus pour le profile 3, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3.9^0$

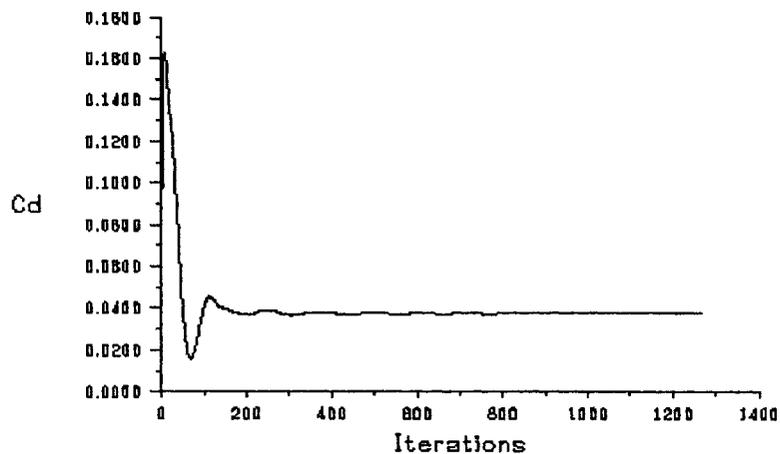
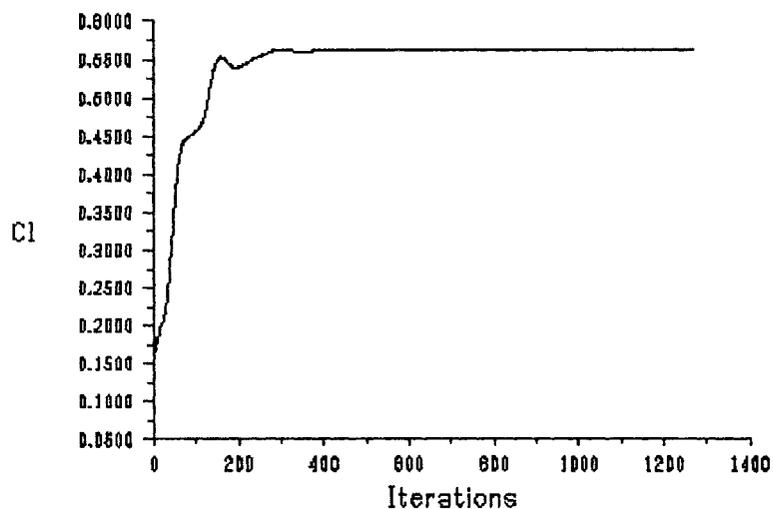


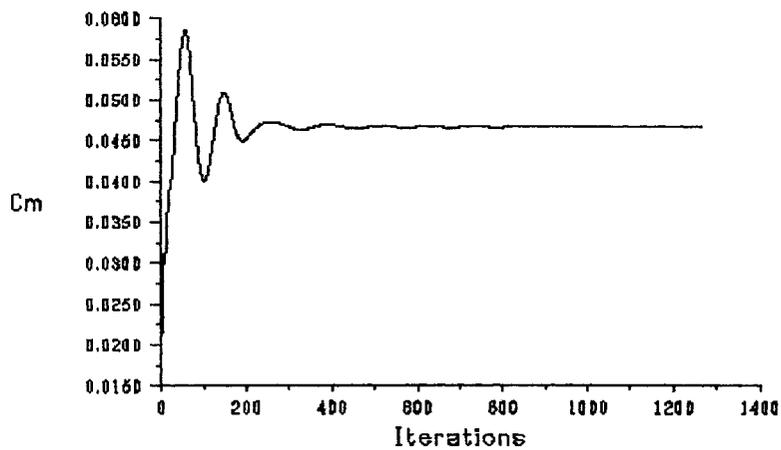
Figure 93 C_d versus le nombre des itérations pour le profile 3, Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3.9^0$



Lift Convergence History

 Oct 22, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 94 C_l versus le nombre des itérations pour le profile 3
 Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3.9^\circ$



Moment Convergence History About Z-Axis

 Oct 22, 2004
 FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 95 C_m versus nombre des itérations pour le profile 3
 Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 3.9^\circ$

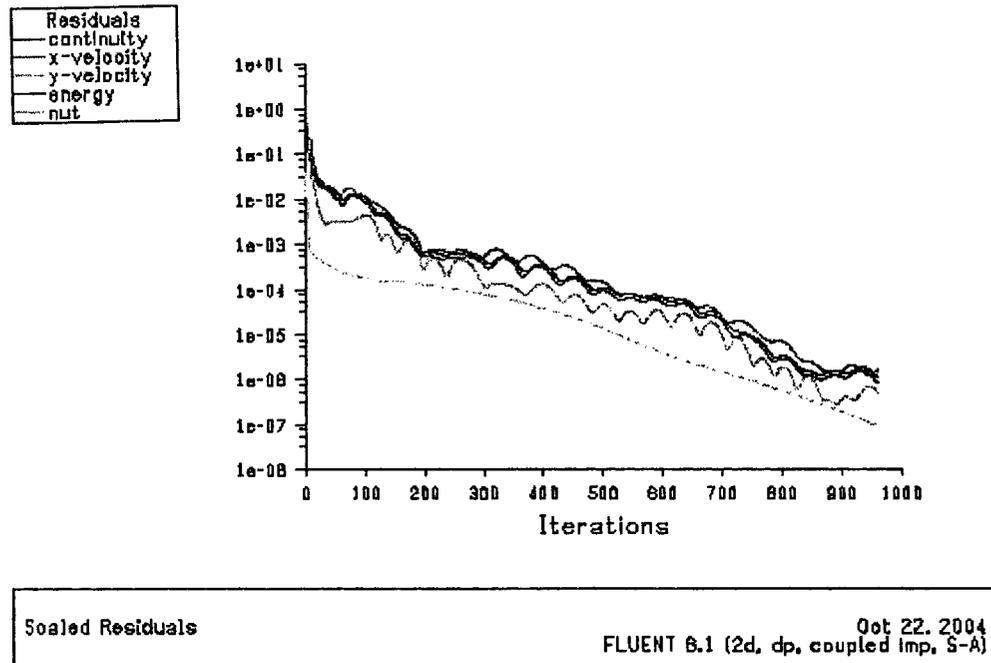


Figure 96 Convergence des résidus pour le profil 4, Mach= 0.6778, Re = 4×10^7 , $\alpha = 2.3^0$

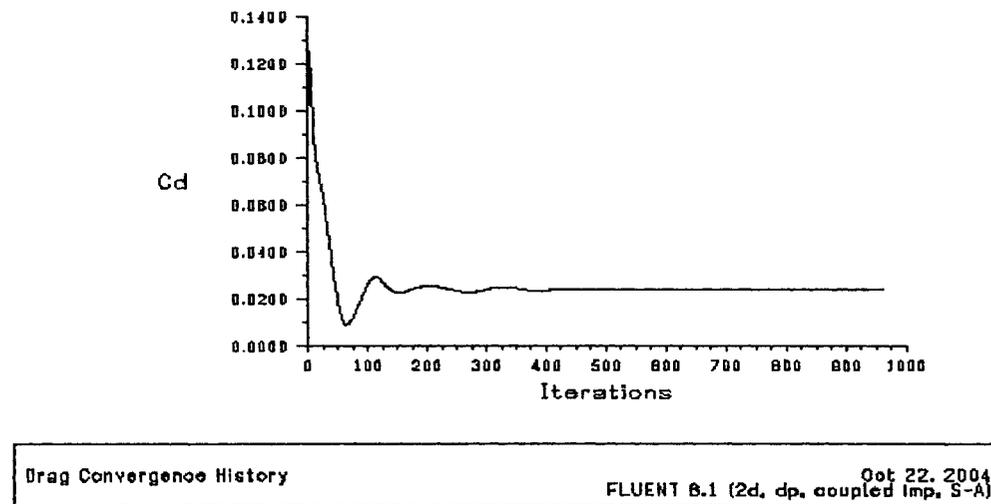
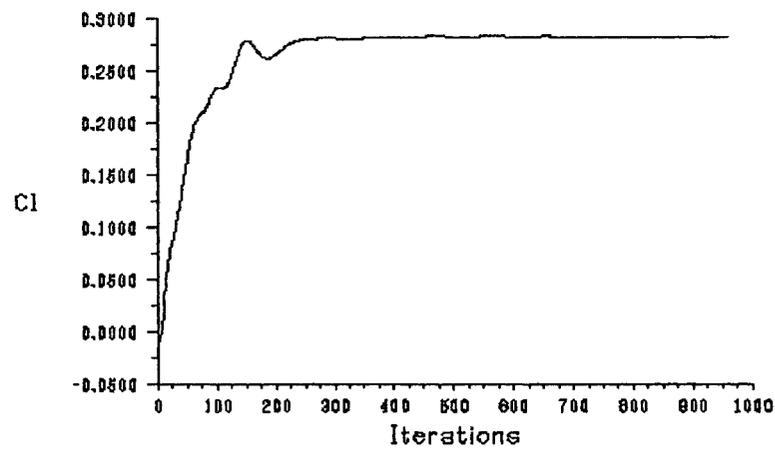
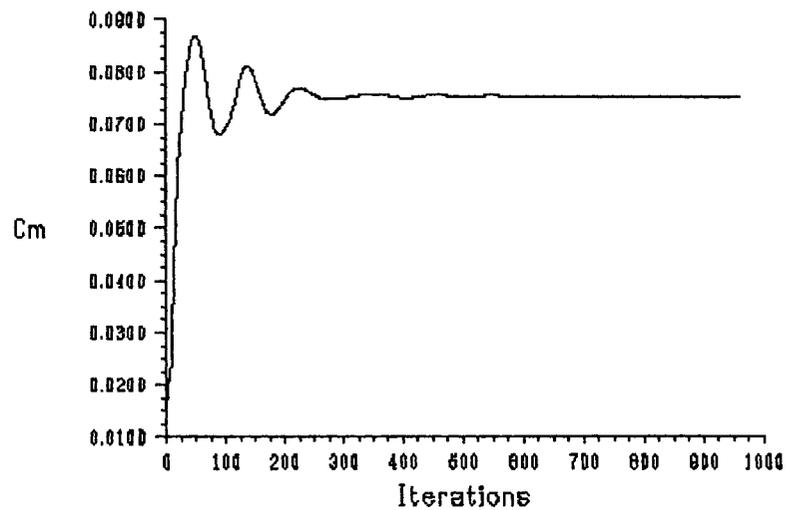


Figure 97 C_d versus le nombre des itérations pour le profil 4 Mach = 0.6778, Re = 4×10^7 , $\alpha = 2.3^0$



Lift Convergence History Oct 22, 2004
FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 98 C_l versus le nombre des itérations pour le profil 4
Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 2.3^\circ$



Moment Convergence History About Z-Axis Oct 22, 2004
FLUENT 6.1 (2d, dp, coupled imp, S-A)

Figure 99 C_m versus nombre des itérations pour le profil 4
Mach = 0.6778, $Re = 4 \times 10^7$, $\alpha = 2.3^\circ$

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Olsen, M. E. et Seegmiller, H. L. (1993). *Low Aspect Ratio Wing*. Code Validation Experiment. AIAA Journal, Vol 31, No 10.
- [2] Etkin, B. (1996). *Dynamics of Flight, Stability and Control*, Edition J. Wiley and Sons, Inc.
- [3] Roskam, J. (1989). *Aircraft Design*, Part I-VIII, DARcorporation. ISBN: 1884885098.
- [4] Raymer, D. P. (1992) *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, New York, NY. ISBN 0-930403-51-7.
- [5] Torenbeek, E. (1982) *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press, Martinus Nijhoff Publishers. ISBN 90-247-2724-3.
- [6] Anonyme. (1966) *US Air Force Stability and Control Datcom*, AFFDL-TR-793032.
- [7] Federal Aviation Administration (FAA). (1995). *Code of Federal Regulations 14, FAR Part 25, and Airworthiness Standard : Transport Category Airplanes*.
- [8] Lomax, T. L. (1996). *Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft : Theory and Practice*, AIAA Education Series. ISBN 1-56347-114-0.
- [9] Hoblit, F. M. (1998). *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*. AIAA Education Series 8. ISBN: 0930403452.
- [10] Howe, D. (1996) *Prediction of Aircraft Wing Mass*, Journal of Aerospace Engineering, Proceeding of Institution of Mechanical Engineering. P.00135-00145.
- [11] Svoboda, C. (1999) Aluminium structural member component weight as a function of wing loading. *Aircraft Design*. Vol 2, No 4.
- [12] Nicolai, L. M. (1975). *Fundamentals of Aircraft Design*. METS Inc.

- [13] Gallman, J. H.; Kaul, R. W. Chandrasekharan, R. M. et Hinson, M. L. (1997). *Optimization of an Advanced Business Jet*. Journal of Aircraft. Vol 34, No 3.
- [9] Udin, S. V. et Anderson, W. J. (1992) *Wing Mass Formula for Subsonic Aircraft*. Journal of Aircraft. Vol 29, No 4.
- [10] Torenbeek, E. (1971). *Prediction of Wing Group Weight for Preliminary Design, Aircraft Engineering*. Delft University Press, Martinus Nijhoff Publishers.
- [11] Anonyme. (1997) *Weight and balance data reporting for aircraft (Including Rotorcraft)*, MIL-STD-1374A. Notice 2.
- [12] Roth, B.A., Mavris, D.N., Sawe (Society of Allied Weight Engineer). (1996) *Introduction to Aircraft Weight Engineering*, Vol. 60, No. 1, pp 53-77. Site de SAWE [en ligne]. <http://www.sawe.org>.
- [13] Niu, M.C.Y. (1997). *Airframe Stress Analysis and Sizing*. Conmilit Press Ltd. ISBN 962-7128-08-02.
- [14] Tischler, V.A., Venkayya, V.B. et Bharathram, G. (1997). *Design Optimization of Airframe Structure*, Journal of Aerospace Engineering.
- [20] Thimbert, J. J., Grandjacque, M., (1982) *NACA 0012 Airfoil*, Rapport d'AGARD 702. Site de la bibliothèque de l'Université Stanford [en ligne]. <http://aercomlab.stanford.edu/mcmu>.
- [21] Deraspe, G. (2002). Mémoire de maîtrise : *Charges sur une aile d'avion pour optimisation multidisciplinaire*, École Polytechnique de Montréal.
- [22] Hoblit, F. M. (1998). *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*. AIAA Education Series 8. ISBN: 0930403452.
- [23] User Manual of Fluent. (2004). *Site de Fluent* [en ligne]. <http://www.fluent.com>.
- [24] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. (August 2003). *Effect of Airfoil Geometry on Performance With Simulated Ice Accretions* Volume 2: Numerical Investigation. Final Report. DOT/FAA/AR-03/65.

- [25] Juntasaro, E. (1991). *High Performance Computing for compressible turbulent flow*. Rapport de projet de l'Université Suranaree [en ligne]. <http://www.sut.ac.th/engineering/research>.
- [26] Michelassi, V. and Martelli., F. (1992). *3-D implicit Navier-Stokes solver for internal turbulent compressible flows*, Journal de physique III, EDP Sciences.