



THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par **l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace**
Spécialité : Dynamique des fluides

Présentée et soutenue par **Xavier BERTRAND**
le 11 décembre 2008

Modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle
de la voilure d'un avion de transport

JURY

M. Christophe Corre, président du jury, rapporteur
M. Benoît Calmels
M. Jean Cousteix, directeur de thèse
M. Philippe Devinant, rapporteur
M. Philippe Rostand
M. Stéphane Soumillon

École doctorale : **Aéronautique-Astronautique**

Unités de recherche : **Équipe d'accueil ISAE-ONERA EDyF
Airbus France**

Directeur de thèse : **M. Jean Cousteix**

REMERCIEMENTS

Avant de débiter ce mémoire, je souhaiterais tout particulièrement remercier Benoît Calmels et Stéphane Soumillon d'Airbus France pour leurs nombreux conseils avisés, leur disponibilité et surtout pour la confiance qu'ils m'ont témoigné en me permettant d'effectuer cette thèse au sein du service *Aéroélasticité et Modèles Avancés* du département d'Aérodynamique d'Airbus France.

Je remercie également mon directeur de thèse Jean Cousteix, directeur du département Modèles pour l'Aérodynamique et l'Energétique de l'ONERA, pour ses conseils et l'aide qu'il m'a apporté notamment concernant la relecture de ce mémoire.

Je souhaite présenter mes plus sincères remerciements à M. Christophe Corre, professeur à l'Institut National Polytechnique de Grenoble et M. Philippe Devinant, professeur à l'Université d'Orléans, pour leur évaluation du présent mémoire et leur participation au jury de cette thèse. Je remercie vivement M. Philippe Rostand, de Dassault Aviation pour avoir accepté d'être membre du jury.

Je remercie Grégoire Casalis, directeur de l'Ecole Doctorale Aéronautique et Astronautique pour son implication dans l'organisation de la soutenance.

Que Jean-Jacques Degeilh, responsable du pôle Modèles pour Données Aérodynamiques du département d'Aérodynamique d'Airbus France soit remercié pour sa confiance en mon travail, ses conseils, et pour m'avoir permis de continuer à travailler au sein du département d'Aérodynamique d'Airbus France après cette thèse.

Je voudrais ensuite remercier mes collègues des services *Aéroélasticité et Modèles Avancés* et *Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol*, Marcus Barth, Adrien Brante, Olivier Chartier, Olivier Coudray, Carole Despré, Thierry Duchamp, Guillaume Fillola, Chantal Galzin, Laurent Garcia, Juliane Havas, Fabien Latourelle, Etienne Lavigne, Jean-Baptiste Leterrier, Rui Narciso, Séverine Perret, Christophe Poetsch, Matthieu Scherrer, Bertrand Soucheleau, Alain Tanguy et Pascal Tarayre avec qui j'ai eu (et j'ai encore!) la chance de travailler, pour tout ce qu'ils m'ont appris techniquement, leur aide, leurs nombreux conseils et leur support tout au long de ces trois ans de thèse.

Je remercie particulièrement Mylène Thiery, Samuel Foucher et Sébastien Rémy d'Altran Sud-Ouest pour leurs conseils et coups de mains sur de nombreux sujets traités dans ce mémoire, et avec qui j'ai vraiment apprécié travailler.

Il me semble important de remercier Jérôme Bosc, Steeve Champagneux, Hyung-Jo Kim et Renaud Sauvage pour leur support, leurs conseils éclairés pour la préparation de ce mémoire mais aussi de la soutenance, et pour tout ce qu'ils m'ont appris sur les méthodes numériques et les outils environnants. Je tiens également à remercier tous les membres de l'équipe *Méthodes et Outils* du département d'Aérodynamique d'Airbus France pour l'aide qu'ils m'ont apporté, leur disponibilité

et leur patience.

Je n'oublie pas Jérôme Journade sans qui toutes les études effectuées avec PAMELA et Tau2d n'auraient certainement pu être aussi concluantes.

Je tiens à remercier particulièrement mes amis Matthieu et Rudy, pour m'avoir supporté au quotidien trois ans durant, quitte à relire certaines parties du mémoire, même si l'aérodynamique n'est pas à proprement parler leur spécialité.

Je souhaite naturellement remercier mes parents et ma sœur qui m'ont toujours soutenu et aidé à prendre les bonnes décisions, ainsi que Nicole et Gérard pour leur gentillesse et leurs encouragements répétés.

Enfin, je ne saurais terminer ces quelques lignes en adressant toutes mes pensées et tous mes remerciements à Delphine pour sa patience, son dévouement et tout ce qu'elle m'apporte, sans qui achever cette thèse aurait été bien plus délicat.

Table des matières

REMERCIEMENTS	iii
NOTATIONS	xi
INTRODUCTION	xiii
I LES SURFACES DE CONTRÔLE ET LEUR MODÉLISATION	1
1 Les surfaces de contrôle de la voilure	5
1.1 Présentation générale	5
1.1.1 Les surfaces de contrôles d'un aéronef	5
1.1.2 Les ailerons	6
1.1.3 Les spoilers	6
1.2 Utilisations et fonctionnalités	7
1.2.1 Stabilisation et manœuvrabilité en roulis	7
1.2.2 Aérofreinage / airbraking	8
1.2.3 Fonction déporteurs / lift dumper	8
1.2.4 Allègement de charge de la voilure	9
1.2.5 Autres fonctions	9
1.3 Dimensionnement des surfaces	9
1.3.1 Processus général	10
1.3.2 Principaux critères de dimensionnement	10
1.4 Rôle de l'aérodynamique dans le processus de dimensionnement	12
2 Etude bibliographique	15
2.1 Les ailerons	15
2.1.1 Théorie bidimensionnelle linéaire	15
2.1.2 Théorie tridimensionnelle, calcul du moment de roulis	16
2.1.3 Aspects non-linéaires	17
2.2 Physique des spoilers	19
2.2.1 Ecoulement stationnaire	19
2.2.2 Ecoulement instationnaire établi	22
2.3 Théories des spoilers	23
2.3.1 Théorie de Woods/Barnes	23
2.3.2 Théorie de Brown et Parkinson	24
2.3.3 Modélisation des effets 3D	25
2.3.4 Méthodes semi-empiriques	25
2.4 Quel outil pour quel besoin?	25
2.5 Modélisation numérique des surfaces de contrôle	27
2.5.1 Etudes numériques sur profils simples	27

2.5.2	Etudes numériques sur des cas industriels	28
2.6	Choix d'une méthode de référence	33
2.7	Conclusion	34
II	MODÈLES DE CHARGES SPOILERS POUR DONNÉES AÉRODYNAMIQUE	37
3	Modèles aérodynamiques pour Qualités de Vol et Charges	41
3.1	Repère et conventions de signes	41
3.2	Modélisation des efforts et des moments aérodynamiques globaux	43
3.2.1	Définition des coefficients de force et de moment	43
3.2.2	Principales modélisations longitudinales des Données Aérodynamiques pour QDV	43
3.2.3	Modélisation des surfaces de contrôle dans les Données Aérodynamiques pour QDV	45
3.2.4	Iso-incidence ou iso-portance ?	46
3.3	Modélisation de la charge	46
3.3.1	Définition du coefficient de portance local	46
3.3.2	Lien entre le Kz et le moment de roulis	47
3.3.3	Expression de la charge en fonction de l'incidence	47
3.3.4	Efficacité locale des surfaces	48
3.3.5	Modèles mathématiques des Données Aérodynamiques pour Charges	48
3.4	Conclusion	49
4	La méthode Chimère pour le calcul des surfaces de contrôle	51
4.1	Principe général de la méthode	51
4.2	Condition limite de recouvrement	53
4.3	Non-conservativité du raccord Chimère	53
4.4	Masquage	54
4.4.1	Masque parallélépipède rectangle	55
4.4.2	Masque cartésien	56
4.5	Points orphelins	56
4.5.1	Points orphelins dus à un recouvrement insuffisant	57
4.5.2	Points orphelins dus à des intersections de corps	57
4.5.3	Points orphelins dus à une double discrétisation de corps	58
4.6	Autres remarques	58
5	Analyse de l'écoulement autour des spoilers	61
5.1	Méthodes numériques	61
5.1.1	Maillages	61
5.1.2	Paramètres numériques et attitudes de l'avion	62
5.2	Principaux phénomènes aérodynamiques	62
5.2.1	Phénomènes bidimensionnels	62
5.2.2	Phénomènes tridimensionnels	63
5.3	Influence du braquage et de l'incidence sur les efficacités	66
5.3.1	Efficacité en portance	66
5.3.2	Efficacité en moment de tangage	66
5.3.3	Efficacité en traînée	66
5.4	Interactions et conséquences sur les qualités de vol	69
5.4.1	Interactions ailes droite/gauche	69
5.4.2	Interactions avec les empennages	71

5.5	Pianotage des surfaces	74
5.5.1	Analyse des qualités de vol	74
5.5.2	Analyse des charges de la voilure	77
5.5.3	Une ébauche de modélisation de la charge spoiler braqué	77
5.6	Synthèse	78
6	Modèles de charges voilure et HTP avec spoilers braqués	81
6.1	Contraintes et stratégie de modélisation	81
6.2	Outils mathématiques	82
6.3	Expression des modèles voilure et HTP	83
6.3.1	Modèle voilure	83
6.3.2	Modèle HTP	83
6.4	Données CFD pour l'identification et la validation des modèles	84
6.4.1	Maillages utilisés	84
6.4.2	Conditions de calcul	85
6.5	Exploitation du modèle et identification des labels	85
6.5.1	Effet de braquage	85
6.5.2	Identification des coefficients d'interaction	86
6.6	Analyse des résultats	86
6.6.1	Modèle voilure	86
6.6.2	Modèle HTP	86
6.7	Discussion sur la modélisation de l'effet d'incidence et des non-linéarités	87
6.8	Synthèse	87
6.9	Courbes de validation du modèle voilure	89
6.10	Courbes de validation du modèle HTP	93
III	MÉTHODOLOGIES POUR DONNÉES AÉRODYNAMIQUES PRÉLIMINAIRES	97
7	Le code de ligne portante PAMELA	101
7.1	Théorie de la ligne portante de Prandtl	101
7.2	Théorie de la ligne portante de Weissinger appliquée à PAMELA	104
7.2.1	Intérêt de cette nouvelle théorie ?	104
7.2.2	Vitesses induites par les tourbillons	105
7.2.3	Utilisation des points de contrôle	106
7.2.4	Système d'équations à résoudre	106
7.3	Polaires 2D avec la chaîne Tau2D	107
7.3.1	Utilisation de polaires 2D dans PAMELA	107
7.3.2	Génération du maillage	108
7.3.3	Calculs des polaires utilisées dans PAMELA avec Tau2D	108
7.4	Intérêts et limitations de la chaîne Tau2D-PAMELA	110
7.4.1	Modélisation de la flèche et du dièdre	110
7.4.2	A propos de la compressibilité	110
7.4.3	Gestion du sillage de la voilure et interaction avec l'empennage horizontal	111
7.4.4	Gestion du fuselage	111
7.5	Synthèse	112
8	Éléments de validation de PAMELA	115
8.1	Données de référence elsA	115
8.1.1	Configuration croisière	115
8.1.2	Configuration hypersustentée	116

8.2	Configuration de la chaîne Tau2D-PAMELA	117
8.2.1	Choix des sections à calculer	117
8.2.2	Polaires Tau2d	118
8.2.3	Réglages de PAMELA	119
8.3	Résultats obtenus	119
8.3.1	Configuration croisière surfaces non braquées	119
8.3.2	Configuration hypersustentée surfaces non braquées	120
8.3.3	Spoilers braqués	120
8.3.4	Ailerons braqués	122
8.4	Synthèse	123
9	Application de PAMELA dans le projet WIMMO	133
9.1	Le projet WIMMO	133
9.1.1	Présentation générale	133
9.1.2	Importance de l'aérodynamique dans le processus	135
9.1.3	Cas de démonstration	135
9.2	Critères de dimensionnement des ailerons	136
9.2.1	Critères pour Qualités de Vol	137
9.2.2	Critères pour Charges	137
9.2.3	Critères pour Performances	137
9.3	Contraintes de modélisation	138
9.3.1	Difficultés des cas demandés	138
9.3.2	Stratégie de modélisation retenue	139
9.4	Module d'effets paramétriques de la chaîne PAMELA_PARAM	139
9.5	Module d'extrapolation aérodynamique pour QDV et Charges	141
9.5.1	Calculs des gradients	141
9.5.2	Modélisation des non-linéarités en braquage	142
9.5.3	Modélisation de l'effet Mach	142
9.5.4	Modélisation de l'effet souplesse	143
9.5.5	Modèle global d'un aileron classique	143
9.5.6	Modélisation des interactions entre les ailerons interne et externe	143
9.5.7	Modèle global d'un split aileron	144
9.6	Calcul des Performances	145
9.6.1	Nécessité de simplifier le problème	145
9.6.2	Modélisation de la traînée	145
9.6.3	Calcul de l'équilibrage	146
9.6.4	Calcul de la traînée induite de la voilure	148
9.6.5	Discussion sur le modèle de Performances	150
9.7	Application de la chaîne PAMELA_PARAM	150
9.8	Principaux résultats du projet WIMMO	151
IV	SUPPORT AUX AVANT-PROJETS POUR LA CONCEPTION DES SPOILERS	155
10	Effets paramétriques sur la géométrie des spoilers	159
10.1	Méthodes numériques et conditions de calculs	159
10.2	Description des effets paramétriques	160
10.3	Effet de corde	162
10.3.1	Analyse des qualités de vol	162
10.3.2	Analyse locale de l'écoulement	163
10.4	Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{x}	163

10.4.1	Analyse des qualités de vol	163
10.4.2	Analyse locale de l'écoulement	164
10.5	Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{y}	166
10.5.1	Analyse des qualités de vol	166
10.5.2	Analyse locale de l'écoulement	167
10.6	Effet de flèche de la charnière	168
10.6.1	Analyse des qualités de vol	168
10.6.2	Analyse locale de l'écoulement	169
10.7	Synthèse	170
10.8	Efficacités des spoilers en fonction d'effets paramétriques	172
10.8.1	Effet de corde	172
10.8.2	Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{x}	173
10.8.3	Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{y}	174
10.8.4	Effet de flèche	175
11	Règles sur la géométrie des spoilers pour limiter le tremblement de l'empennage	177
11.1	Rappel sur les essais AWIATOR	177
11.2	Quelques conclusions supplémentaires sur BILHI	179
11.3	Résultats d'essais en vol	180
11.3.1	A380 MSN1	180
11.3.2	Configurations de spoilers retenues pour les autres avions de la gamme Airbus	181
11.4	Synthèse globale	182
	CONCLUSION ET PERSPECTIVES	185
	RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES	189
	ARTICLE PRÉSENTÉ À LA CONFÉRENCE CEAS, BERLIN 09/2007	193

NOTATIONS

Grandeurs physiques du fluide

P	Pression statique
P_i	Pression totale
P_{dyn} ou q	Pression dynamique
T	Température
T_i	Température totale
μ	Viscosité dynamique
ν	Viscosité cinématique
ν_t	Viscosité turbulente
ρ	Masse volumique locale
V_∞	Vitesse de l'avion

Grandeurs aérodynamiques

C_x, C_y, C_z	Coefficients de traînée, d'effort latéral et de portance globaux
C_l, C_m, C_n	Coefficients de moment de roulis, de tangage et de lacet globaux
C_{x_p}	Coefficient de traînée de pression
C_{x_f}	Coefficient de traînée de frottement
C_{z_α}	Gradient de portance en incidence
$C_{i_{EH}}$	($i = x, z, l, m$) Coefficient i de l'empennage horizontal isolé
$C_{i_{SEH}}$	($i = x, z, l, m$) Coefficient i de l'avion Sans Empennage Horizontal
C_{mc}	Coefficient de moment de charnière
K_x, K_y, K_z	Coefficients de traînée, d'effort latéral et de portance locaux
K_l, K_m, K_n	Coefficients de moment de roulis, de tangage et de lacet locaux
ϵ	Déflexion de l'écoulement en aval de la voilure
ΔC_i	($i = x, z, l, m$) Efficacité d'une gouverne braquée en traînée, portance, tangage et roulis
Γ	Intensité tourbillonnaire

Nombres caractéristiques

M	Nombre de Mach
Pr	Nombre de Prandtl
Re	Nombre de Reynolds
St	Nombre de Strouhal

Grandeurs géométriques

α	Incidence de l'avion
α_0	Incidence de portance nulle d'un profil ou d'une aile
α_i	Incidence induite par les effets 3D
α_{twist}	Vrillage de la voilure
β	Angle de dérapage de l'avion
δp	Angle de braquage d'un aileron
δsp	Angle de braquage d'un spoiler
δs	Angle de braquage d'une surface quelconque
l	Corde aérodynamique locale d'un profil ou d'une aile
lg	Corde moyenne géométrique ($lg = S_{ref}/b$)
CMA	Corde Moyenne Aérodynamique
η	Variable de position en envergure adimensionnée
l_{ref}	Longueur de référence, souvent égale à la CMA
S_{ref}	Surface de référence
iH	Angle de calage de l'empennage horizontal
b et b_H	Demi-envergures de la voilure et de l'empennage horizontal
λ et λ_H	Allongements de la voilure et de l'empennage horizontal

Acronymes divers

[SA]	Modèle de turbulence de Spalart-Allmaras
AoA	Incidence (Angle of Attack)
HTP	Empennage horizontal (Horizontal Tail Plane)
VTP	Dérive (Vertical Tail Plane)
CFD	Computational Fluid Dynamics
FTF	Carénage de rail de volet (Flap Trap Fairing)
NCT	Non-Coïncident Total
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
RMS	Root Mean Square
W/T	Wind Tunnel (essais en soufflerie)
QDV	Qualités de Vol
MSE	Méthodes Semi-Empiriques

INTRODUCTION

Contexte

Les surfaces de contrôle de la voilure permettent d'assurer la manœuvrabilité et le contrôle d'un avion dans tout son domaine de vol. Lorsqu'elles sont braquées, ces surfaces modifient l'écoulement d'air autour de l'appareil, et donc les efforts qu'il subit. L'effet de ces gouvernes sur les caractéristiques aérodynamiques de l'avion est décrit dans les *Données Aérodynamiques*, dans lesquelles sont modélisés les forces et moments appliqués sur l'avion.

Lors des itérations successives du développement d'un avion, les chapitres des Données Aérodynamiques relatifs aux surfaces de contrôle, outre leur propre dimensionnement, trouvent plusieurs autres utilisations, parmi lesquelles on citera :

- La définition des lois de pilotage,
- Le dimensionnement des actionneurs,
- Le dimensionnement structural de l'appareil.

On distingue les *Données pour Qualités de Vol* qui synthétisent l'ensemble des coefficients et efficacités globaux, et les *Données Aérodynamiques pour Charges* qui rassemblent les coefficients locaux appliqués aux différentes composantes de l'avion. Ces deux jeux de Données Aérodynamiques, développées par des équipes et avec des méthodologies différentes, utilisent malheureusement des modèles incompatibles, et donc fournissent des valeurs potentiellement différentes pouvant mener à des incohérences. Par exemple les cas de panne des spoilers, où une surface est braquée individuellement, sont entièrement traités par les Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol, mais ne sont pas considérés dans les Données Aérodynamiques pour Charges. Modéliser la charge pour des dizaines de combinaisons différentes, tout en couvrant l'intégralité du domaine de vol rend l'exercice tellement délicat que seuls les cas préalablement identifiés comme dimensionnants pour les Charges et qui diffèrent bien entendu des cas dimensionnants du point de vue des Qualités de Vol, sont étudiés. Finalement, le dimensionnement des surfaces de contrôle est différent selon que l'on considère des critères Qualités de Vol ou Charges.

Les essais en soufflerie et les Méthodes Semi-Empiriques étaient les outils habituellement utilisés à Airbus France pour établir les Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol. Même si elles sont bien maîtrisées, ces techniques souffrent malgré tout de défauts et de limitations, les rendant inadaptées pour couvrir l'ensemble du cycle de développement d'un avion, tout en assurant une cohérence avec les Charges.

Afin d'améliorer les capacités de modélisation des aérodynamiciens d'Airbus France, entre autres pour les surfaces de contrôle, le projet *DTP Modèles* a été lancé en 2002 en collaboration avec l'ONERA et le CERFACS. L'objectif était d'introduire de nouveaux outils basés sur la CFD RANS¹, qui était jusqu'alors principalement exploitée à Airbus France pour la conception et l'optimisation de formes. Une thèse (Fillola, 2006) a notamment été effectuée dans ce cadre, qui a contribué à la

¹Computational Fluid Dynamics Reynolds Average Navier-Stokes

mise en place les outils nécessaires à l'étude numérique des ailerons et des spoilers, en se basant principalement sur la chaîne de calcul ICEM-elsA avec la technique de maillage Chimère.

En 2006, le projet DARIUS a été lancé visant à harmoniser les Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol et pour Charges. Dans ce projet interne à Airbus, les capacités accrues de la CFD, concernant notamment les surfaces de contrôle, doivent permettre aux ingénieurs de concevoir de nouveaux modèles pour les Données Aérodynamiques.

Plus en amont dans le cycle de conception, les Méthodes Semi-Empiriques (MSE), qui constituaient l'outil de prédilection pour définir les Données Aérodynamiques préliminaires sont désormais inadéquates pour permettre ce lien fort entre les Qualités de Vol et les Charges. Une piste sérieuse pour supplanter ces méthodes consiste à utiliser des outils rapides basés sur la théorie de la ligne portante, et appliqués aux surfaces de contrôle. Même si des limitations persistent, le fondement théorique solide de cette théorie la rend très attractive.

Enfin, en plus de cette volonté de prédire plus rapidement et plus précisément les Données Aérodynamiques dès le début du développement, des besoins croissants de support au département responsable des avant-projets apparaissent. La volonté de dimensionner au plus juste les ailerons et les spoilers passe par une bonne connaissance de leurs efficacités aérodynamiques en fonction de leur géométrie. L'impact de modifications géométriques apportées aux gouvernes sur leurs efficacités lors des premières phases itératives est estimé initialement de façon très approchée, limitant la précision des données obtenues. Certains aspects plus complexes de l'aérodynamique des spoilers, comme le tremblement qu'ils peuvent provoquer sur l'empennage horizontal, sont également peu pris en compte dans la phase initiale du développement.

Problématique

L'utilisation de méthodes numériques plus ou moins complexes pour le calcul de configurations avec surfaces de contrôle braquées pour les Données Aérodynamiques représente un changement majeur de mode de travail pour les ingénieurs Modèles Aérodynamiques d'Airbus. La précision, la simplicité de mise en œuvre et la compréhension des phénomènes physiques qui en découlent offrent d'excellentes perspectives.

Dans ce mémoire, l'objectif est d'améliorer la modélisation aérodynamique des ailerons et des spoilers, des phases d'avant-projets jusqu'aux dernières phases du processus de développement. Pour cela, on se basera largement sur les méthodes numériques, selon leur complexité et leur rapidité.

On s'attachera tout d'abord à faire progresser les modèles des Données Aérodynamiques, en assurant la cohérence entre les efficacités globales et les répartitions de charges associées. Ensuite, afin de remplacer les MSE utilisées dans les phases préliminaires des programmes, des outils plus précis basés sur la théorie de la ligne portante seront appliqués aux surfaces de contrôle. Enfin, des règles de dimensionnement simples seront établies pour supporter le département responsable des avant-projets.

Plan de la thèse

Le mémoire s'organise en quatre parties :

- La première partie est une présentation générale de la modélisation des surfaces de contrôle de la voilure. Après avoir détaillé le rôle et l'utilisation opérationnelle des ailerons et des spoilers, on vient donner les principaux critères de dimensionnement impactant l'aérodynamique.

L'étude bibliographique est ensuite menée, avec une revue des principales études sur le sujet.

- La deuxième partie propose un nouveau modèle d'efficacité en charge des spoiler, compatible avec les Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol. Une fois les limitations de la modélisation actuelle mises en avant, la méthode Chimère et son utilisation dans elsA sont présentées. Elles sont appliquées pour analyser et détailler les principaux phénomènes physiques liés au braquage des spoilers. Cette compréhension des phénomènes est exploitée dans le chapitre suivant afin de créer et de valider des modèles de charges voilure et empennage horizontal compatibles avec les modèles Qualités de Vol.
- La capacité du code de ligne portante PAMELA à fournir des Données Aérodynamiques préliminaires pour les surfaces de contrôle est évaluée dans la troisième partie. On insistera sur les avantages, le domaine d'application et les limitations de cette méthodologie. Dans le cadre du projet WIMMO, une démonstration de la capacité du bureau d'études d'Airbus à effectuer une optimisation pluridisciplinaire des surfaces de contrôle de la voilure a été faite. Pour cela, PAMELA a servi de base pour fournir des Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol et Charges, ainsi que certains éléments de Performances. La modélisation aérodynamique a permis de s'affranchir des limitations intrinsèques de PAMELA et de fournir des données pour la plupart des principaux cas dimensionnants des différents métiers, dans une grande partie du domaine de vol.
- La quatrième et dernière partie vise à fournir des règles simples pour le dimensionnement des spoilers. Un premier chapitre s'intéresse au lien géométrie/efficacité, en utilisant la méthode Chimère pour obtenir une base de données d'effets paramétriques sur la géométrie des spoilers. Le deuxième chapitre étudie l'impact des spoilers sur le tremblement de l'empennage horizontal. A partir d'analyses d'essais en soufflerie et de plusieurs retours d'expérience d'essais en vol, des règles générales sur la géométrie et l'utilisation des spoilers sont tirées pour limiter l'apparition de ce phénomène.

Une partie du travail synthétisé dans ce mémoire a fait l'objet d'une communication de congrès avec actes et comité de lecture :

X. BERTRAND : Parametric effects on spoiler geometry assessment with Chimera technique, 1st CEAS European Air & Space Conference, September 2007, Berlin

Première partie

**LES SURFACES DE CONTRÔLE ET LEUR
MODÉLISATION**

A propos de surfaces de contrôle de la voilure...

Cette partie vise à donner une vue d'ensemble des surfaces de contrôle de la voilure d'un avion de transport (ailerons et spoilers). Leurs fonctions opérationnelles sont détaillées, et l'on insistera sur le lien étroit avec l'aérodynamique. Les principaux critères de dimensionnement sont ensuite donnés pour les trois disciplines affectées par les surfaces de contrôle : les Qualités de Vol (QDV), les Performances et les Charges. Le rôle de l'aérodynamique dans le processus de dimensionnement pour satisfaire ces critères est précisé, justifiant la nécessité de posséder des modélisations des surfaces de contrôles précises et adaptées aux différentes phases du développement.

L'étude bibliographique donne une vue d'ensemble des méthodes et des outils disponibles pour modéliser les surfaces de contrôles. La complexité des phénomènes physiques observés, impliquant de larges zones décollées, des effets de souplesse, ou encore des phénomènes instationnaires complexifie largement leur modélisation. En fait, avoir une modélisation précise et robuste revient à être en mesure de capter et de représenter correctement tous ces phénomènes. Cette tâche a principalement été rendue envisageable avec l'utilisation industrielle de la CFD RANS.

Chapitre 1

Les surfaces de contrôle de la voilure

Ce chapitre est une présentation générale des surfaces de contrôle d'un avion de transport. Outre la définition des dites surfaces qui seront étudiées dans tout le mémoire, leurs utilisations opérationnelles ainsi que des critères de dimensionnement sont explicités.

1.1 Présentation générale

1.1.1 Les surfaces de contrôles d'un aéronef

Les surfaces de contrôle (ou surfaces mobiles) servent à assurer la manœuvrabilité et l'équilibre d'un avion. Sur les avions de transport classiques, elles sont généralement réparties entre la voilure, l'empennage horizontal, et l'empennage vertical. A noter que les surfaces d'hypersustentation comme les volets et les bords de fuite ne sont pas considérées comme des surfaces de contrôle.

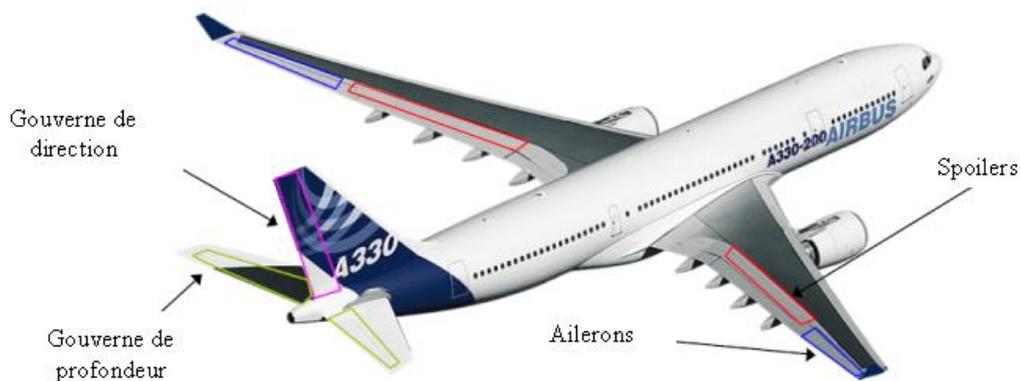


FIG. 1.1 – Surfaces de contrôle classiques d'un avion de transport

Pour être en mesure de piloter complètement un avion, les surfaces mobiles doivent générer des efforts et donc des couples suivant chacun des trois axes du repère de l'avion (fig. 3.2) :

- *Axe X* : moment de roulis
- *Axe Y* : moment de tangage
- *Axe Z* : moment de lacet

Le contrôle en roulis est généralement assuré par les gouvernes de gauchissement (ailerons et spoilers), le contrôle en tangage par la gouverne de profondeur (elevator), et le contrôle en lacet par la gouverne de direction (rudder). Dans toute la suite de ce mémoire, nous ne nous attacherons qu'aux surfaces de contrôle de la voilure.

1.1.2 Les ailerons



FIG. 1.2 – Aileron externe d'un A330 braqué.

Les ailerons sont des gouvernes de bord de fuite, situés dans la continuité de la voilure au neutre, et susceptibles d'être braqués vers le bas (angle de braquage de la gouverne $\delta_p > 0$) ou vers le haut ($\delta_p < 0$). Un braquage positif tend à générer localement de la portance du fait de l'augmentation de la cambrure du profil, tandis qu'un braquage négatif aura tendance à réduire la portance.

En calculant le moment de tangage au quart avant de la corde d'un profil, braquer positivement un aileron crée localement un moment piqueur. Aux fortes pressions dynamiques, le braquage positif (respectivement négatif) de l'aileron induit des effets aéroélastiques qui créent un moment de torsion sur la voilure, qui vrille (respectivement dévrille) la voilure, et ce d'autant plus que la voilure est souple.

Ce phénomène "d'inversion d'aileron" réduit donc l'efficacité des ailerons. Pour le contrer, certains avions possèdent en plus de leurs ailerons classiques des ailerons dits "grandes vitesses", situés plus en interne de l'aile où la voilure est moins souple.

1.1.3 Les spoilers

Les spoilers (également appelés aérofreins) sont des surfaces d'extrados sur la plupart des avions, qui au neutre sont plaqués contre la voilure. Leur braquage crée un fort décollement et une zone de recirculation dans leur sillage.

L'effet est double :

- Diminution de la portance en augmentant la pression à l'extrados de la voilure
- Augmentation de la traînée en générant une forte dépression derrière la surface.

Situés bien plus en interne de la voilure que les ailerons, les effets aéroélastiques générés par le braquage des spoilers sont négligeables au premier ordre. Les avions possèdent entre 4 et 8 paires de spoilers habituellement.



FIG. 1.3 – Spoilers d'un A319 braqués.

1.2 Utilisations et fonctionnalités

1.2.1 Stabilisation et manœuvrabilité en roulis

Fonction première des ailerons et des spoilers, ils sont braqués de façon dissymétrique afin de créer une différence de portance entre les deux ailes, à l'origine du moment de roulis (Fig. 1.4).

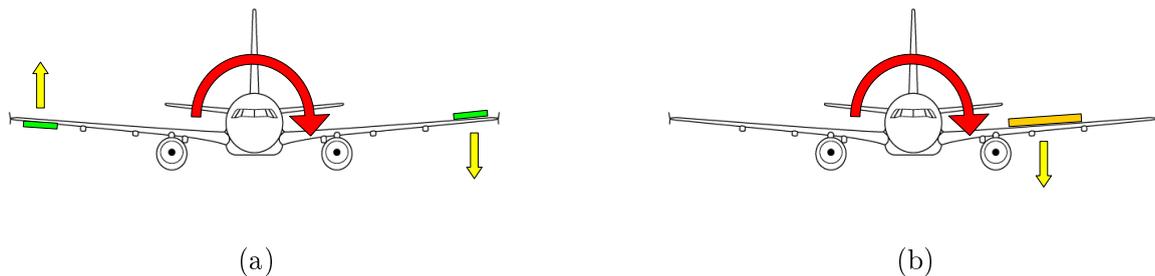


FIG. 1.4 – Moment de roulis créé par les ailerons (a) ou les spoilers (b). Sur le schéma, les ailerons augmentent la portance de l'aile droite, et réduisent celle de l'aile gauche, générant un moment de roulis. Le même résultat peut être obtenu en braquant antisymétriquement les spoilers de l'aile gauche, même si l'on dégrade la portance globale de l'avion.

Dans cette configuration, les ailerons sont des surfaces de roulis pur car ils ont peu d'influence sur les autres axes de mouvement de l'avion. La portance globale est généralement faiblement changée, et leur impact sur la traînée est assez réduit.

A faible vitesse, en dépit du bras de levier plus important, la faible pression dynamique ne permet pas toujours d'atteindre un taux de roulis suffisant avec les seuls ailerons. Les spoilers sont donc utilisés en renfort en ne les braquant que d'un seul côté. Il est important de noter que l'efficacité des spoilers est très sensible à la configuration becs et volets de la voilure. Elle est multipliée d'un facteur 4 environ entre les configurations lisses et hypersustentées.

A grande vitesse, les ailerons ne sont pas toujours utilisables. D'une part, l'espace nécessaire pour loger les actionneurs des ailerons étant restreint en bout d'aile, leurs performances en sont obligatoirement limitées. Cela peut poser problème pour contrer les forts moments de charnière que l'on rencontre à forte pression dynamique. D'autre part, le phénomène d'inversion d'aileron fait perdre la plus grande partie de l'efficacité des ailerons externes. Pour ces deux raisons, à grands

Mach, les spoilers sont utilisés en support.

1.2.2 Aérofreinage / airbraking

La fonction aérofrein est principalement utilisée en cas de descente d'urgence, et elle consiste à braquer symétriquement les spoilers pour réduire la finesse de l'avion, et augmenter sa pente de descente.

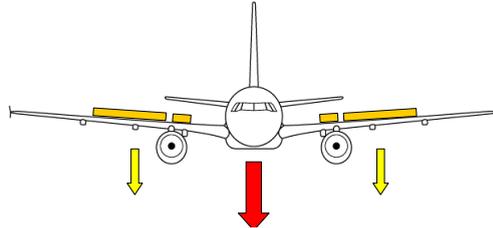


FIG. 1.5 – Braquage des spoilers lors de la descente d'urgence.

En effet, l'équilibre longitudinal de l'avion est régi par les équations classiques de la dynamique du vol (Boiffier, 2001), qui permettent de relier la pente γ à la finesse f de l'avion, définie par $f = Cz/Cx$:

$$\gamma = \frac{F}{m g} - \frac{1}{f} \quad (1.1)$$

Alors, γ étant une fonction croissante de la finesse f , pour $\gamma < 0$, augmenter la pente revient à réduire f , ce qu'on obtient naturellement en braquant les spoilers. On notera que les spoilers les plus internes ne sont généralement pas braqués lors d'une descente d'urgence. Leur sillage, fortement turbulent, en impactant l'empennage horizontal crée du tremblement qui fatigue la structure et s'avère incommodant pour les passagers.

1.2.3 Fonction déporteurs / lift dumper

Lors de l'atterrissage, afin d'optimiser le freinage en plaquant l'appareil au sol, tous les spoilers et les ailerons dans certains cas, sont braqués vers le haut. La portance de l'avion est alors complètement détruite, et la traînée générée participe également au freinage de l'appareil. Les spoilers internes peuvent être utilisés sans restriction en tant que déporteurs, leur influence sur le tremblement à ces faibles vitesses étant négligeable. Sur certains avions, comme ceux de la famille A320, les spoilers internes ne sont utilisés que pour cette fonction.



FIG. 1.6 – Braquage des spoilers pour créer de la déportance lors de l'atterrissage.

A noter que les inverseurs de poussée, qui détournent le flux secondaire du moteur de la tuyère vers l'avant de l'appareil, représentent le deuxième poste de freinage après les disques des trains, bien avant les aérofreins. A partir du moment où ils sont enclenchés, le flux d'air autour de l'avion est tellement perturbé que les spoilers perdent une grande partie de leur efficacité.

1.2.4 Allègement de charge de la voilure

Fonctionnalité relativement récente des surfaces de contrôle de la voilure, les ailerons et/ou les spoilers sont braqués symétriquement pour réduire la charge appliquée à la voilure.

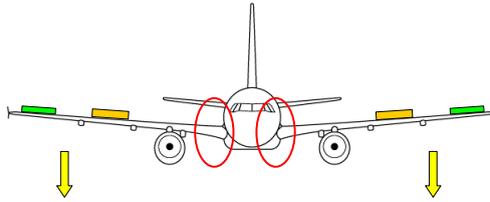


FIG. 1.7 – Braquage des ailerons et des spoilers pour réduire la charge voilure et son moment d'encastrement à l'emplanture

On distingue principalement deux types d'allègements de charge voilure :

- **Allègement de charge en manœuvre (MLA - Maneuver Load Alleviation)** : si de forts facteurs de charges sont appliqués à la voilure, lors d'une ressource à grand Mach par exemple, les surfaces de bout de voilure (spoilers externes et ailerons) sont braquées vers le haut.
- **Allègement de charge en rafale (GLA - Gust Load Alleviation)** : les mêmes surfaces sont braquées après avoir détecté des rafales de vent, qui augmentent brutalement l'incidence de l'avion et donc sa charge.

Ces fonctions permettent de réduire les contraintes subies par le caisson central en diminuant le moment d'encastrement de la voilure. Ces fonctions ont une importance grandissante, car elles permettent de réduire les charges de dimensionnement et donc la masse de la voilure. A noter que les ailerons et les spoilers peuvent également être utilisés pour réduire la fatigue de la voilure.

1.2.5 Autres fonctions

Les surfaces mobiles ont également d'autres utilisations, un peu plus marginales :

- **Droop** : en configuration hypersustentée, bords de fuite et volets déployés, les ailerons sont braqués de quelques degrés vers le bas pour assurer une continuité de profil. On évite alors les trop forts gradients de charge responsables de l'intensité des tourbillons de sillage. De plus, cela permet d'augmenter la valeur du $C_{z_{max}}$.
- **Aide au contrôle en lacet** : la traînée est augmentée en braquant les spoilers asymétriquement afin de créer du moment de lacet.
- **Approche à forte pente (Steep Approach)** : l'A318, plus petit avion de la gamme Airbus, est capable de se poser sur l'aéroport habituellement réservé aux jets privés de London City. Comme cet aéroport est basé en pleine ville, les avions qui s'y posent doivent minimiser le bruit émis, notamment en réduisant le temps de l'approche avant l'atterrissage. Pour ce faire, les spoilers 3 et 4 de l'A318 sont braqués. Suivant le principe énoncé dans l'équation 1.1, la finesse est fortement réduite, et donc la pente de descente de l'avion augmente pour atteindre les 7.5° réglementaires.

1.3 Dimensionnement des surfaces

Un sous-dimensionnement des empennages horizontaux ou verticaux peut être rattrapé une fois l'avion construit en dégradant légèrement les performances de l'avion. A contrario, le dimensionnement des surfaces de contrôles est critique car on ne pourra en aucune façon améliorer la

manœuvrabilité en roulis si jamais celle-ci s'avère insuffisante. Cet état de fait explique les marges importantes prises lors du dimensionnement des surfaces mobiles, quitte à alourdir l'avion.

1.3.1 Processus général

Lors de la conception d'un avion, une fois la forme en plan établie, les becs et les volets sont dessinés pour respecter un objectif de traînée et de $C_{z_{max}}$ au décollage et à l'atterrissage. Les ailerons sont ensuite positionnés entre le longeron arrière et le bord de fuite de la voilure externe, et leur envergure est ensuite maximisée pour en augmenter l'efficacité.

Dés lors, l'efficacité en roulis des ailerons seuls peut être calculée, et l'on en déduit le besoin en surface de spoilers. Ceci permet le dimensionnement préliminaire des ailerons et des spoilers, avant la phase d'itérations successives permettant d'arriver aux surfaces définitives.

Les critères de dimensionnement suivants pour les ailerons et les spoilers sont pris en compte :

- Manœuvrabilité en roulis à basse vitesse
- Manœuvrabilité en roulis à grandes vitesses, aéroélasticité
- Equilibrage
- Aérofreinage
- Contrôle de charge
- Manœuvrabilité au sol
- ...

La plupart de ces critères est issue des contraintes des exigences réglementaires (*FAR et JAR §25*). Néanmoins, certains autres critères proviennent de l'expérience d'Airbus. Afin d'être facilement exploitables, les contraintes réglementaires ont été traduites en des critères plus simples à évaluer lors des phases de développement. Par exemple, les critères de manœuvrabilité exprimés dans la JAR en délai maximal pour passer d'une assiette latérale à une autre, sont exprimés en terme de taux de roulis résiduel p_0 observé après la période transitoire de mise en virage.

Dans le cas général, le processus consiste à dimensionner les surfaces de contrôles de roulis hors cas de panne systèmes, puis l'analyse des cas de panne permettra de choisir l'architecture système (pianotage des surfaces, nombre et type d'actionneurs retenus).

Traditionnellement, le dimensionnement des surfaces de contrôle de la voilure se faisait selon une approche type *Qualité de Vol*, en essayant principalement de respecter les critères de manœuvrabilité de l'appareil, selon les termes traduits de la *FAR*. Les autres fonctions des surfaces de contrôles, plus orientées vers les charges ou les performances de l'avion, n'entraient en aucune manière dans ce processus, et une fois les surfaces dessinées, seule restait la détermination du nombre, du type et du braquage des surfaces pour assurer ces fonctions.

1.3.2 Principaux critères de dimensionnement

Contrôle et manœuvrabilité en roulis à basses vitesses (QDV)

Le contrôle en roulis constitue l'objectif historique des surfaces de contrôle de la voilure. Un certain nombre de critères de manœuvrabilité sont définis dans la réglementation (*FAR §25*) pour conserver cette capacité de contrôle dans le cas des basses vitesses, avec leurs faibles pressions dynamiques.

On veillera à bien distinguer les cas entre la configuration lisse et les configurations hyper-sustentées (atterrissage, décollage, intermédiaires...), car l'efficacité aérodynamique des surfaces de contrôle en dépend directement. La réglementation distingue également les cas tous moteurs fonctionnant et un moteur en panne. Les critères concernant la vitesse de roulis p à faible Mach interprétés par Airbus s'expriment de la façon suivante :

- Tous moteurs en fonctionnement : $p > 15^\circ/s$ en configuration lisse et $p > 20^\circ/s$ en configurations hypersustentées,
- Un moteur en panne : $p > 7.5^\circ/s$ en configurations hypersustentées.

Ces critères sont données à titre d'exemple, et les vitesses auxquelles on les applique dépendent de la configuration avion, et du nombre de moteurs en fonctionnement. Enfin, un dernier critère vise à obtenir un niveau d'accélération en roulis dp/dt suffisant pour que l'avion soit "confortable" à piloter. On veillera à ce que :

- $\frac{dp}{dt} > 6^\circ/s^2$ en braquant les ailerons seuls
- $\frac{dp}{dt} > 10^\circ/s^2$ en braquant les spoilers seuls

Contrôle et manœuvrabilité en roulis à grandes vitesses (QDV)

Le comportement des surfaces de roulis à forte pression dynamique et haut Mach est réglementé dans la FAR §25.253, et peut également s'exprimer en fonction du taux de roulis p . Deux critères simples le résument :

- $p = 8^\circ/s$ en configuration lisse à MMO (Mach Maximum en Opération) et MD (Mach Dive, i.e. Mach maximum atteignable par l'avion). Ce critère réglementaire est non-dimensionnant en pratique car les spoilers sont très efficaces à ces Mach.
- $p = 1^\circ/s$ avec les ailerons seuls à MMO. Ce critère non-réglementaire est délicat à respecter et pose des problèmes de dimensionnement. La valeur de $1^\circ/s$ a été choisie pour assurer un minimum de contrôle en roulis avec les seuls ailerons, et impose donc qu'une partie des ailerons ne soit pas inversée à ces Mach.

Descente d'urgence (Performances)

En cas de dépressurisation brutale de la cabine à l'altitude de croisière (environ 40000ft), on doit pouvoir rallier une altitude de 25000ft en moins de 2 minutes pour éviter aux passagers de souffrir d'une pression atmosphérique trop faible. Lors de cette manœuvre, l'avion vole à son Mach de croisière ou à MMO (Mach Maximum en Opération).

Conformément à l'équation (1.1), pour augmenter la pente de descente, il faut dégrader la finesse de l'avion. Etant donné la forte pression dynamique appliquée à ces surfaces, impliquant des moments de charnière élevés, la descente d'urgence est fortement dimensionnante pour les actionneurs des spoilers.

Dans l'hypothèse où le braquage des seuls spoilers externes ne permettrait pas de tenir les critères réglementaires, le spoiler interne peut potentiellement être utilisé. Néanmoins le braquage de cette surface à fort Mach doit se faire avec la plus grande précaution, car son sillage fortement turbulent et tourbillonnaire peut venir impacter l'empennage horizontal et créer du tremblement ou *buffeting*.¹ Le tremblement généré par le braquage des spoilers n'est pas dangereux pour l'avion, en dehors du fait qu'il fatigue la structure, mais il est fortement inconfortable pour les passagers et le pilote, et ce d'autant plus dans une situation d'urgence où la cabine est dépressurisée.

Sur un avion comme l'A320, du fait de la taille importante du spoiler interne, celui-ci ne peut jamais être utilisé en vol sous peine de générer de trop forts niveaux de vibration sur le plan horizontal.

¹On prendra garde à ne pas confondre ce type de tremblement avec le buffeting "classique" caractérisé par une interaction choc/couche limite, observé sur une voilure à fort Mach.

Cas de pannes (Qualités de vol et performances)

Une surface est dite en panne si elle se retrouve bloquée et inutilisable dans une position arbitraire. Outre la dégradation des qualités de vol, l'augmentation de la traînée provoquée d'une part par le braquage de la surface, et d'autre part par les braquages nécessaires des autres surfaces (profondeur, direction ou autres ailerons/spoilers) pour conserver un avion équilibré en longitudinal et en latéral est fondamental.

On étudie pour les performances l'évolution de la traînée et de la finesse, et l'impact sur la mission de l'appareil. Les qualités de vol étudient les probabilités d'occurrence d'une panne donnée, et doivent prouver que seule une panne pouvant apparaître toutes les 10^9 heures de vol est catastrophique pour l'avion.

Contrôle de la charge voilure

La connaissance des charges sur la voilure permet aux ingénieurs de dimensionner une structure pouvant supporter les cas les plus critiques.

- Manœuvre au facteur de charge maximum ($2.5g$) : les surfaces de contrôle sont utilisées de façon statique dans leur fonction MLA afin de réduire le moment d'encastrement de la voilure dans le caisson central lors d'une manœuvre en vol à fort facteur de charge. Il doit être démontré que la structure peut résister à de telles charges, multipliées par un facteur de sécurité de 1.5 (*ultimate loads*)
- Rafales de vent verticale, potentiellement dangereuses et inconfortables pour les passagers et qui fatiguent la structure. La fonction GLA vient braquer les ailerons et/ou les spoilers lors d'une rafale, afin de réduire les efforts statiques, et d'amortir dynamiquement la voilure en générant une excitation en opposition de phase aux modes propres de la voilure excités.

Les fonctions MLA et GLA nécessitent alors une bonne connaissance du comportement aéroélastique de la voilure avec ses surfaces de contrôle braquées.

Atterrissage et atterrissage rejeté (RTO) : déporteurs

Lors d'un atterrissage classique, ou plus rarement lors d'un RTO (*rejected Take-Off*), les spoilers sont braqués afin de maximiser la charge appliquée sur les trains, et donc d'optimiser le freinage de l'appareil. Si le braquage des spoilers à l'atterrissage augmente la traînée de l'avion et contribue de ce fait au freinage de l'avion, cet effet est marginal devant le freinage à disque des trains. De plus, à partir du moment où les inverseurs de poussée sont enclenchés, l'efficacité aérodynamique des spoilers est quasiment réduite à néant.

Il n'existe pas de contraintes réglementaires concernant les surfaces de contrôle pendant ces deux phases critiques, mais la capacité à déporter et à générer de la traînée doit être considérée avec attention. Sur les avions mono-couloirs de la gamme Airbus, les spoilers sont principalement dimensionnés pour satisfaire aux critères de déportance à l'atterrissage, et sont de ce fait surdimensionnés pour le contrôle en roulis ou la descente d'urgence.

1.4 Rôle de l'aérodynamique dans le processus de dimensionnement

Un dimensionnement correct des surfaces de contrôle de la voilure nécessite une capacité de modélisation précise suivant les trois axes précédemment décrits :

- Qualités de vol
- Performances
- Charges

Les deux premiers axes peuvent finalement être réunis en un seul où l'on cherchera avant tout à représenter le comportement global de l'avion à travers ses coefficients aérodynamiques d'efforts et de moment. Les phénomènes locaux ne seront pas considérés, mais on cherchera à représenter la plus grande partie du domaine de vol de l'avion, en terme de Mach, incidence, configuration avion, type et braquage des surfaces. . . Cela pose naturellement problème car des milliers de cas possibles existent potentiellement.

Les qualités de vol et performances pour les surfaces de contrôles sont néanmoins distinctes dans leur approche de l'aérodynamique en modélisant respectivement les efficacités des ailerons et des spoilers à iso- α et à iso-Cz. De même, si les qualités de vol chercheront avant tout à modéliser les coefficients latéraux de l'avion (moment de roulis principalement), les performances sont surtout destinées aux coefficients longitudinaux (portance, traînée et tangage), même si les cas de pannes sont étudiés.

La bonne connaissance des charges est utilisée pour le dimensionnement de la structure de l'appareil. Concernant les ailerons et les spoilers, on cherche avant tout à bien représenter les charges de la voilure et de l'empennage horizontal lorsque ceux-ci sont braqués. Les charges des autres composantes de l'avion comme la nacelle, le fuselage ou encore le mât réacteur sont naturellement affectées par les braquage des surfaces, même si elles ne seront pas étudiées dans ce mémoire.

Chapitre 2

Etude bibliographique

En un demi-siècle d'étude sur les surfaces de contrôle, les auteurs successifs se sont attachés à :

- Comprendre et expliquer leur comportement aérodynamique,
- Les modéliser le plus fidèlement et précisément possible.

L'objectif des différentes études menées dans ce mémoire est de proposer des méthodologies de modélisations aérodynamiques d'un avion avec ses surfaces de contrôle braquées, adaptées à toutes les phases du développement. Ces méthodologies sont basées sur des méthodes plus ou moins complexes, parmi lesquelles on retiendra les calculs numériques 2D et 3D, les essais en soufflerie ou encore les méthodes semi-empiriques.

Cette partie, qui constitue la base bibliographique à ce mémoire, vise à présenter les principaux phénomènes physiques régissant l'écoulement autour des ailerons et des spoilers, les modèles théoriques analytiques proposés, et surtout l'état de l'art des méthodes actuellement exploitées dans l'industrie.

2.1 Les ailerons

Les ailerons sont des surfaces de contrôle très simples dans leur principe. Leur fonctionnement théorique est bien connu, et peut être décrit par la simple théorie des profils minces. Cependant, lorsqu'ils sont utilisés dans certaines conditions de vol, des effets non-linéaires bien plus délicats à modéliser peuvent apparaître.

Après un bref rappel des aspects théoriques liés au braquage des ailerons, les principaux résultats des études qui ont mis en évidence ces phénomènes sont détaillés.

2.1.1 Théorie bidimensionnelle linéaire

L'objectif des ailerons et des autres surfaces de bord de fuite est uniquement de modifier la cambrure du profil pour augmenter ($\delta_p > 0$) ou réduire ($\delta_p < 0$) la portance locale. Les phénomènes mis en jeu sont modélisables en 2D incompressible par la théorie des profils minces (Bonnet et Luneau, 1989), qui permet d'obtenir les principaux résultats dans la zone linéaire.

Considérons tout d'abord un profil quelconque, aileron non braqué, placé dans un écoulement incompressible de fluide parfait à une incidence α . L'équation de l'extrados d'un profil non symétrique est $y^+(x)$, et l'équation de l'intrados est $y^-(x)$. Les lois de pente δ^\pm intrados/extrados sont données par :

$$\delta_0^\pm = \frac{dy^\pm}{dx} \quad \text{pour } x_{BA} \leq x \leq x_{BF}$$

En utilisant la théorie des profils minces, le problème général est décomposé en un problème épais non portant et un problème squelettique portant. Limitons-nous à ce deuxième problème. La loi de pente du squelette du profil est définie par :

$$\delta_s(x) = \frac{1}{2} (\delta_0^+ + \delta_0^-) - \alpha$$

On suppose maintenant qu'on vient braquer un aileron d'un angle δ_p . Notons x_{ail} l'abscisse de la charnière de l'aileron. Du fait de sa linéarité, le problème squelettique peut s'éclater en trois sous-problèmes :

$$\text{Squelette à incidence nulle : } \delta_s(x) = \frac{1}{2} (\delta_0^+ + \delta_0^-) \quad \text{pour } x_{BA} \leq x \leq x_{BF}$$

$$\text{Plaque plane en incidence : } \delta_s(x) = -\alpha \quad \text{pour } x_{BA} \leq x \leq x_{BF}$$

$$\text{Squelette de l'aileron : } \delta_s(x) = \begin{cases} 0 & \text{pour } x_{BA} \leq x \leq x_{ail} \\ -\delta_p & \text{pour } x_{ail} < x \leq x_{BF} \end{cases}$$

Braquer un aileron revient donc uniquement à ajouter un terme de cambrure au squelette. Ce problème est complètement résolu par Bonnet. On introduit et on note $\Delta Ci(\delta_p)$ ($i = x, y, z, l, m, n$) l'efficacité d'un aileron braqué autour d'un axe donné, par :

$$\Delta Ci(\delta_p) = Ci(\delta_p) - Ci(\delta_p = 0^\circ) \quad (2.1)$$

Bonnet, après un certain nombre de calculs, obtient l'efficacité en portance et l'efficacité en tangage (calculée au foyer F) :

$$\Delta Cz = 2\delta_p \cdot (\theta_{ail} + \sin \theta_{ail}) \quad (2.2)$$

$$\Delta Cm_F = \frac{\delta_p}{2} \cdot \left(\sin \theta_{ail} + \frac{\sin 2\theta_{ail}}{2} \right) \quad (2.3)$$

avec l'abscisse réduite θ_{ail} :

$$x_{ail} = \frac{x_{BF} - x_{BA}}{2} \cos \theta_{ail} + \frac{x_{BF} + x_{BA}}{2}$$

Finalement, le braquage positif de l'aileron augmente les Cz et Cm du profil, à iso-incidence. Il est également possible de montrer en linéarisé un comportement local non borné des pressions au niveau de la cassure de la charnière de l'aileron.

2.1.2 Théorie tridimensionnelle, calcul du moment de roulis

Les ailerons ont une envergure limitée, et sont généralement placés en bout de voilure, dans le prolongement des volets. L'objectif est d'avoir le plus grand bras de levier possible pour maximiser le moment de roulis créé. La théorie de la ligne portante de Prandtl (Bonnet et Luneau, 1989) permet d'accéder aux effets 3D et de donner une estimation du moment de roulis :

$$Cl = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\partial Cz}{\partial \delta_p} \right]_{2D} \cdot \frac{\delta_{pD} - \delta_{pG}}{2} \cdot \frac{\lambda}{4 + \frac{4}{\lambda}} \cdot \left(\sin \sigma_2 - \sin \sigma_1 - \frac{\sin 3\sigma_2 - \sin 3\sigma_1}{3} \right) \quad (2.4)$$

en introduisant la variable σ :

$$y = b \cos \sigma$$

On utilise les notations suivantes : δ_{pD} et δ_{pG} les braquages des ailerons des voilures gauche et droite, λ l'allongement de la voilure, σ_1 et σ_2 les positions en envergures interne et externes de l'aileron, et enfin $\left[\frac{\partial Cz}{\partial \delta_p} \right]_{2D}$ le gradient de portance du profil selon le braquage de l'aileron. Finalement, le moment de roulis varie linéairement avec le braquage des ailerons.

2.1.3 Aspects non-linéaires

Non-linéarités en braquage

Fillola (2006) observe qu'au-delà d'un certain braquage, des décollements vont apparaître à l'extrados ($\delta_p > 0$) ou à l'intrados ($\delta_p < 0$), atténuant l'efficacité linéaire que l'on obtient pour les petits braquages (fig. 2.1).

A partir de résultats expérimentaux obtenus dans la soufflerie T2 du centre de Toulouse de l'ONERA, il montre que si le braquage des ailerons permet d'accroître le C_z d'un profil supercritique OAT15A, l'apparition des non-linéarités en incidence est également anticipée à cause du braquage. Les répartitions de pressions prises sur ce profil montrent d'une part l'apparition d'un décollement de bord de fuite ($\delta_p > 6^\circ$ environ), et d'autre part le recul du choc en augmentant le braquage de l'aileron, à iso-incidence.

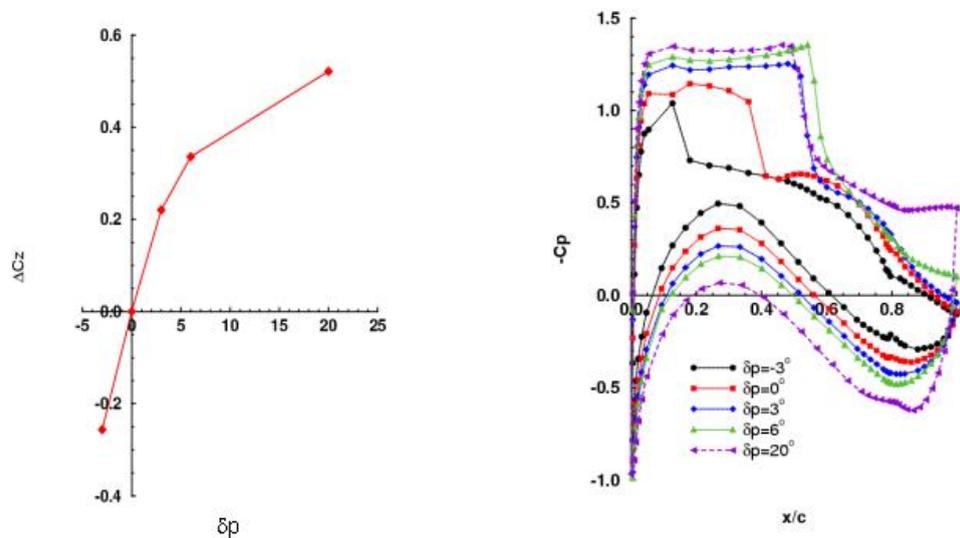


FIG. 2.1 – Efficacité en portance de l'aileron du profil OAT15A, et répartitions de pressions associées ($Mach = 0.73$, $\alpha = 1.5^\circ$) selon Fillola (2006)

Ces non-linéarités en braquage ont été étudiées par Coudray (2005) qui a proposé une formulation semi-empirique pour les modéliser. Du fait de la cambrure et de la non-symétrie du profil, elles sont différentes pour les braquages positifs et négatifs, et il apparaît un point d'inflexion pour $\delta_p < 0$. En recentrant les courbes autour de ce point d'inflexion, Coudray montre que l'apparition des non-linéarités devient symétrique en braquage.

En les écrivant par : $NL = \Delta Cl - (\partial Cl / \partial \delta_p) \cdot \delta_p$, et après avoir remarqué qu'elles sont relativement semblables pour les différents avions de la gamme Airbus, il montre qu'elles peuvent être modélisées basiquement par un polynôme du second degré (fig. 2.2).

Effets Reynolds et compressibilité

Le résultat de l'équation 2.4 a été établi pour des conditions assez restrictives et pas toujours proches des conditions réelles du vol d'un avion :

- Fluide parfait,
- Ecoulement incompressible,

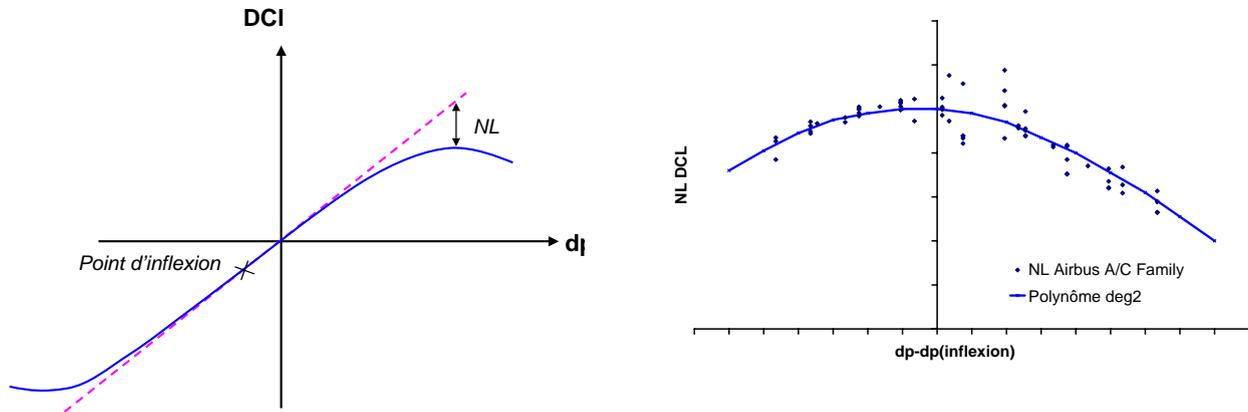


FIG. 2.2 – Non-linéarités liées au braquage de l’aileron en ΔCl selon la modélisation proposée par Coudray (2005)

– Faibles braquages et incidences.

Ainsi, avec ces modélisations 2D et 3D, les effets liés au nombre de Reynolds sont négligés, au Mach et à la souplesse de la voilure. Ceux-ci sont complexes à appréhender et à modéliser et ont fait l’objet d’un certain nombre d’études dans la littérature (Mineck, 2000; Al-Saadi, 1997; Mineck, 2001; Calmels, 2003; Delbove, 2005).

Mineck étudie l’influence du Reynolds et du Mach sur les efficacités en portance et en roulis expérimentalement, sur une maquette générique d’un avion de transport classique. Il montre une dépendance limitée de l’efficacité des ailerons avec le Reynolds, pour différents Mach. Pour $3.10^6 < Re < 22.10^6$ environ, il mesure un gain d’efficacité roulis, puis une chute pour $Re > 22.10^6$ (fig. 2.3).

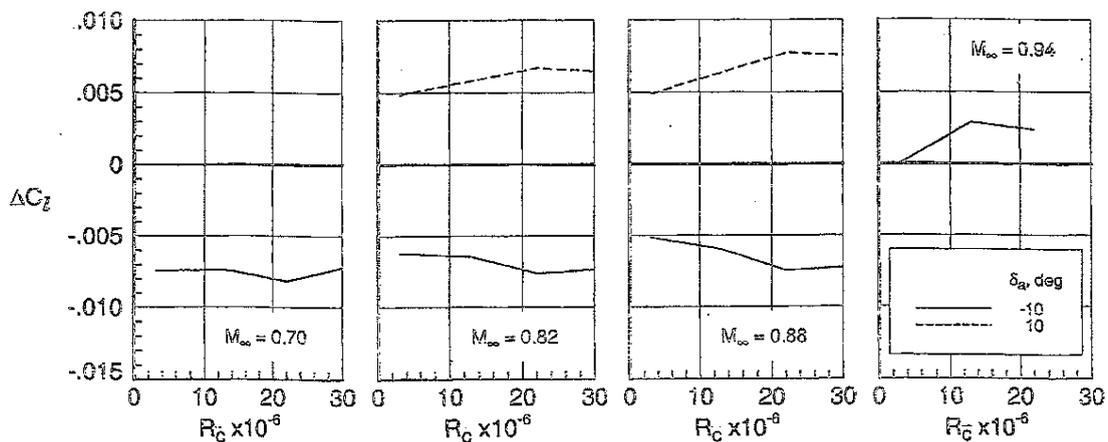


FIG. 2.3 – Variation du moment de roulis avec le nombre de Reynolds, en fonction du braquage des ailerons à $\alpha = 0^\circ$, (Mineck, 2001)

Effets aéroélastiques

Un avion n'étant pas rigide, sa voilure se déforme en vol sous l'action de l'air modifiant son vrillage et son dièdre. L'efficacité d'un aileron n'est pas la même sur une voilure souple et sur une voilure rigide, la souplesse tendant à réduire (voire à inverser), l'action de la surface. En effet, un braquage positif de l'aileron (augmentation de la portance) se traduit par un moment de torsion à piquer de la voilure, réduisant l'incidence locale et la portance. L'efficacité de l'aileron s'en trouve donc significativement réduite. Si la compréhension de ce phénomène est aisée, en prévoir la perte de ΔCl est en revanche délicat, et présente un intérêt crucial pour un avionneur. Dès les années 50, des tentatives de modélisation approchées de ces effets ont été proposées (Strass et Stephens, 1953), au prix d'hypothèses assez grossières sur l'amplitude des phénomènes, et sur la géométrie de la voilure.

Ce phénomène se retrouve également (mais dans une moindre mesure) sur les maquettes utilisées pour les essais en soufflerie. De nombreux auteurs se sont penchés plus récemment sur le problème, notamment Calmels (2003) dans le cadre du projet européen HiReTT (*High Reynolds number Tools and Techniques*), qui analyse une campagne d'essais menés dans la soufflerie cryogénique ETW, sur une maquette d'un avion générique, visant à tester les effets aéroélastiques en modifiant le paramètre q/E (avec q la pression dynamique, E le module d'Young de la maquette). Il montre que l'efficacité en roulis d'un aileron est réduite de manière importante en augmentant q/E (fig. 2.4).

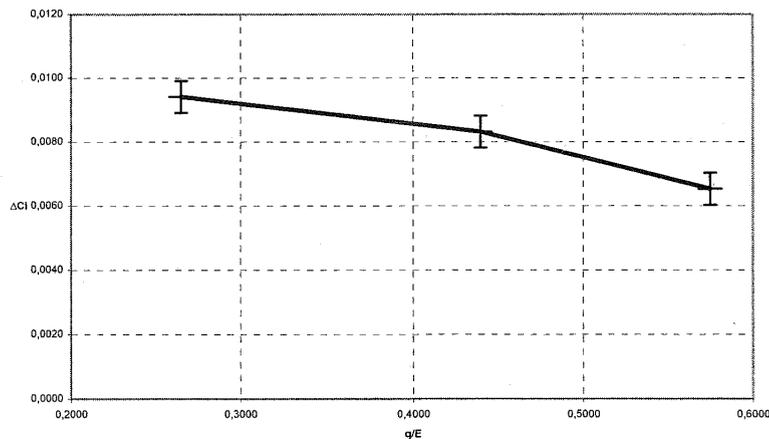


FIG. 2.4 – Evolution du ΔCl en fonction de q/E sur la demi-maquette N47 du projet HiReTT, $M = 0.85$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta_p = 3^\circ$, (Calmels, 2003)

L'approche soufflerie pour traiter les phénomènes aéroélastiques est finalement assez complexe et limitée d'une part à cause du coût important, et d'autre part parce qu'il semble difficile d'obtenir une maquette représentative de la souplesse réelle de l'avion.

2.2 Physique des spoilers

Contrairement aux ailerons, il n'existe aucune théorie "exacte" permettant de bien comprendre le comportement des spoilers. Les phénomènes mis en jeu sont bien plus complexes et délicats à modéliser précisément. La compréhension de l'écoulement a été plus étudiée dans la littérature pour ces surfaces que pour les ailerons, avec d'une part la description des phénomènes stationnaires à partir d'essais en soufflerie, mais aussi et surtout la prise en compte des aspects instationnaires liés au sillage turbulent, dont la compréhension est fondamentale pour l'étude du tremblement sur l'empennage horizontal généré par les spoilers.

2.2.1 Ecoulement stationnaire

D'un point de vue aérodynamique, le braquage d'un spoiler tend à faire décoller la couche limite sur l'extrados d'un profil, à cause de la discontinuité de la surface. Le spoiler génère une importante zone de recirculation rejoignant son bord de fuite et celui du profil (fig. 2.5).

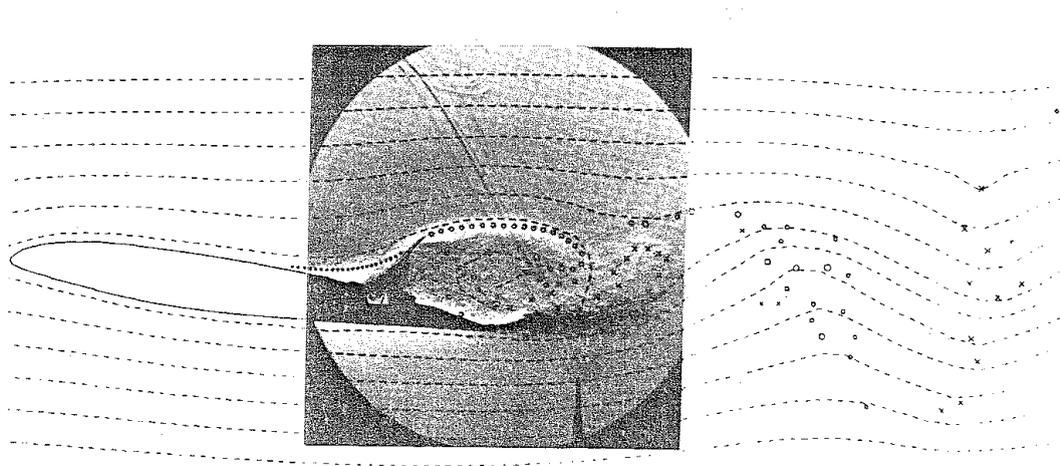


FIG. 2.5 – Visualisation par ombroscopie du sillage turbulent derrière un spoiler à $\delta_{sp} = 60^\circ$ et $\alpha = 8^\circ$, superposées à des lignes de courants calculées (Lee et Bodapati, 1985)

Les pressions augmentent à l'extrados et diminuent à l'intrados du fait du déplacement du point d'arrêt vers l'extrados (fig. 2.6). Finalement, la portance du profil est réduite. En outre, Lee et Bodapati (1983) mettent en évidence la présence d'un bulbe de décollement au niveau de la charnière du spoiler aux faibles incidences à cause du gradient de pression positif en son amont. Notons tout de même que l'apparition de ce bulbe nécessite des braquages de spoilers importants ($\delta_{sp} = 60^\circ$ dans la fig. 2.7), rarement atteints sur avion.

Mack *et al.* (1979) sont parmi les premiers à élargir le problème et à s'intéresser à l'écoulement sur un profil avec un volet déployé. A partir de mesures obtenues par LDV, il montre qu'un spoiler braqué sur une telle configuration fait complètement décoller le volet, ce qui augmente considérablement son efficacité. Le gain de traînée sera également très fort dans ce cas précis.

Fillola (2006) étudie des essais réalisés dans la soufflerie T2 de l'ONERA Toulouse, sur un profil supercritique OAT15A, avec spoilers braqués. Il analyse des mesures à $Mach = 0.73$, $\alpha = 1.5^\circ$ et $\delta_{sp} = 30^\circ$ par LDV du sillage mettant en évidence la zone de recirculation derrière le spoiler. Les courbes de pressions relevées derrière le spoiler montrent un plateau de pression dans cette zone (fig. 2.6).

Le tracé des $Cz(\alpha)$ pour différents braquages allant de 0° à 30° montre qu'un profil avec spoiler braqué garde le même Cz_α que spoiler non braqué. Par contre, en plus de l'importante perte de portance, les non-linéarités en incidence sont retardées.

2.2.2 Ecoulement instationnaire établi

Une fois l'écoulement derrière le spoiler établi, une couche de mélange se forme dans son sillage entre la zone d'eau morte et l'écoulement convecté autour de celle-ci. Cette couche de mélange est fortement rotationnelle et peut être modélisée par une couche de vorticité en l'absence de viscosité. L'équation de Rayleigh indique que la présence d'un point d'inflexion dans son profil des vitesses peut rendre l'écoulement instable (Charru, 2003), développant une instabilité de Kelvin-Helmoltz,

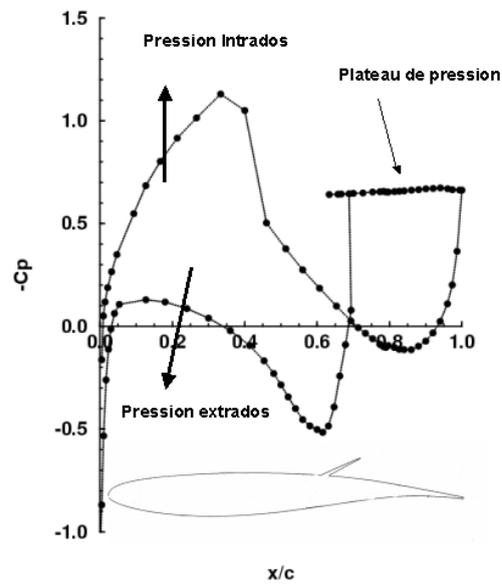


FIG. 2.6 – Répartition de $-C_p$ sur le profil OAT15A selon Fillola (2006). ($Mach = 0.73$, $\alpha = 1.5^\circ$, $\delta_{sp} = 30^\circ$)

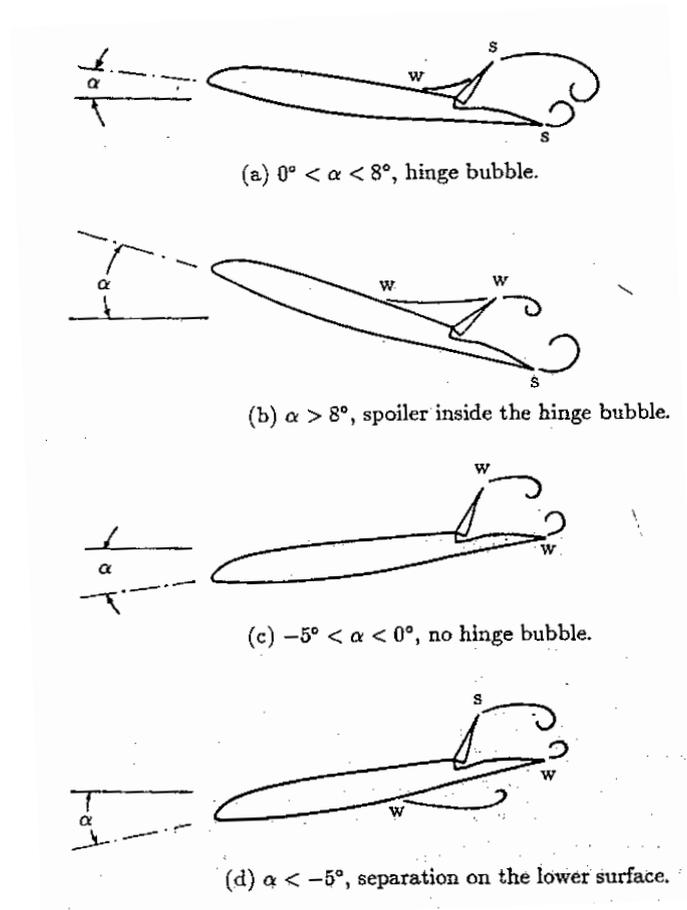


FIG. 2.7 – Evolution du sillage et du bulbe de décollement à la charnière en fonction de l'incidence (Lee et Bodapati, 1987)

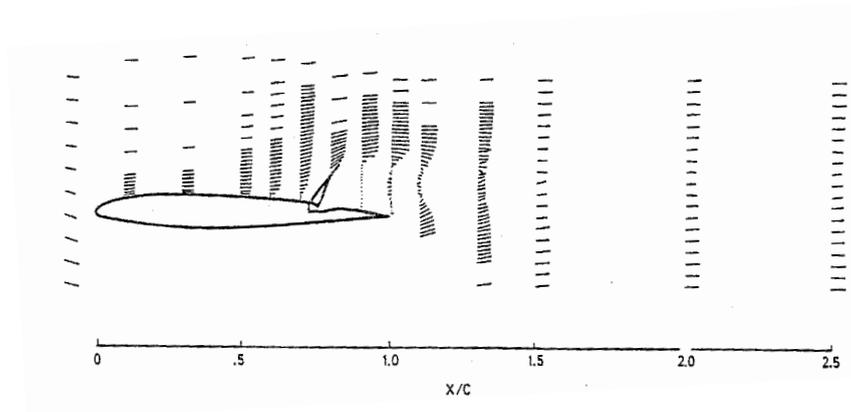


FIG. 2.8 – Ecoulement derrière un spoiler ($Re = 2.8 \cdot 10^5$, $\delta sp = 60^\circ$, $\alpha = 0^\circ$) mesuré par LDV par (McLachlan *et al.*, 1983)

qui se traduit par une oscillation périodique. La nappe de vorticité est transportée par l'écoulement de base, et les parties supérieures et inférieures sont convectées par des vitesses de signes opposés, et il s'ensuit un enroulement de la nappe.

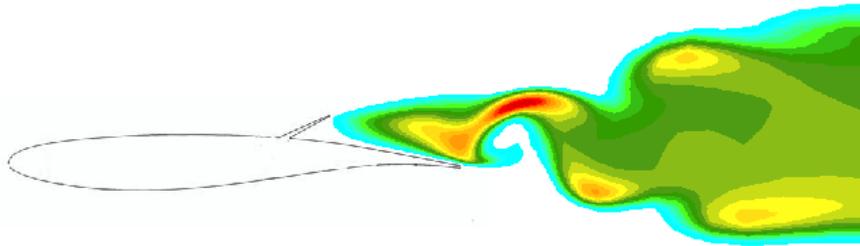


FIG. 2.9 – Champ de μ_T/μ_L dans le sillage des spoilers du profil OAT15A. Calculs URANS elsA $Mach = 0.73$, $\alpha = 1.5^\circ$. (Fillola, 2006)

Ce phénomène a été étudié dans les années 70-80 par Mack *et al.* (1979); Wentz *et al.* (1981); McLachlan et Karamcheti (1982); McLachlan *et al.* (1983); Ayoub et Bodapati (1982). Le phénomène de lâcher tourbillonnaire (fig. 2.9) est observé et des spectres sont tracés à partir des fluctuations des pressions à la paroi dans la zone décollée. McLachlan et Ayoub montrent une dépendance entre le braquage des spoilers et la fréquence excitée. Plus le braquage est important, plus on excite des basses fréquences. En outre, ils montrent que l'excitation ne se cantonne pas à la seule zone décollée, mais qu'elle affecte tout le profil (fig. 2.10). Ils proposent donc de construire un nombre de Strouhal n basé sur la hauteur H entre le culot du spoiler et le bord de fuite du profil, constant en faisant varier le braquage du spoiler :

$$n = \frac{f \cdot H}{V_\infty} \quad (2.5)$$

Enfin, Fillola (2006) analyse des mesures instationnaires avec des capteurs Kulites en différents points du profil OAT15A. Il confirme que le nombre de Strouhal défini dans l'équation 2.5 est constant en faisant varier le braquage du spoiler.

Sur un avion, ces lâchers tourbillonnaires sont problématiques dans le cas où le sillage du spoiler impacte l'empennage horizontal, et induit du tremblement. Pour réduire ce phénomène, on limite généralement le braquage des spoilers internes de l'avion. Ces interactions complexes ont été étudiées

spécifiquement dans le projet européen AWIATOR par Namer (2004), qui a permis de confirmer le lien entre l'angle de braquage du spoiler et la fréquence d'excitation.

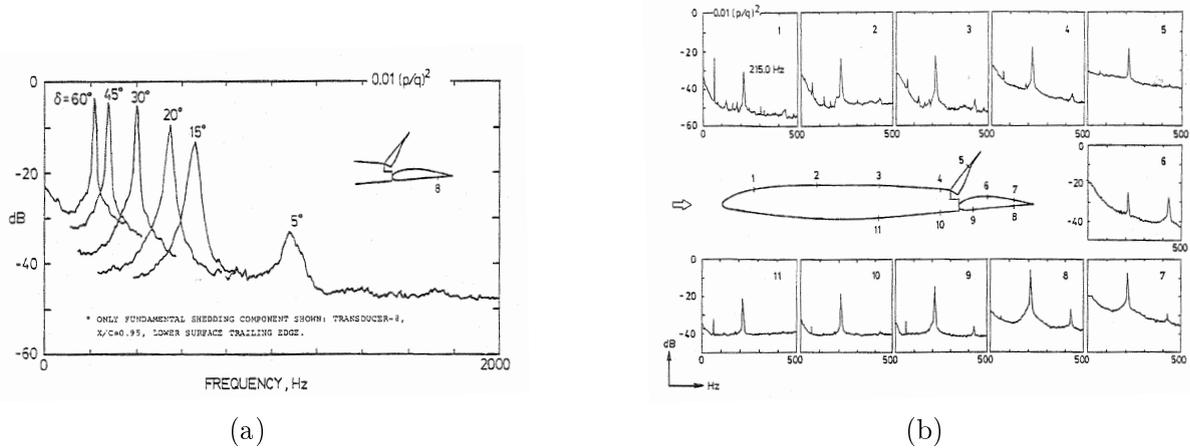


FIG. 2.10 – (a) Effet du braquage des spoilers sur les spectres au niveau du culot du profil et (b) spectres des fluctuations de pression autour du profil, selon McLachlan *et al.* (1983) (Basse vitesse, $Re = 5.2.10^5$, $\alpha = 0^\circ$)

2.3 Théories des spoilers

L'intérêt pour les spoilers grandissant dans les années 1950, du fait de leur capacité à créer de la traînée et de la déportance, on chercha un moyen de les modéliser sans passer obligatoirement par des essais en soufflerie. Dans la littérature, peu d'auteurs ont proposé une théorie pour modéliser l'effet de braquage des spoilers en bidimensionnel. Tous ont été confrontés à une difficulté pratiquement insurmontable avec des modélisations simples : comment représenter correctement la zone de recirculation ?

2.3.1 Théorie de Woods/Barnes

La première théorie est due à Woods (1953), et s'applique aux spoilers normaux à la paroi, plongés dans un écoulement incompressible de fluide réel, sur un profil mince symétrique. Il décompose le C_p en trois termes :

$$C_p = C_{p0} + \Delta C_{p_s} + \Delta C_{p_w} \quad (2.6)$$

avec C_{p0} le coefficient de pression à portance nulle sur le profil spoiler non-braqué, ΔC_{p_s} l'incrément dû au spoiler sur le profil en incidence et ΔC_{p_w} un terme symétrique de décalage pour l'intrados et l'extrados, pour prendre en compte l'impact du sillage sur les pressions du profil. Woods fait l'hypothèse que ΔC_{p_s} , qui représente la pression dans la zone décollée est constante et vaut la pression statique de l'écoulement infini amont. Après de nombreux calculs, il parvient à exprimer le C_p , et donc en intégrant, le C_z et le C_m du profil, dans des expressions complexes et difficilement exploitables.

Cette théorie a été complétée et comparée à des essais par Barnes. Les résultats obtenus sont étonnamment bons pour une telle théorie, mais limités aux spoilers normaux, en incompressible, en négligeant l'épaisseur du profil.

Une seconde théorie a été proposée par Omori (1963), bien plus simple que la théorie de Woods. Omori utilise une distribution de singularités pour représenter l'écoulement autour d'un cylindre

circulaire avec un spoiler normal à surface. Grâce à une transformation conforme, il obtient l'écoulement autour d'une plaque plane à incidence nulle avec un spoiler normal. Cette théorie néglige alors complètement l'effet d'incidence, et de forme de profil.

Cette théorie a donné des résultats médiocres. De plus l'impossibilité de modifier l'incidence dans cette théorie oblige à s'en désintéresser.

2.3.2 Théorie de Brown et Parkinson

Brown et Parkinson (1972) ont proposé une théorie linéarisée intéressante pour modéliser un profil avec un spoiler quelconque (et pas seulement normal à la paroi). Comme dans la théorie de Woods, la pression dans la zone de recirculation est prise constante.

Brown considère un profil quelconque de corde c , disposant d'un spoiler quelconque d'une hauteur h , et éventuellement d'un volet non ventilé d'une corde c_η . Ce profil est immergé dans un écoulement incompressible non visqueux et irrotationnel. Brown suppose que la recirculation derrière le spoiler forme une cavité étanche de longueur l . Le principe de la méthode de Brown consiste à transformer le profil linéarisé et la cavité en un cercle grâce à des transformations conformes. Il parvient après des développements mathématiques à une expression littérale des C_z et C_m du profil avec spoiler braqué. Le C_x est en revanche totalement faux.

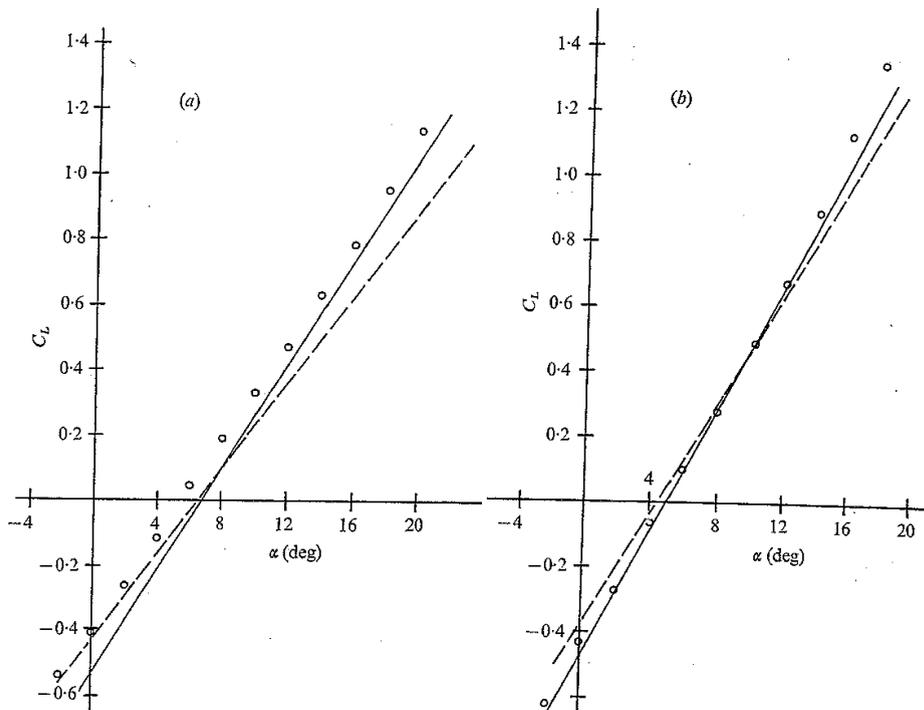


FIG. 2.11 – Comparaison entre les méthodes de Brown (traits pleins), de Woods (pointillés) et des essais en soufflerie (symboles) pour la prévision du C_z d'un profil Clark Y muni (a) d'un spoiler normal à 50% et 70% de corde, (b) d'un spoiler braqué à 60° (Brown et Parkinson, 1972)

Brown a comparé ses résultats avec ceux obtenus par Woods sur un profil Clark Y muni d'un spoiler normal à 50% et 70% de la corde (fig. 2.11). En plus de ne plus se cantonner aux spoilers normaux, cette théorie permet d'améliorer nettement la précision du C_z .

2.3.3 Modélisation des effets 3D

La prévision du coefficient de portance en fonction de l'incidence pour un profil quelconque avec spoiler braqué étant un exercice difficile, Parkinson et Doo (1977) propose d'utiliser la méthode de la ligne portante de Prandtl pour modéliser les effets 3D sur une demi-voilure basée sur un profil NACA 0015, avec un spoiler d'envergure finie braqué à 90°. Les résultats obtenus pour le Cz et le Cl sont en bon accord l'expérience.

2.3.4 Méthodes semi-empiriques

Les ESDU proposent des formulations semi-empiriques pour déterminer les efficacités des spoilers (définies de façon similaire à l'efficacité des ailerons dans l'équation 2.1) à partir d'abaques fournies. La formulation est la suivante :

$$\Delta Cz(\delta_{sp}) = \frac{\Delta Kz(\delta_{sp})}{2\pi} \cdot \frac{\partial Cz}{\partial \alpha} (\Phi_i - \Phi_o) \quad (2.7)$$

$\Delta Kz(\delta_{sp})$ est l'efficacité 2D des spoilers sur le profil de la voilure, Φ_i et Φ_o facteurs de correction en envergure et $\partial Cz/\partial \alpha$ le gradient de portance de la voilure. Des abaques sont fournis pour tous ces termes. Des formulations existent également pour exprimer les autres coefficients aérodynamiques, toujours sur le même principe.

Les méthodes semi-empiriques sont très pratiques pour obtenir un résultat rapidement, d'une précision correcte. Mais leur principal problème est la grande incertitude sur leur champ d'application. De nombreux doutes existent quant à leur validité dès lors qu'on s'éloigne des cas pour lesquels elles ont été établies. De plus, l'incapacité à modéliser finement les interactions avec les différents éléments de l'avion les rendent bien trop approximatives, et trop éloignées des besoins en précision actuels d'un avionneur.

2.4 Quel outil pour quel besoin ?

La majorité des auteurs précédemment cités s'est attachée à décrire les phénomènes physiques autour des surfaces de contrôle en 2D en n'expliquant les phénomènes 3D que de façon sommaire, sur des géométries simplifiées par rapport à un avion réel. Les quelques tentatives de théories présentées ci-avant se révèlent pour la plupart inexploitable pour un avionneur, du fait d'hypothèses réduisant fortement leur domaine d'application.

D'un point de vue industriel, l'objectif des modèles aérodynamiques est de fournir des équations et/ou des méthodologies permettant la description la plus précise possible du comportement aérodynamique de l'avion en général, et des surfaces de contrôle en particulier. Compte tenu de la complexité de l'écoulement, des non-linéarités dues aux décollements, aux couplages fluide-structure, cet exercice devient particulièrement délicat.

Bien entendu, la solution qui a été de rigueur pendant des années reste de faire des essais en soufflerie. Mais cette solution est loin d'être parfaite. D'une part, outre les coûts élevés de ces essais, les délais importants de fabrication de la maquette pénalisent fortement tout le processus industriel visant à réduire les temps de développement. Et nécessairement, la géométrie utilisée pour la définition de la maquette sera caduque quand les premiers résultats seront disponibles, obligeant à effectuer des recalages pour avoir des résultats en accord avec la géométrie du moment. D'autre part, certains phénomènes aérodynamiques seront difficilement captés, et non représentatifs des conditions de vol. Le nombre de Reynolds par exemple, plus faible dans la plupart des souffleries qu'en

conditions réelles empêche de capter avec précision les non-linéarités, la traînée, la souplesse...

La voie empruntée depuis quelques années est la généralisation des calculs numériques. La CFD, utilisée à l'origine pour la conception de formes a commencé à intéresser les industriels pour l'élaboration de données aérodynamiques et plus particulièrement pour la prévision des efficacités des surfaces de contrôle. Cette voie est particulièrement prometteuse, mais nécessite une industrialisation poussée, une bonne fiabilité et une précision maîtrisée des codes utilisés. En effet, générer des données aérodynamiques signifie effectuer des centaines de calculs, sur des configurations plus ou moins complexes et dans des conditions en terme de Mach et incidences souvent délicates. Le processus de calcul ne peut se permettre d'être aléatoire, peu fiable ou pas assez réactif.

La CFD dite *complexe* est utilisée généralement dans les phases avancées du processus de développement, mais reste difficilement applicable dans les premières étapes de la conception. Les Méthodes Semi-Empiriques constituent l'alternative obligatoire lorsqu'on ne dispose que de peu d'informations sur la géométrie de l'avion. Ces méthodes à la précision parfois incertaine ne permettent pas en plus de modéliser les charges sur les composantes de l'avion. Il y a donc un énorme intérêt à les remplacer par des outils plus perfectionnés de CFD dite *rapide*. Dans la partie III, le code de ligne portante PAMELA est utilisé pour la modélisation des surfaces de contrôle et l'établissement de Données Aérodynamiques préliminaires. Le fondement théorique de ce code le rend bien plus robuste et attractif que les MSE.

Le rapport précision/coût de l'ensemble des méthodes utilisées pour la modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle est récapitulé dans la fig. 2.12.

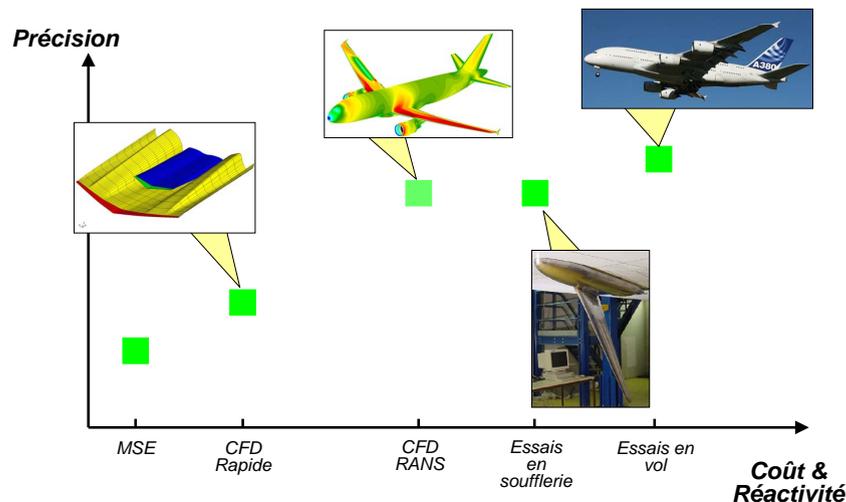


FIG. 2.12 – Rapport précision/coût des méthodes utilisées en modélisation aérodynamique

Tout au long de ce mémoire, les techniques numériques rapides et complexes ont été largement exploitées et constituent la plupart du temps l'outil de base utilisé pour la construction de modèles. Néanmoins, en dépit du rôle central que jouent les techniques numériques, nous insisterons sur le fait qu'elles n'ont à aucun moment constitué la finalité de ces travaux. Elles ont été considérées

uniquement dans leur rôle d'outil, connaissant leur domaine d'application et leur précision.

Dans les paragraphes suivants, nous allons présenter succinctement les travaux des différents auteurs ayant abouti aux méthodes numériques utilisées chez Airbus pour la modélisation des ailerons et des spoilers.

2.5 Modélisation numérique des surfaces de contrôle

2.5.1 Etudes numériques sur profils simples

Les premières études numériques qui ont été réalisées ont principalement consisté en des études de faisabilité afin de trouver la meilleure stratégie de calcul à appliquer avant de passer à des cas industriels. Plusieurs éléments devaient être déterminés en premier lieu :

- Le choix de la méthode de maillage pour effectuer différents braquages simplement,
- La validité des modèles de turbulence,
- La capacité à traiter les cas instationnaires,
- ...

Les spoilers

Ok et Eberhardt (1993) effectuent les premiers calculs numériques pour valider des essais effectués par Lee et Bodapati sur un profil Boeing muni d'un spoiler braqué à 60° . Le solveur utilisé résout les équations de Navier-Stokes moyennées en utilisant le modèle de turbulence de Baldwin-Lomax sur un maillage coïncident. Les calculs instationnaires effectués donnent un nombre de Strouhal du phénomène de lâcher tourbillonnaire en parfait accord avec l'expérience, même s'ils notent des écarts sur la valeur moyenne de l'écoulement, probablement dus au modèle de turbulence selon les auteurs. Ils évoquent surtout l'utilisation de la technique Chimère pour faciliter le maillage de configurations complexes en coïncident, qui donne des résultats en très bon accord avec la méthode complètement coïncidente.

La technique Chimère sur maillage coïncident a été utilisée par Kim et Rho (1996) qui ont effectué plusieurs braquages de spoiler en déformant le maillage. Le modèle de turbulence est toujours celui de Baldwin-Lomax. Des calculs instationnaires sont réalisés et permettent d'analyser précisément le lâcher tourbillonnaire, pour un spoiler à braquage constant et pour un spoiler oscillant. Choi *et al.* (2001) utilise également la méthode Chimère afin de simuler le déploiement rapide d'un spoiler.

Fillola *et al.* (2006) choisissent également l'approche maillage structuré en 3D dans le code RANS elsA pour comparer des essais en soufflerie réalisés à T2 sur un profil OAT15A avec spoiler braqué à 20° et 30° . Grâce aux conclusions de Jiang (2001), ils choisissent de prendre en considération les parois de la soufflerie via un maillage 3D, sans lequel l'accord expérience/calcul est délicat. Les meilleurs résultats stationnaires sont obtenus avec le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras, alors que le modèle $k - \omega$ de Kok donne des résultats erratiques. Fillola montre que les coefficients globaux sont en bon accord avec les essais, même si le C_x est sous-estimé. Il valide cependant la capacité de la CFD RANS à modéliser correctement les écoulements autour des spoilers, pour différents Mach, incidences et braquages. L'apparition des non-linéarités en incidence est également bien captée.

Les calculs instationnaires effectués pour deux braquages et différents Mach (de 0.3 à 0.76) avec le modèle $k - \omega$ de Kok sont en bon accord avec l'expérience concernant la valeur du nombre de Strouhal (défini dans l'équation 2.5), très proche des essais. En revanche, la valeur moyenne du calcul ne correspond pas aux essais, pas plus que l'amplitude du phénomène calculé.

Les ailerons

Jiang (1999) effectue une validation des essais de Chin *et al.* en 2D en utilisant un code RANS. Jiang teste des effets de Mach, incidence, braquage d'aileron et Reynolds. Il conclut que si à grands Reynolds, la CFD semble modéliser correctement l'écoulement réel et plus particulièrement l'effet de braquage, en revanche à faibles Reynolds, la difficulté de la CFD à prédire les décollements conduit globalement à une surestimation des efficacités d'ailerons. Il met également en doute l'approche purement 2D, et suspecte une influence non-négligeable des parois de la soufflerie sur l'écoulement expérimental.

Fillola en plus des comparaisons précédentes sur des configurations avec spoilers braqués analyse la capacité de la CFD à prédire les efficacités des ailerons. Outre le cas aileron non braqué, trois braquages sont calculés (-3° , 3° et 6°). Fillola montre que la CFD a des difficultés à simuler correctement l'écoulement sur le profil lisse. En transsonique, le modèle de Spalart-Allmaras ne converge pas à cause de l'interaction choc/couche limite à l'intersection du profil et de la paroi latérale, qui empêche de converger vers une solution stationnaire. En revanche, le modèle $k-\omega$ de Kok converge, mais malheureusement, le choc est trop reculé.

Cependant, si l'écoulement absolu n'est pas parfaitement calculé, l'effet du braquage d'aileron est quant à lui bien prédit, avec un bon accord entre les ΔC_z de la CFD et des essais.

2.5.2 Etudes numériques sur des cas industriels

Plusieurs publications traitent de l'utilisation de la CFD dans un cadre industriel en vue de calculer les efficacités des surfaces de contrôle. Tinoco *et al.* (2005) insistent sur le fait que la CFD ne pouvait, au moment de l'écriture de l'article, couvrir qu'une faible partie du domaine de vol (moins de 25%) d'un avion de transport. La CFD a certes notablement amélioré le processus de conception de forme, mais n'a eu encore que peu d'impact sur les autres étapes du développement d'un avion.

Dans un contexte industriel, la CFD se doit donc de faciliter la tâche des ingénieurs de développement, qui n'auront que peu de temps à consacrer aux phases de préparation et de post-traitement du calcul.

Tinoco distingue trois composantes essentielles pour disposer d'une chaîne de production de données efficace : une gestion des formes et des maillages efficace, la capacité à lancer des cas standards automatiquement et des outils pour effectuer le post-traitement simplement.

Dés lors, le choix de la technologie de maillage sera un élément essentiel dans la chaîne de production de données. Plusieurs approches existent en vue de réaliser des braquages de surfaces de contrôle :

- Maillage structuré coïncident,
- Maillage structuré non-coïncident et méthode Chimère,
- Maillage non structuré.

Approche structurée coïncidente

Wilkinson *et al.* (1996) proposent d'étudier spécifiquement un phénomène indésirable pour un avionneur : l'inversion de spoiler. A fort Mach, supérieur au Mach de croisière, et au-delà d'une certaine incidence (relativement faible), braquer le spoiler ne dégrade plus la portance mais l'augmente. On notera que ce phénomène ne se cantonne pas aux Mach très élevés, mais peut apparaître à des Mach plus faibles. En effet, dans la zone non-linéaire, le décollement de bord de fuite augmente avec l'incidence. En braquant des spoilers, on crée un décollement derrière ces surfaces, mais on réduit surtout la charge globale de la voilure, ce qui retarde l'apparition des non-linéarités. Au-delà d'une certaine incidence (dépendant du Mach), le décollement de la voilure lisse peut donc devenir plus

important que le décollement derrière le spoiler. La portance de la voilure lisse est plus faible que la portance de la voilure avec spoilers : l'efficacité des spoilers s'inverse.

Des calculs sont réalisés sur une configuration voilure-fuselage avec spoiler braqué à 15° . Le maillage utilisé est structuré multibloc. Le solveur utilisé est un code RANS utilisant les modèles de Spalart-Allmaras et $k - \omega$ de Menter. Les calculs donnent de bons résultats en comparaison à des essais en soufflerie.

Cette approche a été généralisée par Tinoco *et al.* (2005) qui effectue un calcul sur un maillage d'avion complet (fuselage, voilure, installation motrice, HTP, VTP et générateurs de tourbillons). Le spoiler est simplement maillé en changeant la condition limite d'une sous-face (fig. 2.13). Il est considéré comme infiniment fin. Cette méthode est intéressante pour un cas test à un braquage donné, mais ne permet pas d'obtenir un maillage pour de petits braquages. Les cellules deviennent alors bien trop cisailées en déformant le maillage. La nécessité de régénérer un maillage complet avec une topologie adaptée pour chaque braquage devient bien trop coûteuse et inefficace pour l'élaboration de données aérodynamiques. Cette stratégie de maillage doit vraisemblablement être abandonnée.

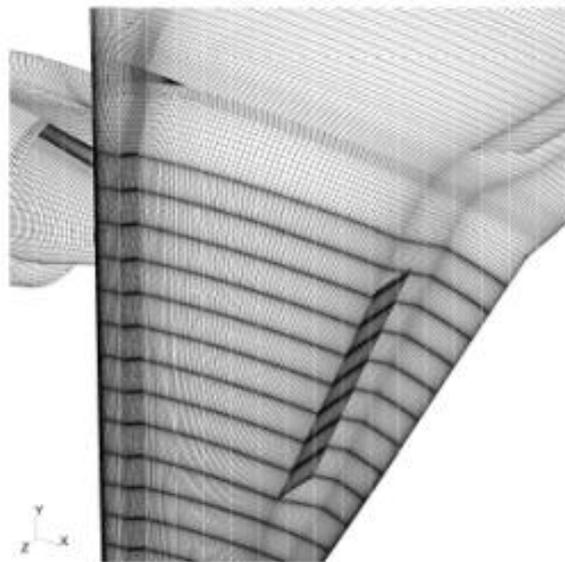


FIG. 2.13 – Maillage d'un B777 avec spoilers braqués entièrement coïncident (Tinoco *et al.*, 2005)

Concernant les ailerons, une technique efficace utilisée à Airbus France consiste à déformer directement un maillage classique sans prendre en compte les fentes. Cette méthodologie de déformation dite *enveloppe* permet d'avoir à moindre coût et rapidement des maillages de configurations ailerons braqués, en dépit d'une approximation géométrique assez grossière au niveau des fentes. Cette méthodologie permet de générer des maillages jusqu'à des braquages de 15° sans trop de difficultés. Au-delà, les cellules peuvent être déversées.

Approche structurée non-coïncidente

Compte tenu des difficultés à générer des maillages structurés coïncidents pour des braquages de surfaces de contrôle, d'autres approches de complexité différentes ont été développées. Fillola utilise une stratégie basée sur des plans Non-Coïncidents Totaux (NCT ou Patch en anglais) pour

mailler les braquages d'ailerons. Le maillage est ensuite déformé pour les différents braquages. Théoriquement cette approche est extrêmement intéressante, les plans patch étant censés "glisser" l'un sur l'autre sans cisailer à outrance les cellules comme pour la déformation enveloppe. Dans les faits de nombreux problèmes liés à la déformation se posent la rendant délicate à appliquer pour les braquages importants. Cette technique de maillage n'est applicable que pour les ailerons, et nécessite de surcroît un maillage spécifique, différent des maillages classiques habituellement utilisés.

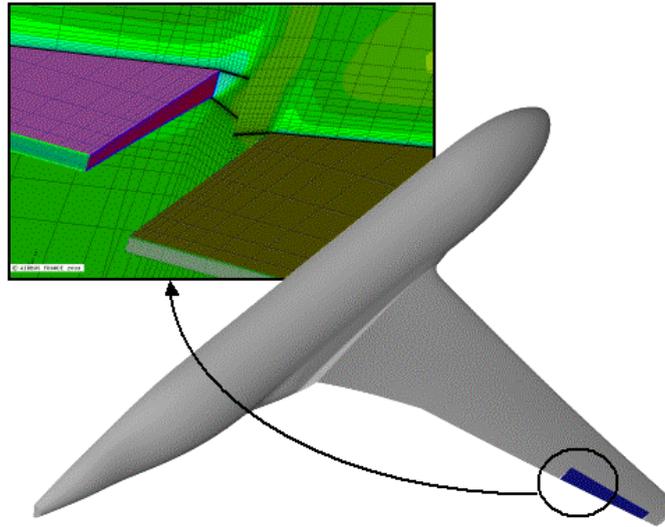


FIG. 2.14 – Maillage d'ailerons avec des plans patch dans les fentes (Fillola *et al.*, 2006)

Approche structurée Chimère

L'approche Chimère a été suggérée par plusieurs auteurs pour les applications liées aux surfaces de contrôle. Elle consiste à mailler séparément les surfaces de contrôle du reste de l'avion. Les différents maillages, une fois fusionnés, sont mis en communication par un processus d'interpolation de la solution et par le masquage des cellules non-physiques. Cette étape supplémentaire par rapport à un calcul classique complique le processus. De plus, le post-traitement n'est pas trivial et demande un soin particulier pour ne pas intégrer deux fois les zones de recouvrement. Signalons également que le raccord Chimère n'est pas conservatif, ce qui peut nuire à la précision et à la robustesse du calcul.

Jiang *et al.* (2000) utilisent cette technique sur des configurations ailerons braqués dans le code OVERFLOW, avec le modèle de Spalart-Allmaras sur un avion standard. Les comparaisons des calculs avec des essais en soufflerie donne des résultats très correct pour le C_p , mais Jiang montre une sous-estimation du moment de roulis non négligeable. Il met clairement en cause la précision du modèle de turbulence, et suggère qu'à ce stade, la CFD ne permette pas de calculer avec suffisamment de précision les écoulements autour de voilure en présence de décollements.

Mertins *et al.* (2003, 2005) utilisent le code FLOWer du DLR pour faire des calculs avec ailerons et spoilers braqués dans le projet HiReTT. Ils utilisent le modèle de turbulence $k - \omega$ de Wilcox.

Ils comparent deux stratégies de maillages pour les ailerons :

- Déformation du maillage avion pour obtenir un aileron sans fente interne/externe (déformation enveloppe),
- Maillage Chimère avec fentes interne/externe (fig. 2.15).

Les répartitions de pression à différentes sections en envergure montrent une forte influence des fentes. Elles permettent une compensation des pressions intrados/extrados, mais qui s'atténue fortement en s'en éloignant. Au milieu de l'aileron, il n'y presque plus de différence entre les deux modélisations. Finalement, en utilisant des résultats d'essais réalisés à ETW (Cologne), la prise en compte des fentes des ailerons en utilisant un maillage Chimère permet d'améliorer la précision de la modélisation des ailerons, mais au prix d'un effort de maillage et de calcul plus important. Mertins utilise la technique Chimère pour mailler les spoilers à des braquages de 10° et 30° . Les résultats des calculs correspondent bien aux essais à ETW.

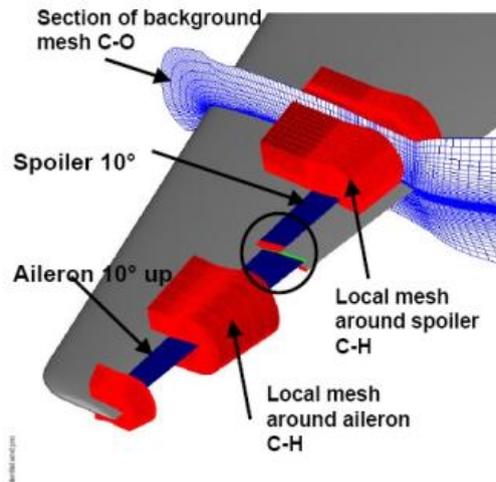


FIG. 2.15 – Maillage Chimère d'aileron et spoiler (Mertins *et al.*, 2003)

Fillola *et al.* (2004) utilisent également la technique Chimère pour mailler les spoilers dans le solveur elsA de l'ONERA, avec le modèle de turbulence de Spalart-Allmaras. Le maillage de fond modélise la voilure et le fuselage d'un avion de type Airbus. Le maillage du spoiler comprend une partie de l'extrados de la voilure, afin d'éviter l'apparition de points orphelins (points du maillage non-interpolables). Cette double discrétisation de la paroi peut créer des points orphelins dans les maillages bas-Reynolds classiques, à cause de la courbure de la surface (voir le chapitre 4 pour plus de détails). Ce problème a été résolu en utilisant des lois de parois. La correction de Schwarz (2000), implantée dans elsA depuis lors, permet d'effectuer des calculs Chimère sur des maillages bas-Reynolds en évitant les points orphelins.

Si ce problème bien connu a été résolu par Schwarz (2000), son implantation dans elsA n'avait pas encore été réalisée, obligeant à utiliser les lois de parois.

Ces calculs ont été validés par des essais en soufflerie, pour les efficacités en portance, traînée, roulis et moment de charnière. Les résultats des calculs sont en bon accord avec les essais pour tous ces coefficients. Le braquage des spoilers retarde l'apparition des non-linéarités en incidence, du fait de la perte de charge sur toute la voilure. Fillola montre l'existence d'une zone où la pression chute fortement en interne du groupe de spoilers braqués (fig. 2.17), du fait d'un enroulement tourbillon-

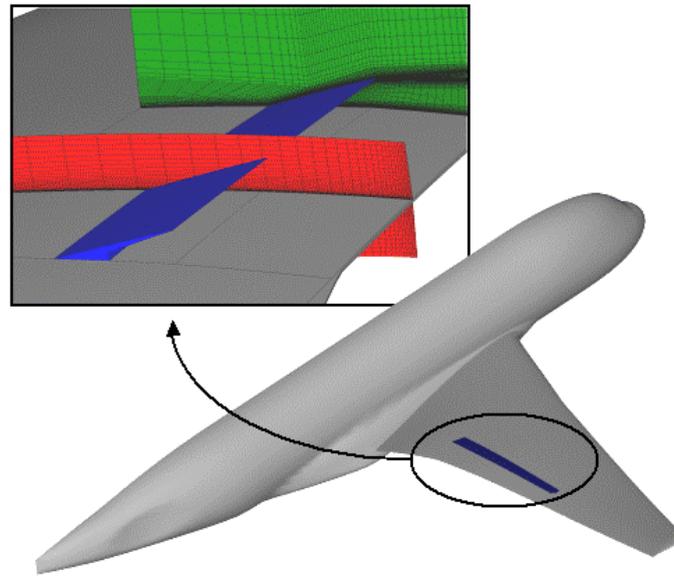


FIG. 2.16 – Maillage Chimère de spoiler (Fillola *et al.*, 2006)

naire. Cette perte de pression se traduit directement par une forte augmentation du moment de charnière du spoiler interne.

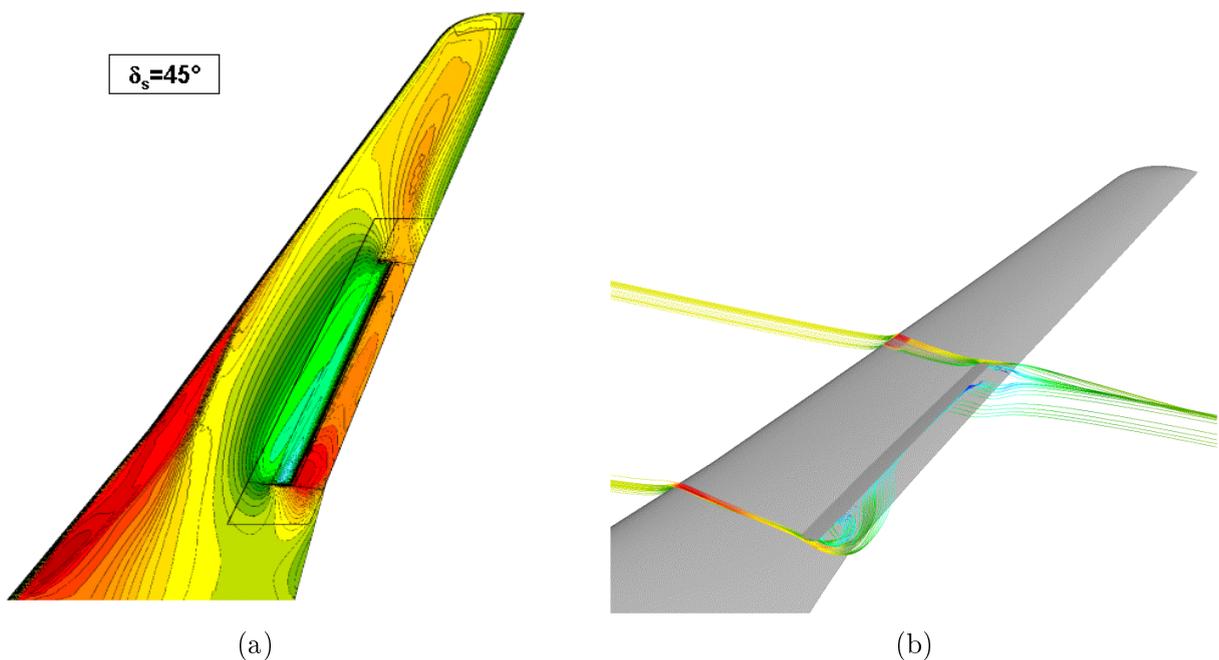


FIG. 2.17 – Visualisation de l'écoulement et de l'enroulement tourbillonnaire en interne sous le spoiler (a) répartition de $-C_p$, (b) lignes de courant, $M_0 = 0.85$, $\delta_{SP} = 45^\circ$, $\alpha = 2.5^\circ$

Lors de braquages dissymétriques, il met en évidence les interactions entre les voilures droite et gauche. Négliger ces interactions revient à faire une erreur sur le moment de roulis. Il étudie

également les interactions des spoilers avec les empennages. Tous ces effets sont récapitulés et détaillés dans le chapitre 5.

Approche non-structurée

Le DLR a étudié les spoilers ventilés dans le cadre du projet européen AWIATOR, avec le code TAU sur un A340 complet. Un spoiler conventionnel et deux spoilers ventilés sont testés. Le maillage est réalisé avec Centaursoft, et possède une couche de prismes à la paroi (fig. 2.18)

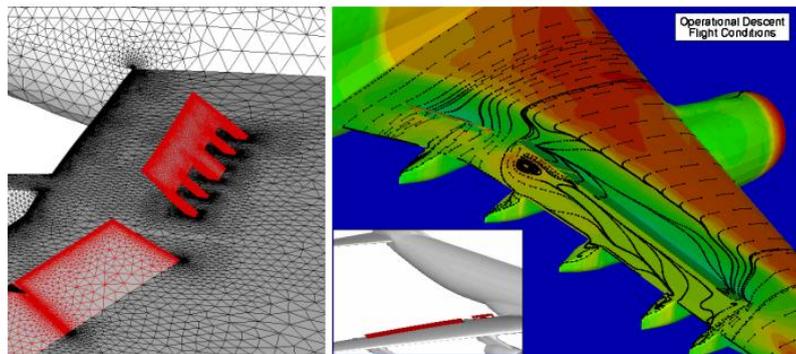


FIG. 2.18 – Maillage non-structuré et calcul Tau associé, d'un A340 avec spoiler ventilé (Geyr, 2003)

Les calculs ont montré que le spoiler ventilé augmente la déflexion face à l'empennage horizontal, comparé au spoiler normal. Le spoiler ventilé aurait donc tendance à réduire le tremblement sur l'HTP. Ces résultats ont été confirmés par une campagne d'essais en vol, où le spoiler interne a été braqué jusqu'à 35° , sans vibration, contre 25° pour un spoiler classique. Néanmoins, la ventilation augmente le moment de charnière.

L'approche non-structurée présente l'avantage de pouvoir générer un maillage sur n'importe quelle forme géométrique, et de façon quasi automatique. Toutefois, elle est très exigeante sur la qualité des formes CAO, et n'autorise que peu d'écart dans les zones de raccord entre les formes. Un autre inconvénient est la dépendance des résultats numériques à la qualité du maillage. Cette stratégie de maillage est assez dissipative dans les sillages, du fait du grossissement des tétraèdres en s'éloignant de la forme.

2.6 Choix d'une méthode de référence

Deux chaînes de calcul sont en exploitation à Airbus : la filière non-structurée Centaur-Tau et la filière structurée ICEM-elsA. Ces deux outils ont des avantages bien distincts et clairement identifiés.

Centaur-Tau : permet une grande liberté dans sa capacité de maillage, nécessaire pour les formes les plus complexes (surfaces de contrôle, configurations hypersustentées etc...), et est un code très performant. Seulement, la maîtrise de la génération de maillage est loin d'être simple, et la chaîne est peu industrialisée. En outre, même si ce code est largement utilisé à Airbus Deutschland, son déploiement à Airbus France était quasi-nul en début de thèse, empêchant toute utilisation.

ICEM-elsA : est le code déployé à Airbus France, facilement exploitable par les ingénieurs modèles, de la gestion des maillages, jusqu'au post-traitement. Le code est connu pour être robuste, et dépend peu du maillage grâce aux topologies en C. Seulement, à ce jour encore si les calculs

Chimères sont bien gérés, leur post-traitement reste délicat. Les maillages structurés traitent difficilement certaines configurations complexes, notamment hypersustentées. Même si Rogers (2000) a utilisé Chimère pour mailler les becs et volets d'un Boeing 777, cette capacité n'est pas disponible à ce jour chez Airbus France, un certain nombre de difficultés devant être levées. Par ce choix, on est donc contraint d'effectuer des calculs en configuration croisière.

Ce mémoire s'appuie largement sur les résultats de la thèse de G. Fillola. Il a utilisé la chaîne ICEM-elsA pour développer différentes méthodes, notamment la technique Chimère, à présent complètement opérationnelle à Airbus France pour calculer l'écoulement autour des surfaces de contrôle. Dans le cadre du projet DTP Modèles (Journade, 2005), un certain nombre de validations a été effectué et a donné de bons résultats. **On fera alors l'hypothèse que le code elsA est valide et que la méthodologie suivie est robuste pour les applications liées aux surfaces de contrôle.**

2.7 Conclusion

Les études menées par les auteurs successifs présentées dans ce chapitre mettent en évidence la complexité de l'étude aérodynamique des surfaces de contrôle. Des phénomènes physiques complexes (non-linéarités en braquage, souplesse..) doivent être modélisés pour être en mesure de reproduire au mieux le comportement aérodynamique des ailerons et des spoilers. Les modèles utilisés dans les Données Aérodynamiques doivent donc être en mesure de reproduire intégralement ces phénomènes, ce qui nécessite des outils pour les modéliser fidèlement.

Des Données Aérodynamiques sont établies dans tout le processus de conception d'un avion, avec une précision recherchée grandissante au fil de l'avancement du programme. Dans ce processus industriel, la modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle ne peut donc être limitée aux seules phases finales du développement de l'avion. L'ingénieur Modèles Aérodynamiques doit être en mesure de prédire au mieux le comportement des gouvernes de la voilure dès les phases d'avant-projets. **L'optimisation des ailerons et des spoilers ne se fera correctement que si la modélisation peut se faire à tout moment du programme et avec la meilleure précision possible.**

L'objectif fixé de permettre l'amélioration du dimensionnement de ces surfaces requiert donc de mettre en place des outils, des méthodologies et/ou des règles simples pour les trois phases suivantes du processus de dimensionnement :

Milieu/fin de programme : la géométrie de l'avion est figée, et les Données Aérodynamiques doivent être déterminées définitivement. La précision est le facteur le plus important. La CFD *complexe* est très largement exploitée, de façon complémentaire avec les essais en soufflerie, et permet de fournir des résultats cohérents des points de vue Charges et Qualités de Vol. Cette capacité est développée dans la partie II où nous proposons des modèles de répartition de charges voilure et HTP lorsque les spoilers sont braqués, compatibles avec les Données Aérodynamiques pour QDV.

Début de programme : plus tôt dans le cycle de conception, la géométrie des surfaces est quasiment fixée, mais certains éléments sont susceptibles de changer. Des Données Aérodynamiques préliminaires doivent être renseignées, avec un niveau de précision correct, mais en favorisant des temps de réponse courts pour accélérer le développement. Dans ce cadre, dans la partie III nous proposons l'utilisation de la CFD *rapide* pour les surfaces de contrôle, permettant d'assurer un lien entre les Qualités de Vol et les Charges dans les Données Aérodynamiques. Ce lien ne pouvait être assuré par les simples MSE.

Avant-projets : le dessin de l'avion n'est pas fixé, et on cherche à optimiser les surfaces au premier ordre. Des règles simples doivent être utilisées pour estimer l'impact d'une modification

géométrique sur l'efficacité des surfaces, et aussi pour limiter les phénomènes instationnaires (développé dans la partie IV).

Dans les parties suivantes, les méthodologies présentées ont pour objectif d'améliorer la capacité des ingénieurs d'Airbus à modéliser l'efficacité aérodynamique des surfaces de contrôle, dans les principales phases du processus de développement.

Deuxième partie

CONSTRUCTION DE MODÈLES DE CHARGES
SPOILERS BRAQUÉS POUR LES DONNÉES
AÉRODYNAMIQUES

Comment créer un nouveau Modèle Aérodynamique ?

Le sous-domaine Modèles Aérodynamiques du Département d'Aérodynamique d'Airbus est chargé de définir les modèles permettant de caractériser le comportement aérodynamique des différents avions de la gamme Airbus et de les livrer à différents domaines sous la forme de *Données Aérodynamiques*. Les clients sont en particulier :

- Le domaine Mécanique du Vol et Simulation qui utilise les Données Aérodynamiques pour élaborer le modèle de mécanique du vol des avions.
- Le domaine Performances qui utilise les Données Aérodynamiques pour déterminer les performances des avions (manuels de performances et de vol).
- Le domaine Charges et Aéroélasticité qui utilise les Données Aérodynamiques pour calculer les charges des avions (ces charges servent en particulier au dimensionnement des structures).

Ces modèles et ces données doivent être actualisés régulièrement au cours du développement des avions de manière à suivre les évolutions de configuration et à fournir des estimations de plus en plus précises. Pour élaborer les modèles aérodynamiques différents moyens sont utilisés, à savoir des méthodes semi-empiriques, des méthodes de simulation numérique, des essais en soufflerie et des essais en vol. Ces moyens sont améliorés en permanence dans le cadre de projets de recherche internes, français ou européens. Les méthodes numériques connaissent en particulier de très grand progrès liés à l'amélioration des modèles physiques (modélisation de la turbulence en particulier), à l'arrivée de nouvelles techniques numériques (développement de la technique Chimère par exemple) et à l'augmentation continue de la puissance des moyens de calcul. Ces progrès permettent de nouvelles applications pour le sous-domaine Modèles Aérodynamiques et rendent possible le calcul de configurations de plus en plus complexes.

Dans cette partie, le chapitre 3 récapitule les modèles utilisés dans les Données Aérodynamiques pour Charges et pour Qualités de Vol et débouche sur les incohérences de ces modèles. Nous allons nous atteler à créer des modèles de charges voilure et HTP, lorsque les spoilers sont braqués, avec deux contraintes :

- Cohérence avec les QDV. En intégrant la charge fournie par le nouveau modèle, on doit obtenir une valeur égale à celle obtenue avec le modèle pour QDV.
- Tous les cas prévus par le modèle QDV doivent être couverts par le modèle de Charges, notamment les cas de pannes.

L'établissement de ces modèles va être largement basé sur des calculs RANS elsA-Chimère, permettant de fournir des valeurs précises et fiables des charges et des coefficients globaux sur des configurations avec spoilers braqués. Le chapitre 4 constitue une présentation générale de la chaîne de calcul elsA-Chimère. Les avantages et les difficultés liées à cette méthodologie sont détaillées. Cette partie s'appuie grandement sur les travaux de thèse de G. Fillola qui a développé cette capacité de calcul dans le département d'aérodynamique d'Airbus. Dans ce mémoire, nous avons donc

fait l'hypothèse que cet outil a été validé et que les résultats qu'il fournit sont fiables.

Dès lors, la physique de l'écoulement autour des spoilers est explicitée dans le chapitre 5. Le but de ce chapitre est de présenter les principaux phénomènes physiques apparaissant avec le braquage des spoilers, et le lien sur les charges et les qualités de vol.

Les constatations faites dans ce chapitre permettent de définir les bases d'un nouveau modèle de charges répondant aux impératifs fixés. La formulation et la validation de ce modèle sont détaillées dans le chapitre 6.

Ce démonstrateur de modèle qui est ainsi présenté, doit être complété et utilisé courant 2008 dans le cadre du projet DARIUS. Il devrait servir de base de travail pour remplacer le modèle de charges spoilers braqués dans les Données Aérodynamiques.

Chapitre 3

Modèles aérodynamiques pour Qualités de Vol et Charges

Dans le processus industriel de conception d'un avion, l'élaboration des données aérodynamiques est un élément clé. Véritable base de données du comportement aérodynamique de l'avion, elles permettent de déterminer tous les efforts et moments aérodynamiques de l'avion selon le Mach, l'incidence, le dérapage... Un certain nombre de modèles mathématiques a été défini pour représenter le plus fidèlement possible les différents phénomènes physiques se produisant sur l'appareil. Cette partie présente les principaux modèles qui seront manipulés dans toute la suite du mémoire pour représenter les efficacités des spoilers en terme de qualités de vol et de charges.

3.1 Repère et conventions de signes

Les repères de travail sont ceux classiquement utilisés en mécanique du vol. On distingue (fig. 3.2) :

- **Le repère avion** - $R(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z})$, lié à l'avion avec pour origine son centre de gravité CG , pris aux 25% de la corde moyenne aérodynamique (CMA). L'axe \vec{x} est orienté vers l'avant et appartient au plan de symétrie de l'appareil. L'axe \vec{z} , également dans le plan de symétrie est orienté vers le sol. Enfin, l'axe \vec{y} et normal au plan de symétrie, orienté vers l'aile droite.
- **Le repère aérodynamique** - $R_a(\vec{x}_a, \vec{y}_a, \vec{z}_a)$. De même origine que le repère avion, ce repère est défini de sorte que l'axe \vec{x}_a soit porté par la vitesse aérodynamique \vec{V}_a de l'avion, et que deux rotations successives d'angles α et β permettent de passer de R à R_a .

Concernant les surfaces de contrôle de la voilure, le braquage δp des ailerons est par convention pris positif vers le bas, et négatif vers le haut. Le braquage des spoiler δsp est pris positif (fig. 3.1).

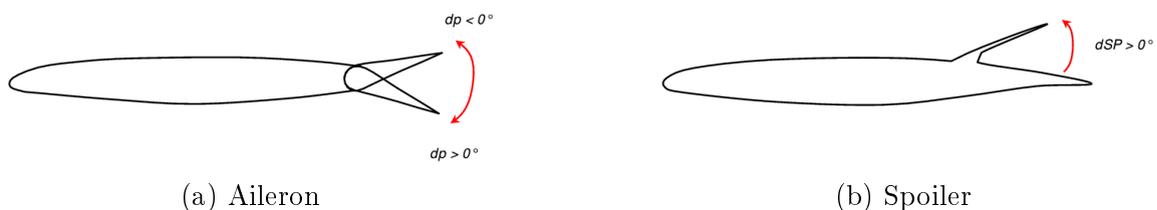
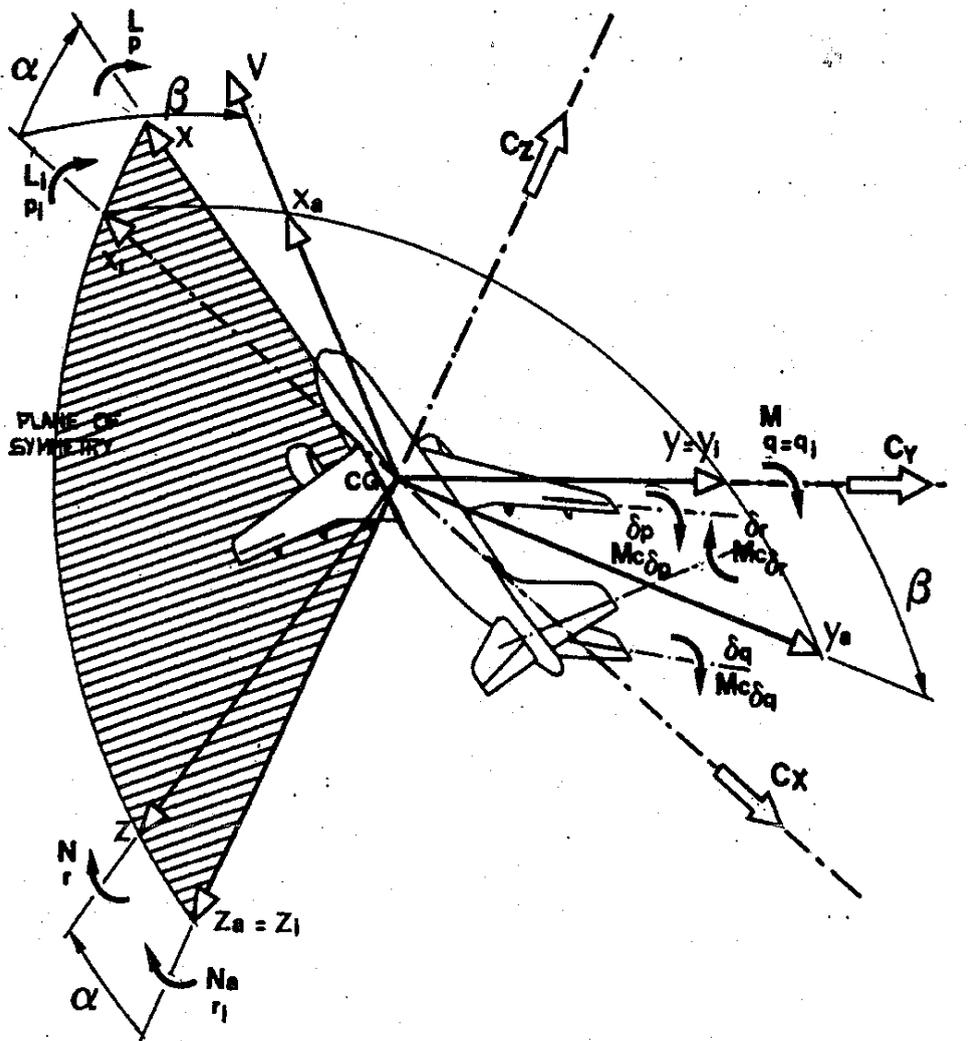


FIG. 3.1 – Conventions de signe pour le braquage des ailerons et des spoilers



$\partial r > 0$: RUDDER DEFLECTED TO THE LEFT

$\partial p > 0$: LEFT OR RIGHT AILERON DOWNWARDS

X , Y , Z : BODY AXIS SYSTEM

Xa, Ya, Za : AERODYNAMIC AXIS SYSTEM

Xi, Yi, Zi (Xi, Y, Za) : STABILITY (EXPERIMENTAL) AXIS SYSTEM

ALL ANGLES SHOWN ARE POSITIVE

FIG. 3.2 – Repères avion et aérodynamiques pour qualités de vol

3.2 Modélisation des efforts et des moments aérodynamiques globaux

3.2.1 Définition des coefficients de force et de moment

Les efforts sont modélisés classiquement (notations françaises) :

$$F_i = \frac{1}{2} \rho S_{ref} V^2 C_i \quad \text{avec } i = x, y, z \quad (3.1)$$

et les moments :

$$M_j = \frac{1}{2} \rho S_{ref} V^2 l_{ref} C_j \quad \text{avec } j = l, m, n \quad (3.2)$$

en notant S_{ref} et l_{ref} les surfaces et longueurs de référence de l'avion, ρ la masse volumique de l'air, et V la vitesse de l'avion.

La résultante des efforts aérodynamiques est projetée dans le repère aérodynamique R_a , et modélisée par les coefficients de traînée C_x , de portance C_z et d'effort latéral C_y . Le moment aérodynamique résultant est par contre projeté dans le repère avion et modélisé par des coefficients roulis C_l (autour de l'axe \vec{x}), de tangage C_m (autour de l'axe \vec{y}), et de lacet C_n (autour de l'axe \vec{z}).

3.2.2 Principales modélisations longitudinales des Données Aérodynamiques pour QDV

Notation des gradients :

Pour simplifier les notations, on utilise la convention suivante concernant le gradient de portance en incidence :

$$C_{z\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \quad (3.3)$$

Bien entendu, cette notation peut s'appliquer aux gradients de n'importe quel autre coefficient.

Portance

Pour un avion sans empennage horizontal (SEH), la portance exprimée en fonction de l'incidence est décomposée en une partie linéaire et une partie non-linéaire (ΔC_{zNL}) :

$$C_{zSEH} = C_{z\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{zNL} \quad (3.4)$$

La portance de l'empennage horizontal (EH) est donnée par (en notant S_H la surface de référence du HTP, i_H le calage du plan et ϵ la déflexion) :

$$C_{zEH} = C_{zH} \cdot \frac{S_H}{S_{ref}} \quad (3.5)$$

$$= C_{z\alpha H} \cdot (\alpha - \epsilon + i_H - \alpha_{H0}) \cdot \frac{S_H}{S_{ref}} \quad (3.6)$$

Finalement, la portance de l'avion complet est :

$$\begin{aligned} C_{zAC} &= C_{zSEH} + C_{zEH} \\ &= C_{z\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{zNL} + C_{z\alpha H} \cdot (\alpha - \epsilon + i_H - \alpha_{H0}) \cdot \frac{S_H}{S_{ref}} \end{aligned}$$

Tangage

Pour une position fixée du centre de gravité CG , généralement prise au 1/4 avant de la CMA¹, le moment de tangage d'un avion SEH calculé en un point F s'écrit :

$$Cm_{SEH} = Cm_{0\ SEH} + \left(\frac{\Delta X_{CG}}{l_{ref}} - \frac{\Delta X_F}{l_{ref}} \right) \cdot Cz_{SEH} + \Delta Cm_{NL} \quad (3.7)$$

où $Cm_{0\ SEH}$ est le moment de tangage à portance nulle, $\frac{\Delta X_{CG}}{l_{ref}}$ la position relative du centre de gravité sur la CMA, $\frac{\Delta X_F}{l_{ref}}$ la position relative du foyer sur la CMA et ΔCm_{NL} le terme de non-linéarités.

Le moment de tangage d'un avion complet s'écrit :

$$\begin{aligned} Cm_{AC} &= Cm_{SEH} + Cm_{EH} \\ &= Cm_{SEH} - \frac{S_H}{S_{ref}} \cdot \left(\frac{L_H}{l_{ref}} - \left(\frac{\Delta X_{CG}}{l_{ref}} - 0.25 \right) \right) \cdot Cz_H + \left(\frac{S_H \cdot l_H}{S_{ref} \cdot l_{ref}} \right) \cdot Cm_{0H} \end{aligned}$$

On note S_H la surface de référence de l'empennage, l_H sa longueur de référence, L_H le bras de levier entre CG et le point d'application des efforts sur l'empennage, et enfin Cm_{0H} le moment de tangage de l'empennage à portance HTP nulle.

D'autres termes existent encore (comme la contribution à cabrer des moteurs par exemple) mais sont négligés pour les applications de type surfaces de contrôle.

Traînée

Le but des Qualités de Vol est d'étudier la manœuvrabilité de l'avion. La précision est donc importante pour les coefficients suivants : Cz , Cy , Cl , Cm et Cn . En revanche, la modélisation de la traînée totale de l'avion dans cette discipline n'est pas utile. Cet aspect de l'aérodynamique de l'avion constitue en fait un sujet majeur pour les Performances avion.

La traînée aérodynamique est la force de résistance à l'avancement qu'exerce un fluide sur tout corps en mouvement plongé dans ce fluide. Ce mécanisme physique a plusieurs origines qui sont les suivantes (pour plus de détails, voir la thèse de S. Amant (2002)) :

- **La traînée de frottement** : la composante de la traînée la plus importante. Elle résulte exclusivement du caractère visqueux de l'air. Ainsi, lorsque l'avion se déplace, les filets d'air ne glissent pas sur la peau de l'avion. Du fait de la viscosité de l'air, ils ont tendance à adhérer à la paroi et à empêcher la progression de l'avion. L'intensité du gradient de vitesse normal à la paroi qui se crée alors détermine le niveau de traînée de frottement. Il est également important de savoir que la nature de l'écoulement, laminaire ou turbulent, est un paramètre déterminant pour la valeur du frottement. En effet, un état pleinement turbulent est bien plus propice à générer un frottement élevé, du fait de la plus forte agitation moléculaire qui augmente les échanges de quantités de mouvements entre les filets fluides et accroît le cisaillement à la paroi.
- **La traînée induite (par la portance)** : dans certaines conditions, notamment lors de l'atterrissage, on peut distinguer deux énormes tourbillons s'enrouler en bout d'aile². En réalité, à cause de l'importante différence de pression qui règne entre l'intrados et l'extrados, le fluide a une tendance naturelle à vouloir contourner le bout d'aile pour passer des fortes aux basses

¹Corde Aérodynamique Moyenne

²En termes d'aéronautique classique, la traduction très concrète de la traînée induite est bien cet enroulement tourbillonnaire en bout d'aile. Cependant, il ne faut pas en déduire que l'apparition de traînée induite déclenche systématiquement l'apparition de tourbillons marginaux : il est parfaitement possible d'envisager une aile dont le vrillage serait tel qu'il n'y aurait aucun enroulement à son extrémité, la traînée induite subsistant malgré tout.

pressions. La composition de ce mouvement transversal avec le mouvement longitudinal de déplacement de l'avion génère donc un enroulement de fluide qui traduit l'existence de traînée : la traînée induite par la portance. C'est le prix à payer pour pouvoir voler.

- **La traînée de choc** est la conséquence des compressions très brutales (ondes de choc) qui apparaissent essentiellement sur les ailes des avions, lorsque ceux-ci se déplacent à des vitesses proches ou supérieures à la vitesse du son. A la traversée de ces ondes de choc, le fluide perd une partie de son énergie totale qui se dissipe sous forme de chaleur. C'est ce phénomène thermodynamiquement irréversible qui est une des origines de la traînée de choc.
- **La traînée de pression visqueuse** : dans l'exemple d'un profil d'aile (écoulement purement bidimensionnel), le paradoxe de d'Alembert montre que la surpression qui se développe près du bord de fuite compense intégralement la surpression située autour du point d'arrêt amont. La traînée du profil est donc nulle. En fluide visqueux, du fait de la présence d'une couche limite, la répartition des pressions sur la peau du même profil est sensiblement différente : cette recompression "compensatrice" est de moindre intensité et ne peut plus s'opposer comme en fluide parfait à la force de résistance exercée par le champ des pressions au voisinage du point d'arrêt amont. Il en résulte un effort de traînée uniquement dû à la pression, communément appelée traînée de pression visqueuse.

La traînée est donc décomposée en ces plusieurs termes :

$$Cx_{A/C} = Cx_i + Cx_{pv} + Cx_f + Cx_M + \dots \quad (3.8)$$

avec : Cx_i la traînée induite de l'avion, Cx_{pv} la contribution de pression visqueuse (due à la présence de la couche limite), Cx_f la traînée de frottement et Cx_M la traînée de compressibilité. Il est également courant de calculer la traînée de chacune des composantes de l'avion (voilure, nacelle, empennage horizontal...). On peut dès lors prendre en compte la contribution de l'empennage pour équilibrer longitudinalement l'avion (moment de tangage au centre de gravité nul)

3.2.3 Modélisation des surfaces de contrôle dans les Données Aérodynamiques pour QDV

On définit l'efficacité d'une surface de contrôle ΔCj (avec $j = x, y, z, l, m, n$) comme la variation du coefficient Cj en venant braquer la surface d'une valeur δs , à iso- α ou iso- Cz . On travaille à iso- α en QDV et à iso- Cz en Performances.

$$Cj(\delta s) = Cj(\delta s = 0^\circ) + \Delta Cj(\delta s) \quad (3.9)$$

Le modèle mathématique utilisé dans les Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol exprime l'efficacité ΔCj à iso- α d'une surface quelconque en fonction de l'incidence par la relation suivante :

$$\Delta Cj(\alpha) = K_{NL}(\alpha) \cdot \left(\Delta Cj(\alpha = 0^\circ) + \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha} \cdot \alpha \right) \quad (3.10)$$

en faisant intervenir une partie linéaire et un facteur $K_{NL}(\alpha)$ de non-linéarités en incidence. Etablir ces Données Aérodynamiques revient à identifier à partir de données de type CFD ou essais en soufflerie les termes $\Delta Cj(\alpha = 0^\circ)$, $\partial \Delta Cj / \partial \alpha$ et $K_{NL}(\alpha)$.

Les avions Airbus possèdent entre 5 et 8 spoilers par demi-voilure, qu'on différencie en deux groupes : les spoilers internes et les spoilers externes. Dans les Données Aérodynamiques pour QDV, sont indiquées les efficacités de chacun de ces groupes avec tous leurs spoilers braqués ensemble à la même valeur. Pour obtenir des configurations différentes (un ou plusieurs spoilers d'un même groupe braqué indifféremment), on fait intervenir des facteurs d'interaction k_0^{int} et k_α^{int} , qui modélisent la

perte d'efficacité appliquées aux groupes internes et externes. La totalité des cas possible peut être couverte avec cette modélisation qui s'écrit alors :

$$\Delta Cj(\alpha) = K_{NL}(\alpha) \cdot \left(k_0^{\text{int}} \Delta Cj(\alpha = 0^\circ) + k_\alpha^{\text{int}} \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha} \cdot \alpha \right)$$

Les facteurs d'interaction ne dépendent ni du braquage de la surface ni du nombre de Mach, pour simplifier leur identification. Enfin, un dernier facteur k_{LR} modélise les interactions voilure entre les voilures gauche et droite lorsque les surfaces sont braquées dissymétriquement.

3.2.4 Iso-incidence ou iso-portance ?

En QDV, on exprime les efficacités à iso-incidence avion. cela signifie que le calcul des coefficients ΔC_i se fera à la même incidence avec et sans surfaces de contrôle braquées. En revanche, en Performances, on préfère travailler à iso-portance avion. Pourquoi ?

Les Qualités de Vol étant destinées en partie à la définition des lois de pilotages, il est commode de paramétrer les modèles en fonction d'une grandeur directement mesurable sur l'avion en vol, comme l'incidence. Utiliser le C_z à la place de l'incidence dans les modèles ajouterait une étape imprécise dans le calcul des efficacités. On travaille donc à iso-incidence en QDV.

Les Performances sont en revanche en grande partie prévisionnelles. La traînée de l'avion étant traditionnellement exprimée en fonction de la portance et non de l'incidence, on exprimera les efficacités à iso- C_z .

3.3 Modélisation de la charge

3.3.1 Définition du coefficient de portance local

Par convention, les coefficients aérodynamiques locaux sont notés K_i ($i = x, y, z, l, m, n$), quand C_i faisait référence aux coefficients globaux.

Considérons une voilure d'envergure $2b$, orientée selon le repère avion précédemment défini. Notons l'abscisse réduite en envergure $\eta = y/b$. Sur une envergure élémentaire dy , l'effort de portance dF_z vaut (pour $-b \leq y \leq b$) :

$$\begin{aligned} dF_z &= \frac{1}{2} \rho V^2 K_z dS \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 K_z l(y) dy \end{aligned}$$

avec $l(y)$ la corde de la voilure en y . On a alors :

$$\begin{aligned} F_z &= \int_{-b}^{+b} dF_z \\ \frac{1}{2} \rho S_{ref} V^2 C_z &= \int_{-b}^{+b} \frac{1}{2} \rho V^2 K_z l(y) dy \end{aligned}$$

d'où :

$$\Rightarrow S_{ref} C_z = \int_{-b}^{+b} K_z l(y) dy$$

En introduisant l'abscisse réduite, on obtient :

$$C_z = \int_{-1}^1 K_z \frac{b}{S_{ref}} l(\eta) d\eta$$

Pour des configurations symétriques, on a :

$$Cz = \int_0^1 Kz \frac{2b}{S_{ref}} l(\eta) d\eta \quad (3.11)$$

$$= \int_0^1 Kz \frac{l(\eta)}{lg} d\eta \quad (3.12)$$

en notant $lg = S_{ref}/2b$ la corde géométrique de l'avion, qui ne doit pas être confondue avec la CMA. La grandeur $Kz \cdot l/lg$ modélise la charge locale appliquée à la voilure.

3.3.2 Lien entre le Kz et le moment de roulis

La connaissance de la répartition de charge en envergure permet de calculer simplement de façon approchée, mais avec une assez bonne précision le moment de roulis Cl , en négligeant le dièdre et la flèche de la voilure.

Par définition du moment de roulis, on a :

$$\begin{aligned} Ml &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} l_{ref} Cl \\ &= \int_{-b}^b y dF_z \\ &= \int_{-b}^b \frac{1}{2} \rho V^2 Kz l y dy \end{aligned}$$

D'où en simplifiant cette expression, et en faisant le changement de variable $\eta = y/b$, on obtient, tous calculs faits l'expression du coefficient de moment de roulis :

$$Cl = \int_{-1}^1 Kz l \eta \frac{b^2}{S_{ref} l_{ref}} d\eta \quad (3.13)$$

L'expression équivalente pour une demi-voilure (droite par exemple) est :

$$Cl_D = \int_0^1 Kz l \eta \frac{b^2}{S_{ref} l_{ref}} d\eta \quad (3.14)$$

3.3.3 Expression de la charge en fonction de l'incidence

D'un point de vue aérodynamique, l'expression du Kz en fonction de l'incidence est assez analogue au coefficient de portance global de l'avion. Seulement, du fait des effets 3D, on fait intervenir l'incidence effective $\alpha_e = \alpha_\infty + \alpha_i$, où α_i est l'incidence induite et α_∞ l'incidence de l'avion :

$$\begin{aligned} Kz &= Kz_\alpha \cdot (\alpha_e - \alpha_0) \\ &= Kz_\alpha \cdot (\alpha_\infty + \alpha_i - \alpha_0) \end{aligned} \quad (3.15)$$

Cette expression est intéressante, mais malheureusement il est ardu de déterminer la valeur du terme α_i . Cependant, l'incidence induite dépend du Cz de la voilure, notamment par l'expression suivante, obtenue pour une aile elliptique grâce à la théorie de la ligne portante de Prandtl :

$$\alpha_i = -\frac{Cz}{\pi\lambda}$$

Dés lors, en supposant une relation linéaire entre la portance de la voilure et l'incidence, l'expression du Kz devient :

$$Kz_{wing} = Kz_0 + A_\alpha \cdot Cz_{wing} \quad (3.16)$$

Cette modélisation est extrêmement intéressante car elle permettrait d'assurer une cohérence entre un modèle QDV de la portance voilure et un modèle charge, avec un coefficient QDV qui pilote le niveau de charge.

De façon similaire à l'équation 3.15, la charge sur l'empennage peut être écrite en faisant en plus intervenir la déflexion locale ϵ_{loc} :

$$Kz_H = Kz_{\alpha H} \cdot (\alpha_\infty + \alpha_{iH} - \epsilon_{loc} - \alpha_{0H}) \quad (3.17)$$

La *déflexion locale* ne doit pas être confondue avec la *déflexion globale*. En effet, cette dernière ne peut être calculée en intégrant simplement la déflexion locale : il faut prendre en compte les incidences induites dans le calcul. Du fait de cette absence de lien direct entre les déflexions locales et globales, il est plus compliqué d'établir un modèle cohérent entre les charges et les QDV pour l'empennage horizontal. Aucun modèle équivalent à l'équation 3.16 n'existe pour le HTP.

3.3.4 Efficacité locale des surfaces

De même que pour le coefficient global, l'efficacité locale des surfaces de contrôle s'écrit :

$$\Delta K_j(\delta s) = K_j(\delta s) - K_j(\delta s = 0^\circ)$$

On montre en dérivant l'équation 3.12 que :

$$\Delta Cz = \int_0^1 \Delta Kz \frac{l(\eta)}{lg} d\eta \quad (3.18)$$

L'efficacité locale en portance sur la voilure s'exprime en fonction des différents paramètres introduits :

$$\Delta Kz(\delta sp) = Kz_\alpha \cdot (\Delta\alpha_i(\delta sp) - \Delta\alpha_0) \quad (3.19)$$

et sur l'empennage horizontal, en faisant en plus intervenir la déflexion locale :

$$\Delta Kz_H(\delta sp) = Kz_{\alpha H} \cdot (\Delta\alpha_{iH}(\delta sp) - \Delta\epsilon_{loc}(\delta sp)) \quad (3.20)$$

3.3.5 Modèles mathématiques des Données Aérodynamiques pour Charges

Il est bien entendu plus compliqué de modéliser une répartition de charge en envergure qu'un unique coefficient de type qualité de vol. Compte tenu des multiples cas existants, en modifiant le braquage des surfaces, les combinaisons de surfaces braquées, l'incidence, le nombre de Mach, et éventuellement en prenant en compte les interactions voilure gauche et voilure droite, cela correspond à des milliers de cas possibles.

Pour simplifier le problème seuls les cas dimensionnants d'un point de vue Charges sont décrits dans les Données Aérodynamiques. Par exemple, pour l'A319, cela correspond à 5 configurations de spoilers différentes, caractéristiques des cas de manœuvre en roulis ou encore descente d'urgence, pour différents braquages.

Pour chacun de ces cinq cas, un balayage en incidence est donné, pour différents Mach. La modélisation utilisée est très différente dans son approche de celles vues jusqu'à présent. En effet, l'efficacité $\Delta Kz(\alpha)$ est linéaire par morceaux pour représenter au mieux la donnée de référence. Seuls sont modélisés les coefficients de portance et de moment de tangage au bord d'attaque. Pour $j = (z, m)$ et pour une configuration de spoiler i (pour l'A319, voir le tableau 3.1), on a :

$$\Delta K_j^i = \Delta K_{j_0}^i + \Delta K_{j_1}^i(\alpha) + \Delta K_{j_2}^i(\alpha) + \Delta K_{j_3}^i(\alpha) + \Delta K_{j_4}^i(\alpha) + \Delta K_{j_5}^i(\alpha) \quad (3.21)$$

Config.	SP1	SP2	SP3	SP4	SP5
1	-	-	-	15°	15°
2	-	-	-	20°	20°
3	-	-	-	25°	25°
4	-	23°	40°	40°	-
5	-	23°	40°	40°	25°

TAB. 3.1 – Liste des cas de braquages symétriques des spoilers de l’A319 modélisés dans les Données Aérodynamiques pour Charges

avec :

$$\begin{aligned} \Delta K j_1^i(\alpha) &= \Delta \left(\frac{\partial K j}{\partial \alpha} \right)_1^i \cdot \alpha \\ \Delta K j_2^i(\alpha) &= \Delta \left(\frac{\partial K j}{\partial \alpha} \right)_2^i \cdot (\alpha - \alpha_2) = 0 \quad \text{si } \alpha < \alpha_2 \\ \Delta K j_3^i(\alpha) &= \Delta \left(\frac{\partial K j}{\partial \alpha} \right)_3^i \cdot (\alpha - \alpha_3) = 0 \quad \text{si } \alpha < \alpha_3 \\ \Delta K j_4^i(\alpha) &= \Delta \left(\frac{\partial K j}{\partial \alpha} \right)_4^i \cdot (\alpha - \alpha_4) = 0 \quad \text{si } \alpha < \alpha_4 \\ \Delta K j_5^i(\alpha) &= \Delta \left(\frac{\partial K j}{\partial \alpha} \right)_5^i \cdot (\alpha - \alpha_5) = 0 \quad \text{si } \alpha < \alpha_{CR} \end{aligned}$$

Le terme $\Delta K j_0^i$ est l’efficacité à incidence nulle, et les incidences limites de chaque zone correspondent à $\alpha_2 < \alpha_3 < \alpha_4 < \alpha_{CR}$. Etablir les Données Aérodynamiques pour Charges consiste alors à identifier les différentes zones linéaires, les incidences limites et les gradients correspondants pour chacune des configurations envisagées. Ces données sont fournies pour des cas de braquages symétriques, mais aussi et de la même façon, pour des braquages dissymétriques, en prenant en compte les interactions entre les deux voilures.

3.4 Conclusion

Outre la définition des différents coefficients et modélisations qui seront utilisés dans toute la suite de ce mémoire, quelques remarques peuvent être tirées de la confrontation des modèles mathématiques utilisés dans les Données Aérodynamiques pour Charges et Qualités de Vol.

Tout d’abord, il est évident qu’ils sont complètement différents tant dans leurs approches que dans leurs objectifs. Dans le cas des QDV, on cherche à représenter l’efficacité des gouvernes dans l’intégralité du domaine de vol de l’avion, alors que les Charges se focalisent sur certains points particuliers dimensionnants pour la structure de l’appareil. Travailler avec deux équipes, l’une responsable des Données Aérodynamiques pour QDV, l’autre des Charges, avec des méthodologies et des jeux de données de référence différents conduit nécessairement à l’obtention de Données Aérodynamiques inconsistantes : l’intégration des Charges tabulées ne donne pas le coefficient QDV correspondant.

En cherchant à avoir une vision intégrée du processus de dimensionnement des surfaces de contrôle, où l’on considère à la fois des critères orientés QDV et Charges, ce type de modélisations ne peut convenir : l’inhomogénéité des approches les rend inexploitable. Actuellement, les surfaces de contrôle peuvent être dimensionnées distinctement selon des critères QDV ou Charges, conduisant à des optima locaux pour ces disciplines. Mais il est impossible en l’état actuel des modélisations des

Données Aérodynamiques de proposer un dimensionnement global optimal en considérant l'ensemble des critères.

Il est donc nécessaire de travailler avec une unique modélisation qui doit prendre en compte les besoins des deux mondes. **La solution proposée consiste à créer un modèle où les QDV et les Charges sont fortement connectées pour forcer leur cohérence.**

Il est bien plus aisé de répercuter des modifications dans la conception géométrique de l'avion sur le coefficient QDV que sur la charge, car les bases de données à traiter sont plus légères. L'idée principale des modélisations pour assurer ce lien fort est donc de piloter la charge par les coefficients globaux. Cela permet de recalculer la distribution de charge très rapidement après un changement géométrique quelconque, tout en gardant une base de données cohérente avec les QDV.

Dans cette partie du mémoire, nous allons proposer un nouveau type de modélisation de la variation de charge due au braquage des spoiler sur la voilure et sur l'empennage horizontal, supportant toutes les configurations de braquages possibles, et compatible avec la modélisation pour Qualités de Vol. Pour ce faire, on s'appuiera largement sur des résultats de calculs elsA-Chimère.

Chapitre 4

La méthode Chimère pour le calcul des surfaces de contrôle

La méthode Chimère permet aux méthodes structurées de s'affranchir de la coïncidence entre les différents blocs du maillage. Elle a été proposée par Steger *et al.* (1983), puis développée par Benek *et al.* (1985) et Meakin (1998). Boeing l'a notamment utilisée pour effectuer des calculs sur un B777 en configuration hypersustentée (Rogers, 2000). Cette méthode est potentiellement très puissante et peut rivaliser avec les méthodes non-structurées pour mailler des géométries complexes.

Le code de calcul RANS elsA et sa capacité à traiter les maillages Chimère a constitué l'outil de départ de ce travail de thèse. Suite à la thèse de G. Fillola, le potentiel de cet outil a commencé à émerger pour les applications de type qualité de vol et charge. La capacité de traiter rapidement et précisément les sujets relatifs aux surfaces de contrôle a permis de nombreuses applications qui jusqu'alors étaient inaccessibles. Dès lors, en travaillant sur un maillage avion invariant, et en générant uniquement le maillage de la surface, on simplifie grandement le processus industriel.

Dans ce chapitre, nous allons présenter les principes fondamentaux de cette méthode, ainsi que sa mise en œuvre pratique pour le calcul des efficacités des surfaces de contrôles, en insistant sur certains points clés du processus. La plupart des informations théoriques décrivant la méthode et son implantation dans elsA sont issues de la thèse de G. Fillola et du manuel théorique d'elsA (ONERA DSNA, 2006), partie "Méthode Chimère", rédigée par M-C. Le Pape et Ch. Benoît.

4.1 Principe général de la méthode

En s'émancipant de la contrainte de coïncidence entre blocs, un maillage Chimère consiste donc en une association de maillages élémentaires qui s'interpénètrent et communiquent les uns avec les autres par interpolation.

La méthode Chimère est généralement adoptée pour mailler des géométries complexes : en effet, de telles géométries peuvent se décomposer en plusieurs sous-géométries plus simples qui seront maillées indépendamment. Pour les surfaces de contrôle de la voilure, ces domaines sont générés à l'aide d'outils de maillage automatiques (fig. 4.1) basés sur le module HEXA de ICEM CFD, prenant en entrée uniquement la CAO de la voilure, surfaces non-braquées. La forme des surfaces est reconstruite automatiquement, et la grille est générée en utilisant une topologie prédéfinie. L'utilisateur détermine uniquement le niveau de raffinement du maillage.

Si le mailleur automatique de spoiler génère directement le maillage au braquage souhaité, en revanche, le mailleur automatique d'aileron sert uniquement à générer les fentes de part et d'autre

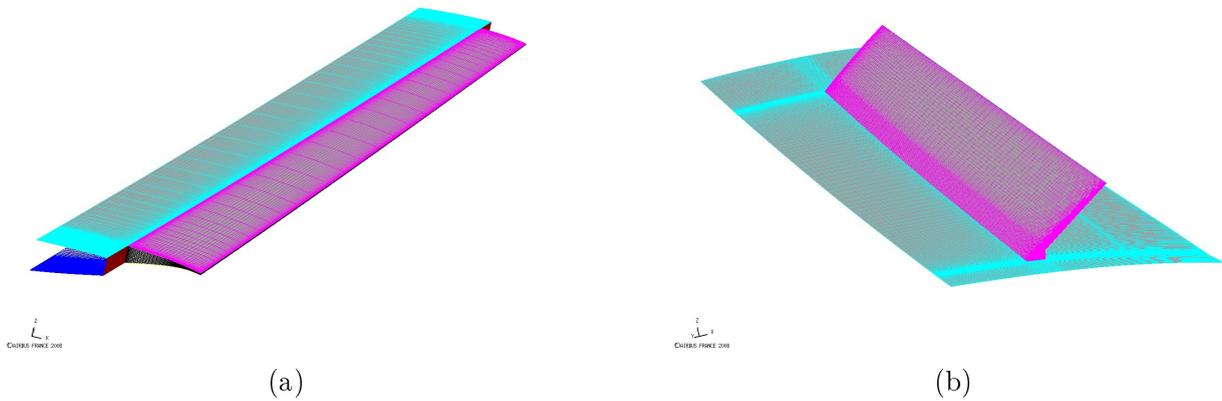


FIG. 4.1 – Exemple de maillages Chimère d’aileron (a), et de spoiler (b)

de la surface pour permettre une discontinuité. Le braquage est réalisé ultérieurement en utilisant les outils de déformation de maillage MeMo et VolDef introduit par G. Fillola. On précise également que les calculs ailerons braqués nécessitent des maillages avions spécifiquement adaptés pour bien modéliser les fentes de part et d’autre de l’aileron.

Ces sous-domaines sont ensuite concaténés en un seul et même maillage (fig. 4.2) et les cellules aux frontières des domaines deviennent des cellules d’interpolation, leurs valeurs ne seront pas calculées par le schéma numérique mais par un processus d’interpolation depuis un autre domaine. Un prétraitement est ensuite appliqué afin de rechercher les cellules donneuses, qui vont transmettre les informations aux cellules d’interpolation.

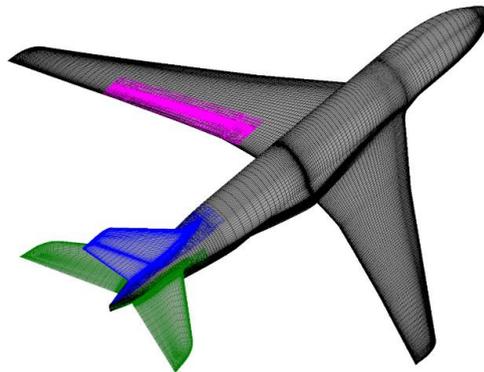


FIG. 4.2 – Maillage d’avion avec quatre blocs Chimère pour le spoiler voilure gauche, le HTP et le VTP (Fillola, 2006)

Dans un maillage Chimère, chaque sous-domaine ne discrétise pas tous les corps physiques. Une partie de maillage d’un sous-domaine Chimère peut donc pénétrer à l’intérieur d’un corps présent dans un autre sous-domaine. Ce problème est résolu en introduisant la notion de *cellules masquées* : le schéma numérique n’est pas appliqué dans les cellules masquées et les variables conservatives et turbulentes restent à leur niveau initial au cours des itérations. On utilisera cette notion pour désactiver les cellules qui se situent à l’intérieur des corps.

Une cellule d’un maillage Chimère peut donc être :

- **Calculée** : on applique le schéma numérique à ces cellules,
- **Masquée** : ces cellules ne sont pas calculées par le schéma numérique et leurs valeurs n'évoluent pas au cours des itérations. En particulier, seront masquées les cellules situées à l'intérieur d'un corps,
- **Interpolée** : ces cellules ne sont pas calculées par le schéma numérique, mais on leur affecte une valeur interpolée depuis un autre maillage. Seront interpolées, les cellules situées aux frontières des domaines Chimère ou aux frontières des zones masquées,
- **Donneuse** : ce sont des cellules calculées et dont la valeur est utilisée pour mettre à jour les cellules interpolées.

4.2 Condition limite de recouvrement

Comme nous l'avons évoqué dans le premier paragraphe, la méthode Chimère a besoin d'une nouvelle condition limite de raccord afin de faire communiquer ensemble les différents groupes Chimère. Cette condition limite, dite de recouvrement, sera appliquée aux frontières extérieures des différents groupes Chimère et aux frontières des zones masquées. Ainsi, sur la fig. 4.3, les variables des cellules d'un domaine 1 auxquelles on applique cette condition limite voient leurs valeurs mises à jour, non pas par l'application du schéma numérique, mais par un processus d'interpolation à partir de ces mêmes variables en des points de discrétisation d'un domaine 2. Ceci assure un transfert d'informations du domaine 2 vers le domaine 1.

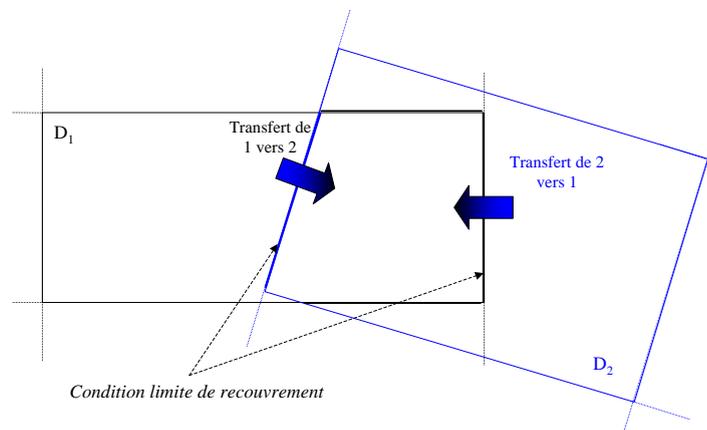


FIG. 4.3 – Principe de la condition limite de recouvrement (Fillola, 2006)

Dans nos applications, cette condition limite correspond donc à la frontière extérieure des domaines Chimère (fig. 4.4).

4.3 Non-conservativité du raccord Chimère

Un des inconvénients majeur de la méthode Chimère est que la condition limite de recouvrement ne préserve pas la condition de conservativité. Ainsi, le théorème de Lax-Wendroff (J-M. Moschetta, 1997) qui garantit la convergence vers une solution faible sous conditions de consistance et de conservativité de la méthode numérique ne peut être vérifié, et rien n'assure que la solution obtenue vérifie

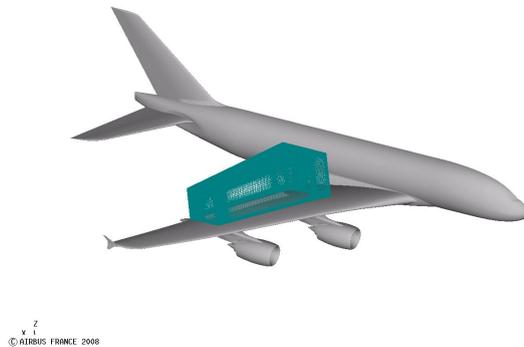


FIG. 4.4 – Condition limite de recouvrement dans un maillage A380 avec spoiler braqué

les relations de Rankine-Hugoniot.

Deux méthodes existent pour rendre les transferts de données Chimère conservatifs. La première est proposée par Moon et Liou (1989). Avec cette méthode, la zone recouverte est reconstruite de manière à former un maillage non structuré. Le maillage hybride résultant est nommé maillage Dragon. Comme chaque point de maillage est maintenant parfaitement coïncident, la méthode des volumes finis préserve les relations de conservation. Cette technique demande toutefois l'utilisation d'un solveur non-structuré (non-disponible dans elsA).

Une autre méthode conservative, proposée par Wang (1995), consiste à reconstruire des conditions limites non-coïncidentes (NCT) aux interfaces Chimère. La méthode de Rai (1986) est ensuite appliquée. Cette approche certes relativement simple en 2D, devient en revanche très complexe dès que l'on aborde des maillages 3D industriels (avec des faces et des arêtes dégénérées, etc...).

Dans sa version actuelle, la méthode Chimère intégrée dans elsA n'est pas conservative mais ceci ne s'est pas révélé gênant pour les différentes applications qui ont été réalisées.

4.4 Masquage

Comme nous l'avons vu plus haut, il est souvent nécessaire avec la méthode Chimère d'annihiler le fonctionnement de certaines cellules car celles-ci se situent dans une zone non-physique (à l'intérieur d'un corps, par exemple sur la fig. 4.5) ou parce que leurs dimensions ne permettent pas de capter correctement la physique du problème. Pour simplifier le repérage de ces cellules, on utilise une technique de "masquage" et on appelle ces cellules des cellules masquées.

A l'issue de l'étape de masquage, en chaque point un tableau binaire i_{chim} est rempli. Ce tableau renvoie la valeur 0 pour les points masqués ou interpolés, et 1 pour les points calculés par le schéma numérique. Il suffit donc de multiplier le terme de droite de l'équation discrète de Navier-Stokes par i_{chim} pour annuler l'évolution temporelle des points masqués ou interpolés.

Diverses techniques de masquage existent dans la littérature. On peut citer par exemple, la méthode du vecteur normal, la méthode avec grille cartésienne (Meakin, 1998), la méthode des "rayons x" (Meakin, 2001). Dans elsA, la technique de masquage utilise des éléments géométriques simples. Ces éléments s'appuient sur une fenêtre topologique $(i1,j1,k1,i2,j2,k2)$ d'un certain groupe Chimère. Les cellules des autres groupes Chimère situées géométriquement à l'intérieur de cet élément ne seront pas calculées. De manière imagée, on a fait un trou dans les autres groupes Chimère.

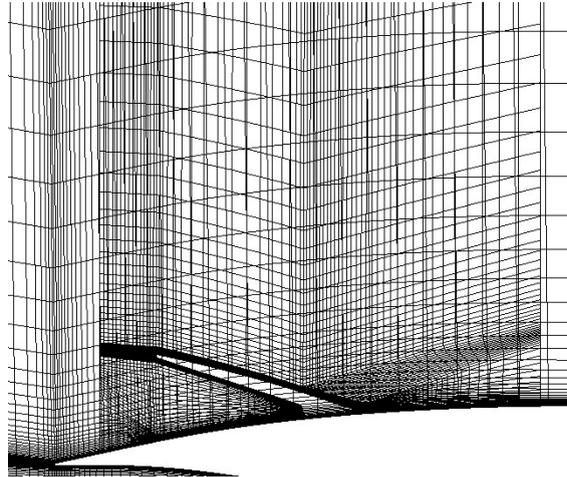


FIG. 4.5 – Interpénétration des cellules avec un maillage de spoiler sur un profil

4.4.1 Masque parallélépipède rectangle

Le masque parallélépipède rectangle est très facile à utiliser. Ses dimensions sont les dimensions minimales et maximales dans toutes les directions de l'espace de la fenêtre topologique support. Le test de repérage intérieur/extérieur des cellules est trivial.

Concernant un avion avec un spoiler, le masque est constitué d'un parallélépipède rectangle entourant au plus juste le spoiler (fig. 4.6). Ce masquage est ensuite appliqué au domaine avion : toutes les cellules de ce domaine situées à l'intérieur du parallélépipède sont désactivées et ne participent plus au processus itératif.

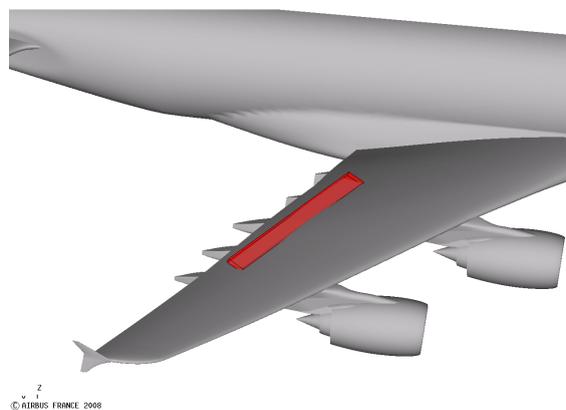


FIG. 4.6 – Exemple de masque parallélépipédique autour d'un spoiler

On peut remarquer que le masquage parallélépipédique est inadapté dans le cas où les corps situés dans différents groupes Chimère sont assez proches géométriquement. En effet, les masques des corps peuvent se superposer, rendant impossible l'interpolation aux frontières de chacun (car la cellule donneuse serait elle-même masquée).

4.4.2 Masque cartésien

Afin d'éviter les problèmes de recouvrement de masque, il est utile de définir un masque de manière plus précise. On peut utiliser, dans ce cas, le masquage par éléments cartésiens. Il consiste en la juxtaposition de parallélépipèdes rectangles dans deux dimensions de l'espace.

Pour définir ce masque, on commence par construire une grille cartésienne support bidimensionnelle, dont les dimensions topologiques sont quelconques et dont les dimensions géométriques sont les dimensions minimales et maximales de la projection plane de l'obstacle dans une direction de l'espace donnée. Chaque élément cartésien de cette grille constitue la base d'un parallélépipède rectangle. Ce parallélépipède rectangle est ensuite limité en hauteur par les dimensions minimale et maximale de l'obstacle qu'il rencontre.

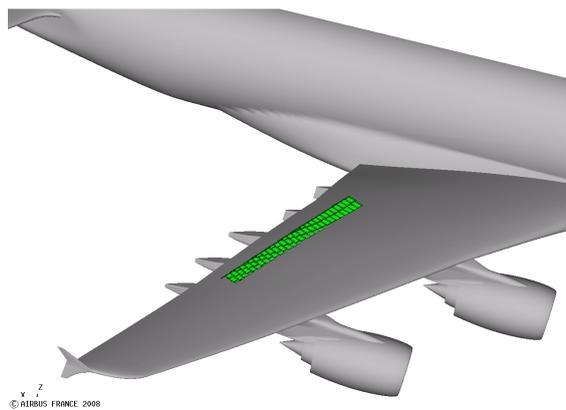


FIG. 4.7 – Exemple de masque cartésien autour d'un spoiler

Ce masque permet de représenter de manière précise l'objet support et permet donc d'éviter plus facilement des recouvrements de masques. Ce masquage induit cependant un autre inconvénient : en effet, en représentant l'objet au plus près, il implique de faire les interpolations aux frontières de la zone trouée avec des cellules donneuses pouvant être situées dans la couche limite de l'objet en question. Cette zone est connue pour être sujette à de fortes variations de vitesse, ce qui induit nécessairement une erreur d'interpolation plus grande que dans une zone où les gradients sont plus faibles.

4.5 Points orphelins

Parfois, la recherche de la cellule donneuse échoue et le point à interpoler ne peut pas être calculé par le solveur. Ce sont des *points orphelins*. Ce problème se manifeste pour diverses raisons :

- Quand le recouvrement de maillage est insuffisant pour associer une cellule donneuse à chaque cellule d'interpolation ; ou lorsque la cellule donneuse existe, mais est elle-même une cellule d'interpolation. Plusieurs techniques existent dans le code elsA pour pallier ce problème.
- Quand deux corps situés dans deux groupes Chimère différents s'interpénètrent géométriquement. Cette situation conduit systématiquement à des points orphelins situés à l'intersection des deux corps car les masques se recouvrent. Ce genre de géométrie demande une topologie de maillage judicieuse.
- Quand une même surface de paroi est discrétisée de manière différente par deux domaines Chimère. Il se peut alors qu'un centre de cellule à interpoler soit physiquement vue comme étant à l'intérieur du corps dans l'autre domaine Chimère. Une légère modification de maillage

sera nécessaire pour éviter ce problème

L'élimination des points orphelins constitue la principale difficulté pratique des calculs Chimère, et plusieurs itérations de maillages et masquages peuvent s'avérer nécessaires pour y parvenir.

4.5.1 Points orphelins dus à un recouvrement insuffisant

La figure 4.8 illustre ce problème sur deux cas monodimensionnels. On considère deux maillages présentant une zone de recouvrement. Pour rendre cette figure plus lisible, les maillages sont légèrement décalés l'un par rapport à l'autre. Les points A_i et B_i ($i = 1$ ou 2) aux frontières des maillages 1 et 2 sont les points d'interpolation. La solution de tous les autres points à partir de C_i étant connue, les points d'interpolation permettent aux deux maillages de communiquer correctement. Dans le premier exemple de la fig. 4.8, le recouvrement est suffisant. Le point A_1 interpole sa valeur à partir de D_2 et E_2 . Le point B_2 fait de même avec C_2 et D_2 . Les points C_2 , D_2 et E_2 ayant une solution connue, aucun problème ne se pose pour le maillage 1, et réciproquement pour le maillage 2.

Dans le deuxième exemple, le point A_1 calcule sa valeur à partir de D_2 et C_2 , et le point B_1 interpole sa valeur à partir de C_2 et B_2 . Seulement, le point B_2 est un point d'interpolation, qui est calculé à partir de B_1 . Les points B_1 et B_2 ne peuvent être calculés, ce sont des points orphelins.

Pour répondre au problème de recouvrement insuffisant, Benoît *et al.* (2002) proposent trois traitements : l'extrapolation à partir d'une cellule voisine, l'interpolation sur une seule rangée de cellules et l'écriture de la formule d'interpolation sous un format implicite.

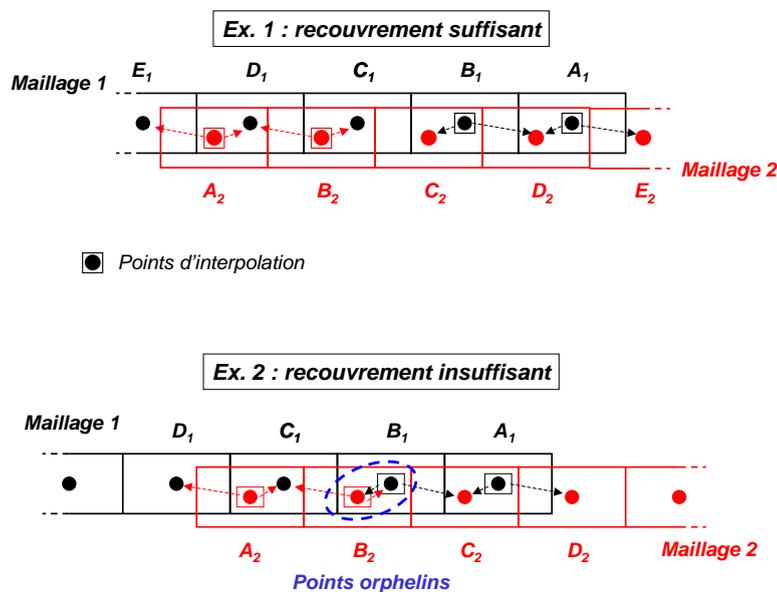


FIG. 4.8 – Ex. 1 : recouvrement suffisant des maillages permettant le calcul de tous les points d'interpolation. Ex. 2 : recouvrement insuffisant conduisant à la création de points orphelins

4.5.2 Points orphelins dus à des intersections de corps

Un problème difficile à traiter pour la méthode Chimère est celui des intersections de corps. En effet, lorsque deux corps sont jointifs, on doit se poser la question de la représentativité de leurs intersections ; car mailler indépendamment chaque corps supposerait également le masquage

de chaque corps et donc un recouvrement de masque au niveau de l'intersection des corps. Ce recouvrement de masques conduirait fatalement à la présence de points orphelins car, à cet endroit là, des cellules donneuses seraient masquées. Ce problème n'a pas été rencontré dans les applications faites dans ce mémoire.

4.5.3 Points orphelins dus à une double discrétisation de corps

Le fait de discrétiser un même corps dans deux groupes Chimère différents peut poser un problème de point orphelin. En effet, du fait de la courbure de la surface, certaines cellules situées dans un domaine Chimère peuvent être vues comme étant situées à l'intérieur du corps du point de vue de l'autre domaine Chimère.

La Figure 4.9 clarifie cette notion à partir d'un exemple volontairement exagéré. Soit la surface (S) concave discrétisée de manière grossière par deux domaines Chimère (D1) et (D2), et soit le point M de (D1) que l'on cherche à interpoler dans (D2). Alors dans une telle configuration M est orphelin car on ne peut pas le localiser dans une cellule de (D2).

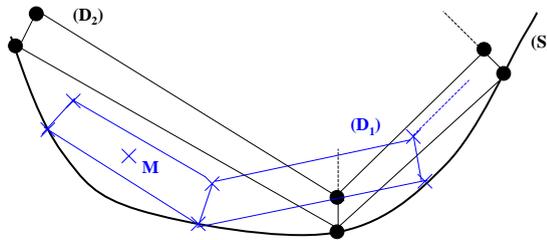


FIG. 4.9 – Problème de la double définition de la paroi (Fillola, 2006)

Pour résoudre ce problème, Schwarz (2000) propose une méthode consistant à décaler artificiellement au moment du prétraitement, les points de surface d'un groupe Chimère. Ainsi, on permet d'effectuer les interpolations entre domaines. Cette option n'a été rendue opérationnelle dans elsA que tardivement, et une solution de remplacement a dû être utilisée.

On constate que le problème lié à la double définition de corps est d'autant plus important que les maillages sont fins à la paroi. Dans le cas de maillages de type Navier-Stokes avec un $y^+ = 1$ pour la première maille, ce problème devient donc prépondérant, et ce d'autant plus que le nombre de Reynolds de l'écoulement est élevé. Fillola propose donc d'utiliser des maillages de type *lois de parois*, qui autorisent à construire des maillages avec un y^+ de première maille de l'ordre de 50, au lieu de 1 pour des maillages *bas-Reynolds*. Utiliser de tels maillages diminue la probabilité de rencontrer des points orphelins dus à la double définition de corps.

4.6 Autres remarques

Une fois les précédentes étapes effectuées et qu'on se soit assuré qu'il n'y a plus de point orphelin, le calcul peut être lancé sur le calculateur. Les réglages numériques sont les mêmes que ceux classiquement utilisés à Airbus pour les calculs elsA.

Le post-traitement demande une attention particulière du fait de la double définition de certaines zones d'extrados et d'intrados. Aucune méthode automatisée n'existe à ce jour pour simplifier cette

étape, et l'utilisateur doit simplement faire en sorte que le logiciel de post-traitement utilisé (ENS++ à Airbus France) ne compte pas deux fois ces zones.

Chapitre 5

Analyse de l'écoulement autour des spoilers

Les calculs elsA Chimère peuvent être exploités pour mieux comprendre la physique de l'écoulement autour des spoilers. Les seuls éléments exploitables jusqu'alors étaient des résultats d'essais en soufflerie, mais où la visualisation et la compréhension de l'écoulement restaient délicats. Les interactions entre une voilure avec spoilers braqués et l'empennage horizontal par exemple, qui sont pourtant des phénomènes fondamentaux pour assurer l'équilibrage de l'avion, restaient délicats à interpréter. En fait, si l'écoulement 2D sur un profil avec spoiler braqué est bien connu, en revanche, l'écoulement 3D a été peu décrit en dehors des travaux de G. Fillola.

On se propose dans cette partie de faire le lien entre l'écoulement résultant du braquage des spoilers et les qualités de vol de l'appareil. Les principaux phénomènes physiques sont décrits et analysés, et l'on verra par la suite qu'ils permettent de comprendre la plupart des aspects aérodynamiques des spoilers, et de construire de nouvelles modélisations basées sur la physique. Dans toute cette partie, seuls les phénomènes stationnaires sont pris en compte.

5.1 Méthodes numériques

5.1.1 Maillages

Cette étude a été réalisée avec le solveur elsA, en exploitant la technique Chimère, sur un maillage d'A320 de 4 millions de cellules environ. Ce maillage représente un avion avec empennages horizontaux ($iH = -0.82^\circ$), dérive et installation motrice (fig. 5.1). Les carénages de volets ne sont pas maillés. A noter que des plans non-coïncidents sont présents à différents endroits dans le maillage pour en simplifier la topologie et limiter la propagation des sillages de bord de fuite inhérent à une topologie en C, notamment entre la voilure et l'empennage, perpendiculairement à l'axe \vec{x} . Le déraffinement conduit obligatoirement à une plus grande dissipation dans le sillage de la voilure, et à une dégradation de la captation de la déflexion, par rapport à un maillage entièrement coïncident. Mais elsA Chimère n'étant pas parallélisée lors de l'étude, les maillages sont fortement contraints quant au nombre de cellules maximum tolérables. Finalement, ce déraffinement était le seul moyen de capter les interactions spoilers/HTP dans une première approche. Néanmoins, une dépendance non négligeable au déraffinement due à ce plan non-coïncident a été observée dans des études plus récentes, modifiant peu le niveau absolu de la déportance HTP, mais changeant par contre de façon importante sa charge.

Ce même maillage avion a été utilisé pour toute l'étude ainsi que dans le chapitre 10, dans une version symétrisée (calcul du coefficient latéral de moment de roulis) et dans une version demi-avion (calcul des coefficients longitudinaux de portance, traînée et moment de tangage). Les spoilers sont

braqués sur la voilure droite pour les calculs sur maillage symétrisé.

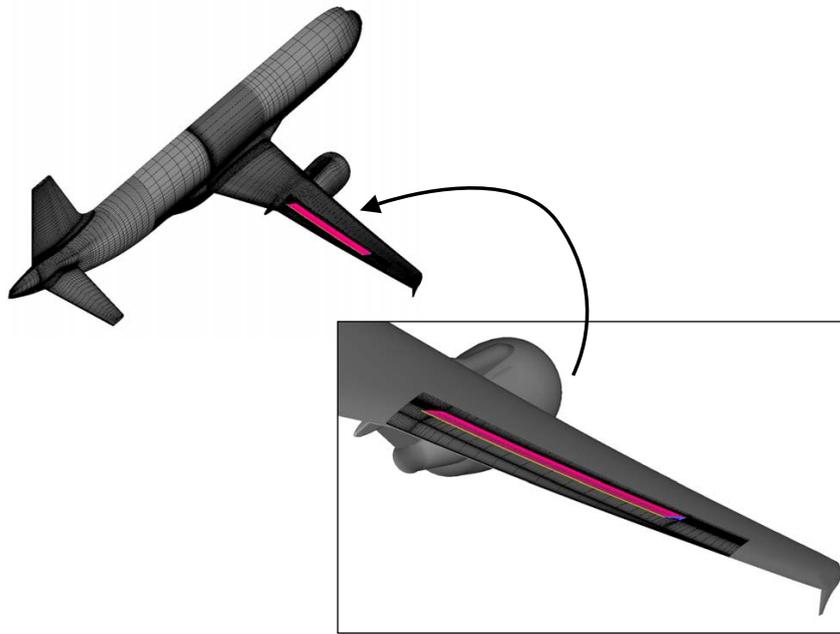


FIG. 5.1 – Détail des maillages avions et spoilers

Les différents maillages de spoilers sont générés grâce au mailleur automatique, et possèdent environ 1 million de cellules.

5.1.2 Paramètres numériques et attitudes de l'avion

Les paramètres numériques utilisés sont ceux généralement utilisés à Airbus France dans elsA. La correction de Schwarz n'étant pas disponible dans elsA au moment de l'étude, tous les calculs ont été faits en lois de paroi pour éviter l'apparition de points orphelins, en fusionnant huit cellules dans la couche limite. Le modèle de turbulence est le modèle de Spalart-Allmaras classique, et une méthode multigrille de niveau 2 a été utilisée. Concernant la méthode Chimère, un masquage parallélépipédique est utilisé.

Suivant les cas, différents Mach ont été calculés, allant des basses vitesses incompressibles ($M = 0.2$) au domaine transsonique ($M = 0.78$). Pour tous ces cas, des nombres de Reynolds de type vol ont été utilisés.

$$\begin{aligned} M &= 0.2, 0.5 \text{ et } 0.78 \\ Re &= 30 \cdot 10^6 \end{aligned}$$

Différents braquages ont été calculés, de même qu'un balayage en incidence a été effectué.

5.2 Principaux phénomènes aérodynamiques

5.2.1 Phénomènes bidimensionnels

L'objectif des spoilers est principalement de dégrader la finesse de l'appareil, en augmentant la traînée et en réduisant la portance, grâce à un fort décollement.

La pression extradors devant la surface augmente et à des Mach transsoniques le choc avance vers

le bord d'attaque. A cause de la discontinuité de surface, l'écoulement décolle au bord de fuite du spoiler : la traînée augmente.

Les courbes de $-C_p$ (fig. 5.2), tirées d'une coupe volumique dans un calcul elsA-Chimère 3D sur un A320 avec et sans spoilers braqués, montrent trois zones distinctes sur le profil, générant localement des efforts portants et déportants. On notera que la zone décollée est portante. Toute la déportance est donc générée par l'augmentation de pression devant le spoiler.

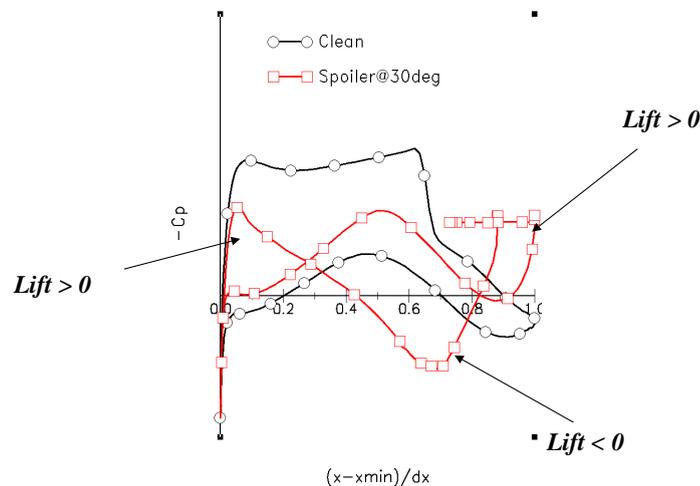


FIG. 5.2 – Répartition de pression sur un profil d'A320 avec et sans spoiler braqué, $M = 0.78$, $\alpha = 2^\circ$, $y/b = 65\%$

Cette même zone est responsable de l'augmentation du C_m du profil. Spoiler braqué, le moment de tangage devient généralement positif, en dépit de la zone décollée qui tend à le réduire. Seule une augmentation de la dépression derrière le spoiler peut inverser la tendance.

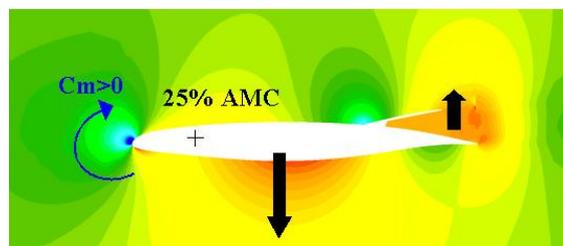


FIG. 5.3 – Influence des zones portantes et déportantes sur le moment de tangage, A320, $M = 0.78$, $\alpha = 2^\circ$, $y/b = 65\%$

5.2.2 Phénomènes tridimensionnels

Enroulement tourbillonnaire sous le spoiler

Un tourbillon est créé en interne d'un groupe de spoiler braqué, comme l'a remarqué G. Fillola sur des calculs A380 (fig. 2.17), mais aussi comme on peut le noter sur les visualisations de calculs Tau réalisées pour AWIATOR (fig. 2.18).

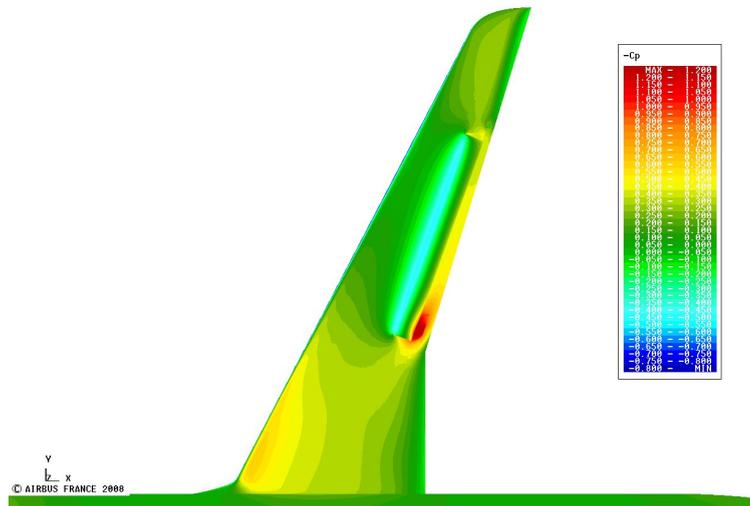


FIG. 5.4 – Répartition de pression sur l'extrados de la voilure d'un A320, mettant en évidence le tourbillon en interne du spoiler ($M = 0.2$, $\delta sp = 30^\circ$, $\alpha = 0^\circ$)

- Ce tourbillon, du fait de la dépression qu'il engendre sous le spoiler, a plusieurs conséquences :
- Augmentation du moment de charnière du spoiler impacté,
 - Création d'une "bosse" sur la répartition de traînée de pression en envergure (fig. 5.5),
 - Inversion éventuelle du signe du ΔKm , si la dépression de la zone aval du spoiler devient trop importante.

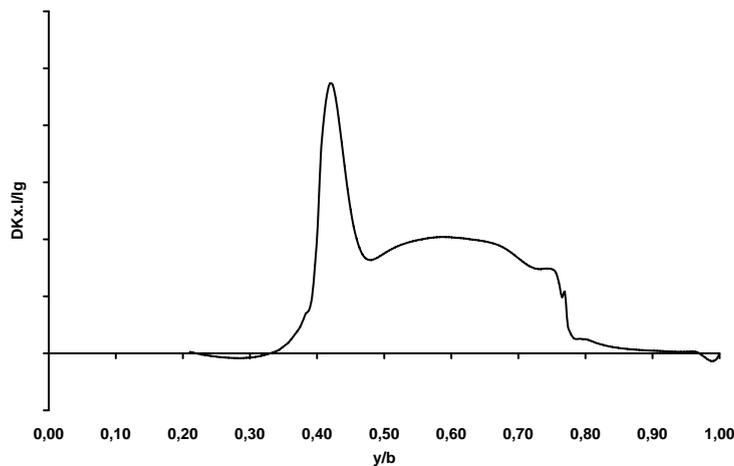


FIG. 5.5 – Répartition de traînée de pression en envergure ($M = 0.5$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta sp = 20^\circ$)

Sillage des spoilers

Du fait des forts gradients de charge aux extrémités des spoilers, deux tourbillons contrarotatifs sont créés de part et d'autre d'un groupe de spoilers braqués (fig. 5.6). Rappelons que sur une aile 3D d'envergure finie, le gradient de charge en envergure est responsable de la création de deux

tourbillons contrarotatifs, à l'origine de la traînée induite. Les tourbillons de spoilers sont similaires aux tourbillons de bout d'aile, bien que plus intenses, à cause justement de gradients de charges plus forts. Ils sont mis en évidence et schématisés sur la fig. 5.7 (a et b).

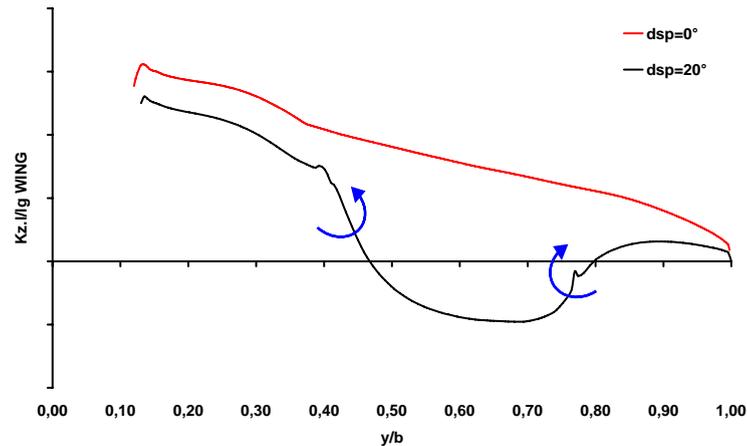


FIG. 5.6 – Répartition de portance locale avec et sans spoilers braqués, illustrant la création de tourbillons contrarotatifs aux extrémités des spoilers, ($M = 0.5$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta sp = 0^\circ$ et 20°)

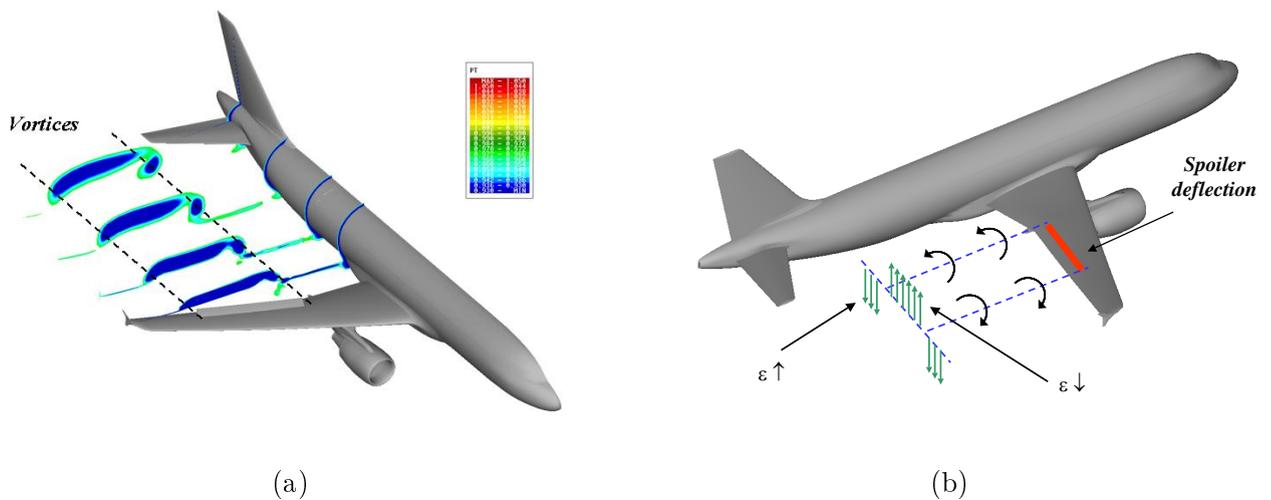


FIG. 5.7 – (a) Champ des pressions totales dans le sillage des spoilers, mettant en évidence la présence de deux tourbillons, (b) schématisation des vitesses induites par ces tourbillons et rôle sur la déflexion

Ces tourbillons induisent des vitesses verticales qui modifient donc la déflexion sur l'empennage horizontal. En utilisant la modélisation suivante de la portance locale de l'empennage horizontal :

$$\begin{cases} Kz_H(\delta sp = 0^\circ) &= Kz_{\alpha H} \cdot (\alpha_\infty + \alpha_{iH} - \epsilon_{loc} + i_H - \alpha_{H0}) \\ Kz_H(\delta sp) &= Kz_{\alpha H} \cdot (\alpha_\infty + [\alpha_{iH} + \Delta\alpha_{iH}(\delta sp)] - [\epsilon_{loc} + \Delta\epsilon_{loc}(\delta sp)] + i_H - \alpha_{H0}) \end{cases}$$

et finalement, cela se traduit par la variation de portance de l'empennage due au braquage des spoilers :

$$\Delta Kz_H(\delta sp) = Kz_{\alpha H} \cdot (\Delta\alpha_{iH}(\delta sp) - \Delta\epsilon_{loc}(\delta sp)) \quad (5.1)$$

La fig. 5.7-b donne le signe de $\Delta\epsilon_{loc}$ selon la position relative des spoilers et de l'empennage. Un point de l'empennage situé directement derrière le spoiler verra donc sa déflexion locale diminuer, soit $\Delta\epsilon_{loc} < 0$.

5.3 Influence du braquage et de l'incidence sur les efficacités

Dans cette section, on cherche à tracer les variations des différentes efficacités de l'avion complet en faisant varier le braquage du spoiler et l'incidence de l'avion.

5.3.1 Efficacité en portance

Deux zones se détachent clairement dans la fig. 5.8-a concernant l'évolution du ΔCz avec l'incidence. A faible incidence, l'efficacité en portance est quasiment constante : braquer les spoilers modifie très peu le gradient de portance de la voilure. A partir d'une certaine incidence en revanche l'efficacité chute. L'examen de la fig. 5.8-d montre que le braquage des spoilers dégrade certes la portance, mais permet de prolonger la zone linéaire avec un α_{\max}^1 retardé par rapport à la configuration spoilers non braqués.

Les non-linéarités en portance apparaissent plus tard sur une voilure avec spoilers braqués que sur une voilure lisse. En augmentant l'incidence, l'efficacité est progressivement réduite, et cela d'autant plus que le décrochage de la voilure lisse sera brutal. Ici il est assez progressif et le ΔCz tend doucement vers zéro. Ce ne serait pas toujours le cas, et dépend clairement des conditions de vol, en termes de nombres de Mach et Reynolds principalement.

La fig. 5.8-b montre que l'efficacité en portance des spoilers varie linéairement avec le braquage. Malheureusement, la linéarité ne se retrouve pas complètement sur la charge en portance (fig. 5.8-c).

5.3.2 Efficacité en moment de tangage

Les résultats obtenus pour le moment de tangage sont très proches des précédents. D'une part, la fig. 5.9-a montre également une efficacité quasiment constante aux faibles incidences, qui chute en valeur absolue dès l'apparition des non linéarités (fig. 5.9-d). De même que pour le Cz , les spoilers tendent à prolonger la zone linéaire du moment de tangage.

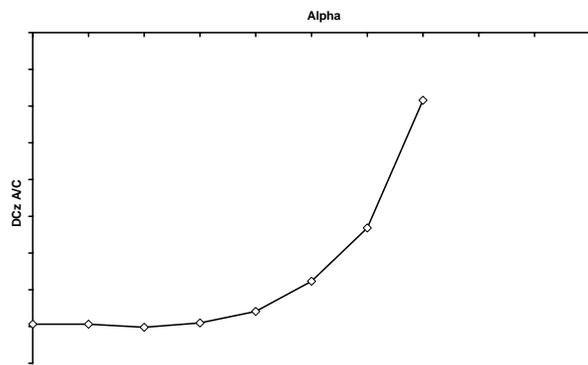
On constate aussi que ce coefficient varie linéairement avec δsp , mais que la charge en moment de tangage (fig. 5.9-c), à l'image de la charge en portance, ne varie pas non plus linéairement avec le braquage.

5.3.3 Efficacité en traînée

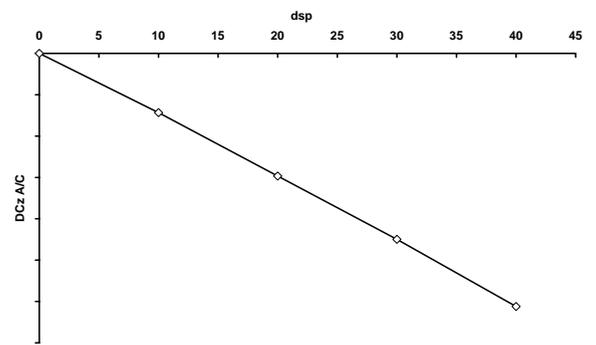
La fig. 5.10 représente l'évolution de l'efficacité en traînée calculée à iso-incidence (par opposition au calcul à iso- Cz , voir le chapitre 3). La courbe 5.10-a montre que le ΔCx diminue en augmentant l'incidence. Les spoilers modifient principalement deux postes de traînée :

- La traînée de pression visqueuse Cx_{vp} à cause du décollement derrière le spoiler,
- La traînée induite Cx_i .

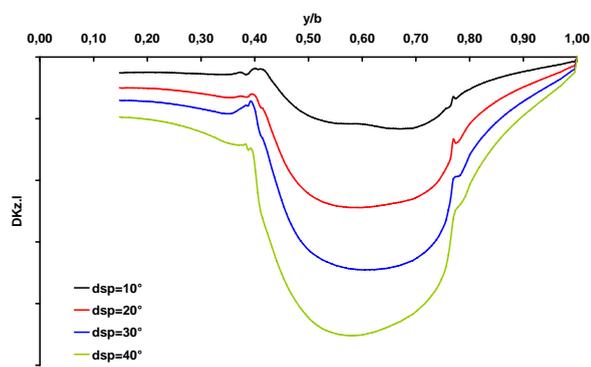
¹Incidence où la portance est maximale



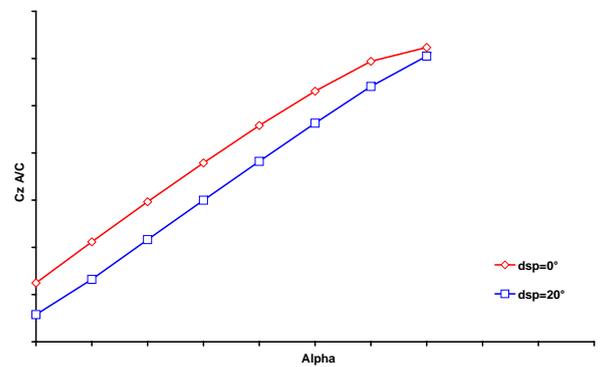
(a) Efficacité en portance des spoilers en fonction de l'incidence pour $\delta sp = 20^\circ$



(b) Efficacité en portance des spoilers en fonction du braquage pour $\alpha = 0^\circ$

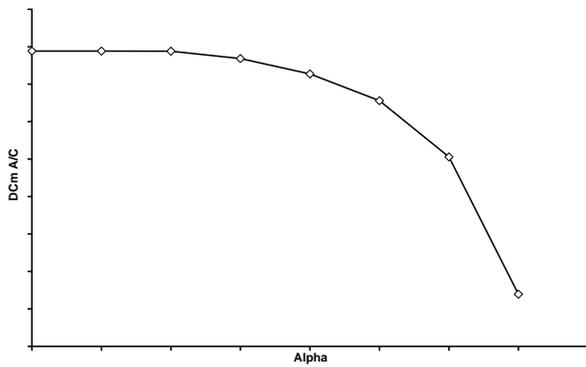


(c) Charge voilure en portance due aux spoilers en fonction du braquage

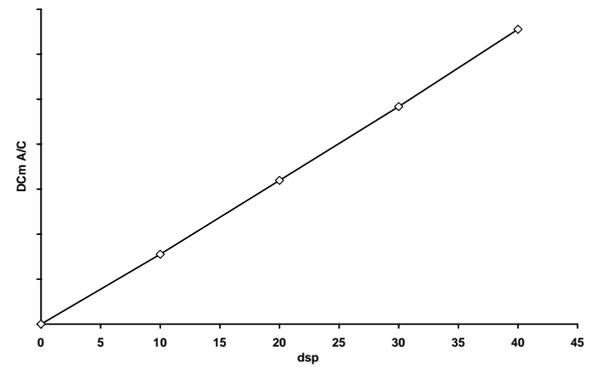


(d) Coefficient de portance de l'avion complet en fonction de l'incidence pour $\delta sp = 20^\circ$

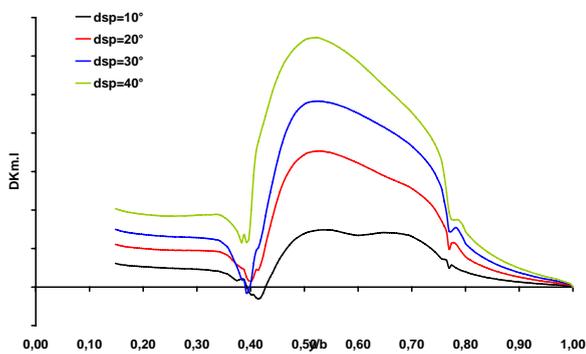
FIG. 5.8 – Efficacité en portance des spoilers



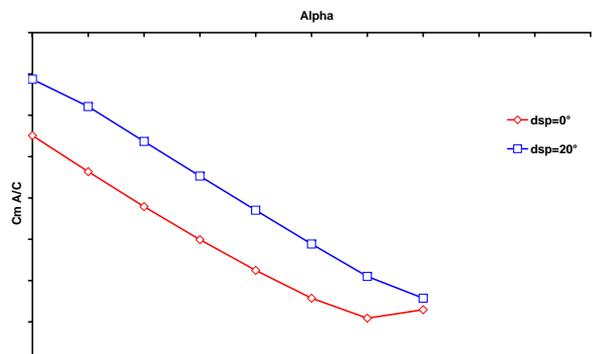
(a) Efficacité en moment de tangage des spoilers en fonction de l'incidence



(b) Efficacité en moment de tangage des spoilers en fonction du braquage



(c) Charge voilure en moment de tangage due aux spoilers en fonction du braquage



(d) Coefficient de moment de tangage de l'avion complet en fonction de l'incidence

FIG. 5.9 – Efficacité en moment de tangage des spoilers

Au premier ordre, la pression visqueuse varie peu avec l'incidence. En revanche, la traînée induite est connue pour varier avec le carré de la portance selon :

$$Cx_i = \frac{k}{\pi\lambda} Cz^2 + Cx_0 \quad (5.2)$$

Le terme k est le facteur d'Oswald de la voilure, et λ son allongement. Si le terme Cx_0 augmente très nettement lorsque les spoilers sont braqués, en revanche les Données Aérodynamiques pour Performances permettent de vérifier que k varie peu en braquant les spoilers. Il peut donc, toujours au premier ordre, être considéré comme indépendant du braquage des spoilers. La variation de traînée induite à iso- α due aux spoilers s'écrit :

$$\begin{aligned} \Delta Cx_i &= \frac{k}{\pi\lambda} \cdot \left((Cz + \Delta Cz)^2 - Cz^2 \right) + \Delta Cx_0 \\ &= \frac{k}{\pi\lambda} \cdot (2Cz + \Delta Cz)\Delta Cz + \Delta Cx_0 \end{aligned}$$

En se basant sur la fig 5.8, dans la zone linéaire on peut considérer que :

$$\Delta Cz \approx \Delta Cz_0 = \text{Constante} < 0$$

et donc, sachant que $Cz = Cz_0 + \partial Cz / \partial \alpha \cdot \alpha$:

$$\begin{aligned} \Delta Cx_i &= \frac{k}{\pi\lambda} \cdot (2Cz + \Delta Cz_0)\Delta Cz_0 + \Delta Cx_0 \\ &= \frac{k}{\pi\lambda} \cdot \left(\underbrace{2 \frac{\partial Cz}{\partial \alpha}}_{>0} \cdot \alpha + \underbrace{(2Cz_0 + \Delta Cz_0)}_{= \text{constante}} \right) \cdot \underbrace{\Delta Cz_0}_{<0} + \underbrace{\Delta Cx_0}_{= \text{constante}} \end{aligned}$$

Finalement, ΔCx_i est décroissant avec l'incidence : l'efficacité en traînée des spoilers à iso- α des spoilers diminue avec l'incidence. Pour des valeurs suffisamment élevées (non atteintes sur les courbes de la fig. 5.10), l'efficacité en traînée des spoilers peut même devenir négative. On notera bien que ce constat n'est valable que si l'on étudie l'efficacité en traînée à iso-incidence. L'étude du ΔCx à iso- Cz ne montrerait pas nécessairement la même tendance.

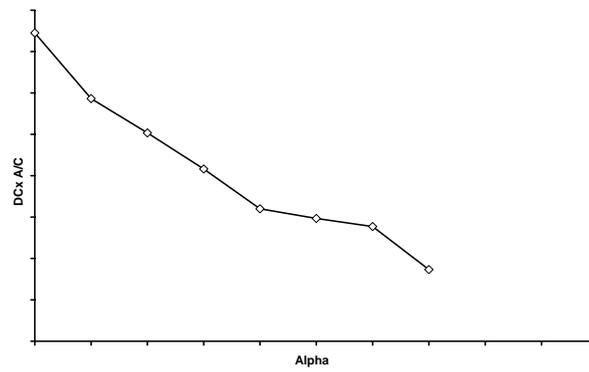
5.4 Interactions et conséquences sur les qualités de vol

5.4.1 Interactions ailes droite/gauche

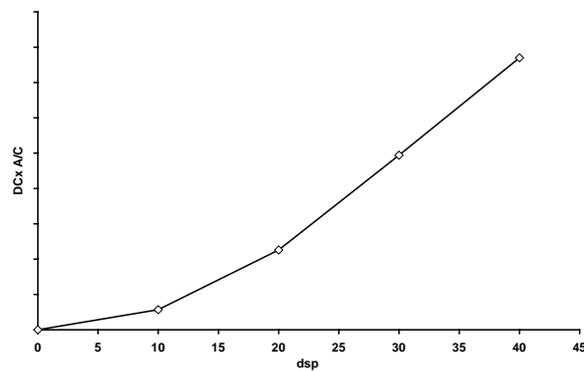
Afin de mettre en évidence les interactions entre les deux parties de la voilure lors de braquages dissymétriques de spoilers, des calculs ont été effectués sur un demi-maillage, et sur maillage complet avec les spoilers braqués uniquement sur la voilure droite. La fig. 5.11 montre que ces interactions ne sont pas négligeables : des effets réciproques modifient la charge en interne des deux ailes.

Si l'on souhaite calculer le moment de roulis créé par les spoilers de l'aile droite, en faisant un calcul sur un demi-maillage, et en supposant nul l'effet de ces spoilers sur la voilure gauche, on surestime d'une part la charge interne de la voilure droite, mais aussi on ne prend pas en compte le moment de roulis adverse créé par la voilure gauche : le ΔCl est surestimé (tab. 5.1).

Finalement, pour rester précis en ne négligeant pas des phénomènes physiques importants, il est préférable de calculer le moment de roulis sur des maillages représentant un avion complet, avec un braquage dissymétrique des spoilers.



(a) Efficacité en traînée des spoilers en fonction de l'incidence



(b) Efficacité en traînée des spoilers en fonction du braquage

FIG. 5.10 – Efficacité en traînée des spoilers

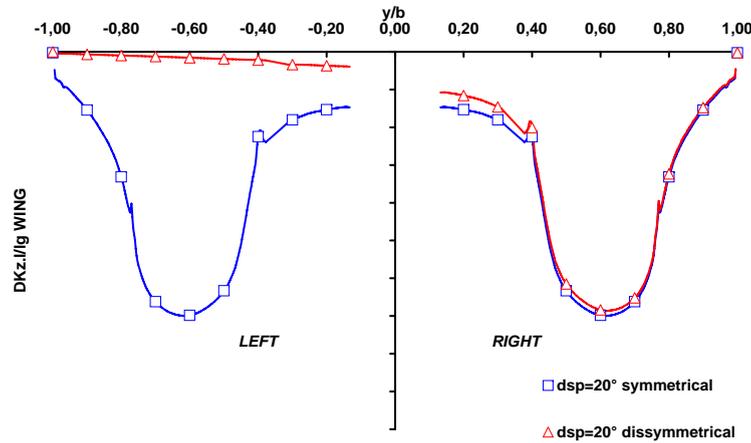


FIG. 5.11 – Répartition de $\Delta Kz.l/lg$ en envergure avec des braquages de spoilers symétrique/dissymétriques

	Demi-maillage	Maillage complet
ΔCl	100%	92%

TAB. 5.1 – Moment de roulis de l'aile droite calculé avec un demi-maillage (interactions négligées) et avec un maillage d'avion complet (interactions modélisées)

5.4.2 Interactions avec les empennages

On montre que les interactions stationnaires (voir la partie IV pour plus de détails sur les interactions instationnaires) entre les spoilers et les empennages peuvent être entièrement comprises grâce aux explications vues en 5.2.2. Le braquage des spoilers, en créant deux tourbillons contrarotatifs dans le sillage de la voilure, modifie la déflexion locale vue par l'empennage (fig. 5.7). Des spoilers situés en externe de l'empennage tendent donc à augmenter la déflexion vue par l'empennage.

On sait que :

$$Cz_H = Cz_{\alpha H} \cdot (\alpha_\infty - \epsilon + i_H - \alpha_{0H})$$

Une augmentation de la déflexion se traduit donc par une légère diminution de la portance HTP (tab. 5.2, et donc par une augmentation de l'efficacité en portance des spoilers sur l'avion complet.

	Avion complet	Voilure	HTP
ΔCz	100%	97%	3%

TAB. 5.2 – Décomposition de l'efficacité en portance entre la voilure et le HTP, pour un braquage de spoilers externes

Cette variation de la déflexion a un impact sur la contribution à pousser de la traînée d'équilibrage. En effet, rappelons que les efforts aérodynamiques sont projetés par convention dans le repère aérodynamique de l'avion. Si l'on isole l'empennage horizontal, du fait de la déflexion, son repère aérodynamique propre n'est pas le même que celui de la voilure. En projetant les efforts de l'empennage dans le repère avion, sachant que $Cz_H < 0$ et que $\Delta\epsilon > 0$, un terme de traînée négatif

apparaît (fig. 5.12) :

$$\Delta C_{x_{\text{trim}}} = C_{z_H} \cdot \Delta \epsilon < 0 \quad (5.3)$$

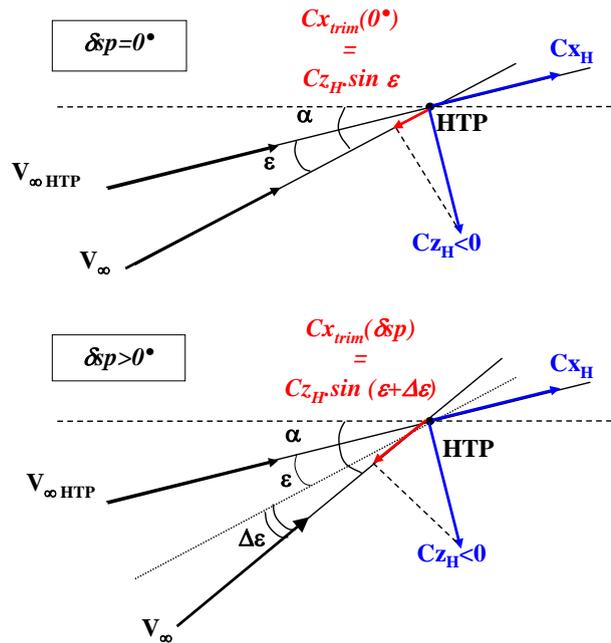


FIG. 5.12 – Principe de la traînée d'équilibrage

L'empennage horizontal réduit donc légèrement l'efficacité en traînée des spoilers (tab. 5.3), tant que ceux-ci augmentent la déflexion. Néanmoins, ce ne sera pas nécessairement le cas lors du braquage d'un spoiler interne.

	Avion complet	Voilure	HTP
ΔC_x	100%	105%	-5%

TAB. 5.3 – Décomposition de l'efficacité en traînée entre la voilure et le HTP, pour un braquage de spoilers externes

Cette variation de déflexion, et donc de portance due au braquage des spoilers, même si elle est limitée, a en revanche un impact important sur le moment de tangage, grâce au grand bras de levier entre le HTP et le point de réduction du moment, au 25% de la CMA. L'empennage horizontal contribue à hauteur de 30% environ (tab. 5.4) sur l'efficacité des spoilers en tangage.

	Avion complet	Voilure	HTP
ΔC_m	100%	70%	30%

TAB. 5.4 – Décomposition de l'efficacité en moment de tangage entre la voilure et le HTP, pour un braquage de spoilers externes

Dans le cas de braquages dissymétriques, les spoilers de la voilure droite modifient la déflexion sur les deux parties de l'empennage horizontal. L'empennage gauche, plus éloigné des tourbillons, verra néanmoins une variation de la déflexion plus faible que l'empennage droit. La déportance créée y sera donc plus faible (fig. 5.13). Ce différentiel de portance entre les deux parties du HTP ajoute une faible contribution au moment de roulis directement créé par la voilure.

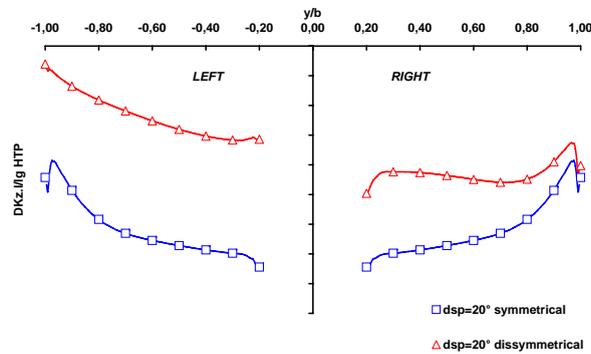


FIG. 5.13 – Variation locale de portance sur le HTP pour des braquages symétrique et dissymétrique de spoilers

Enfin, la dérive subit aussi directement l'influence des tourbillons, en étant mise en dérapage. L'effort latéral résultant se transforme en moment de roulis, mais de signe opposé au roulis créé par la voilure et le HTP. Les contributions relatives sont récapitulées dans le tableau 5.5.

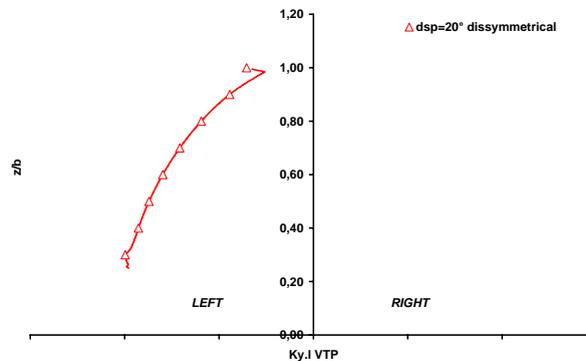


FIG. 5.14 – Effort latéral sur le VTP créé par un braquage dissymétrique des spoilers

	Avion complet	Voilure	HTP	VTP
ΔCl	100%	102%	0.5%	-2.5%

TAB. 5.5 – Décomposition de l'efficacité en moment de roulis entre la voilure, le HTP et le VTP, pour un braquage de spoilers externes

On insistera sur le fait que le HTP et le VTP jouent des rôles opposés pour le moment de roulis. Bien entendu, les contributions relatives des éléments de l'avion sur les efficacités des spoilers sont données à titre indicatif. De nombreux paramètres peuvent venir les modifier, outre le type et le nombre de spoilers braqués. Le niveau des valeurs obtenues dépend aussi directement de l'avion étudié.

5.5 Pianotage des surfaces

Un avion dispose de 5 à 8 paires de spoilers (aile gauche + aile droite). Pour contrôler le niveau de déportance ou de traînée générée par leur utilisation, on peut jouer sur la valeur du braquage δsp , mais aussi sur le nombre de surfaces braquées. Outre ces deux coefficients, les moments de tangage et de roulis évoluent, de même que les charges, faisant qu'on a souvent intérêt suivant les applications à ne braquer qu'une partie de ces surfaces. Le terme générique utilisé pour indiquer le braquage d'un ou plusieurs spoilers est le **pianotage**.

5.5.1 Analyse des qualités de vol

Le pianotage des surfaces externes permet de faire intervenir un facteur d'interaction K_{ij} (avec i le numéro de la surface braquée et $j = x, y, z, l, m, n$), permettant de déterminer le coefficient pianoté à partir du coefficient tous spoilers braqués. Pour calculer les facteurs d'interaction, les efficacités pianotés et tous spoilers braqués sont prises avec ou sans empennage ensemble, de façon cohérente.

Pour $i = 2, 3, 4$ ou 5 :

$$K_{ij} = \frac{\Delta C_j(SP_i)}{\Delta C_j(SP_{2345})} \quad (5.4)$$

Etant donné le nombre considérable de cas qu'il faudrait traiter pour être complet en balayant tous les Mach, braquage et incidence, on préfère simplifier et considérer que les facteurs d'interaction K_{ij} sont indépendants de ces paramètres et ne dépendent que de la configuration avion (croisière ou hypersustentée). On choisit donc le jeu de paramètres suivants que l'on utilise pour calculer ces facteurs :

$$\begin{aligned} M &= 0.5 \\ \alpha &= 0^\circ \\ \delta sp &= 20^\circ \end{aligned}$$

Les fig. 5.15, 5.16, 5.17 et 5.18 représentent ces facteurs pour la portance, la traînée, le moment de tangage et le moment de roulis.

Les facteurs d'interaction en portance sont pratiquement indépendants de la présence de l'empennage (fig. 5.15). Les spoilers les plus internes sont les plus efficaces, car ils touchent à la zone où l'on crée le plus de portance. Le spoiler 2 représente environ 35% de l'efficacité tous spoilers braqués, alors que le spoiler 5 en représente un peu moins de 25%. On notera que la somme des facteurs d'interactions est supérieure à 1, soit :

$$\Delta C_z(SP2) + \Delta C_z(SP3) + \Delta C_z(SP4) + \Delta C_z(SP5) > \Delta C_z(SP_{2345})$$

Concernant la traînée, les résultats sont également peu différents avec et sans HTP. Rappelons-nous que la présence de l'empennage tend à réduire d'environ 5% le ΔC_x des spoilers, à cause de l'augmentation de la contribution à poussée de traînée d'empennage, liée à la hausse de la déflexion. Cela joue finalement très peu sur le niveau des K_{ix} , tout à fait comparables dans les deux cas (fig. 5.16).

Si les spoilers les plus internes sont un peu plus efficaces, en revanche et contrairement à l'efficacité en portance on trouve :

$$\Delta C_x(SP2) + \Delta C_x(SP3) + \Delta C_x(SP4) + \Delta C_x(SP5) \approx \Delta C_x(SP_{2345})$$

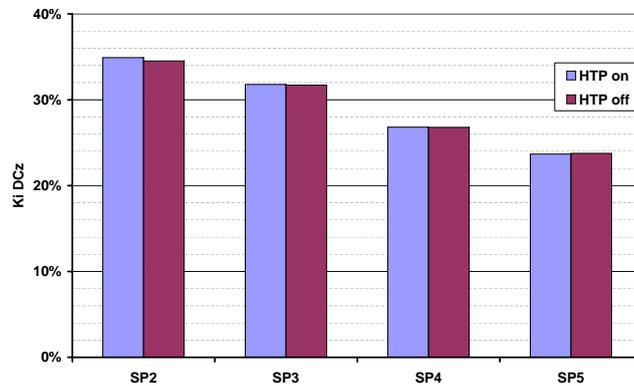


FIG. 5.15 – Facteurs d’interaction de portance pour les spoilers externes braqués individuellement, avec et sans HTP/VTP

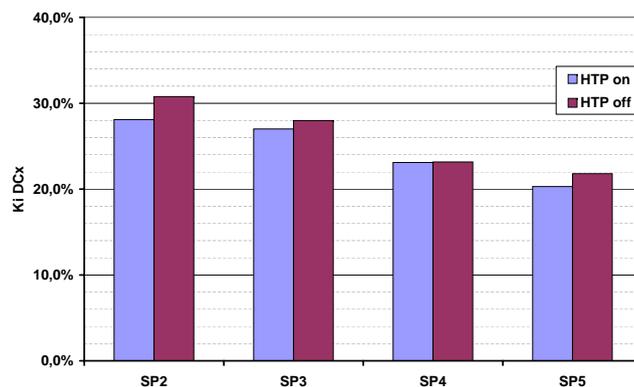


FIG. 5.16 – Facteurs d’interaction de traînée pour les spoilers externes braqués individuellement, avec et sans HTP/VTP

En effet, à iso-incidence, l’efficacité en traînée est principalement due à la contribution de traînée de pression provoquée par la forte dépression derrière le spoiler qui dépend (au premier ordre) de la surface du spoiler.

L’évolution du ΔC_m est intéressante car elle montre clairement les interactions spoilers/HTP (fig. 5.17). Le moment de tangage est calculé aux 25% de la CMA de la voilure, point de référence pris par convention. Avec un bras de levier plus important à cause de la flèche de la voilure, les spoilers externes sont plus efficaces que les spoilers internes. Cependant, les spoilers internes génèrent plus de déflexion que les externes, du fait de leur proximité avec l’empennage, selon le principe de la fig. 10.15. La contribution de l’empennage sur le moment de tangage est donc plus forte pour ces spoilers.

On se retrouve finalement avec deux phénomènes qui se compensent :

- Une augmentation du bras de levier,
- Une diminution de la déflexion.

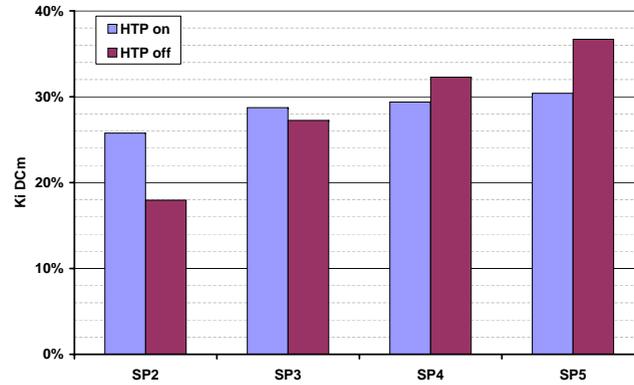


FIG. 5.17 – Facteurs d'interaction de moment de tangage pour les spoilers externes braqués individuellement, avec et sans HTP/VTP

Finalement, en présence de l'empennage horizontal, l'efficacité en tangage des spoilers est presque indépendante du spoiler considéré. Ceci n'est plus vrai pour un avion sans empennage.

$$\Delta C m_{AC}(SP2) \approx \Delta C m_{AC}(SP3) \approx \Delta C m_{AC}(SP4) \approx \Delta C m_{AC}(SP5)$$

$$\Delta C m_{SEH}(SP2) < \Delta C m_{SEH}(SP3) < \Delta C m_{SEH}(SP4) < \Delta C m_{SEH}(SP5)$$

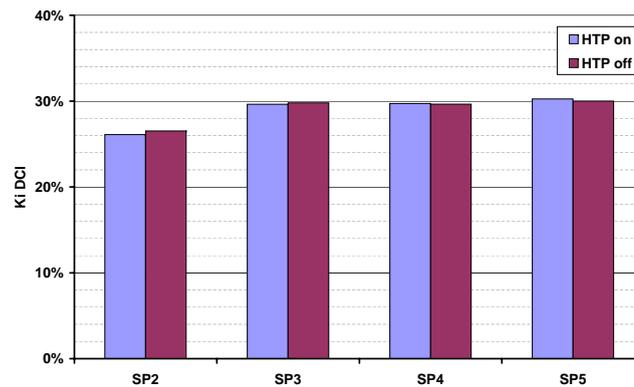


FIG. 5.18 – Facteurs d'interaction de moment de roulis pour les spoilers externes braqués individuellement, avec et sans HTP/VTP

L'influence du bras de levier explique également que le moment de roulis généré est presque le même pour les quatre spoilers en pianotage. En effet, si les spoilers les plus internes déportent le plus, en revanche leur bras de levier plus court limite leur moment de roulis. L'influence de l'empennage est quasiment nulle. Finalement :

$$\Delta C I(SP2) \approx \Delta C I(SP3) \approx \Delta C I(SP4) \approx \Delta C I(SP5)$$

5.5.2 Analyse des charges de la voilure

Les charges locales de la voilure pour les cas de pianotage mettent bien en évidence les contributions individuelles de chaque spoiler (fig. 5.19). La forme des charges en ΔKz et en ΔKm pour les cas pianotés est assez proche des cas tous spoilers braqués, à l'effet d'envergure près.

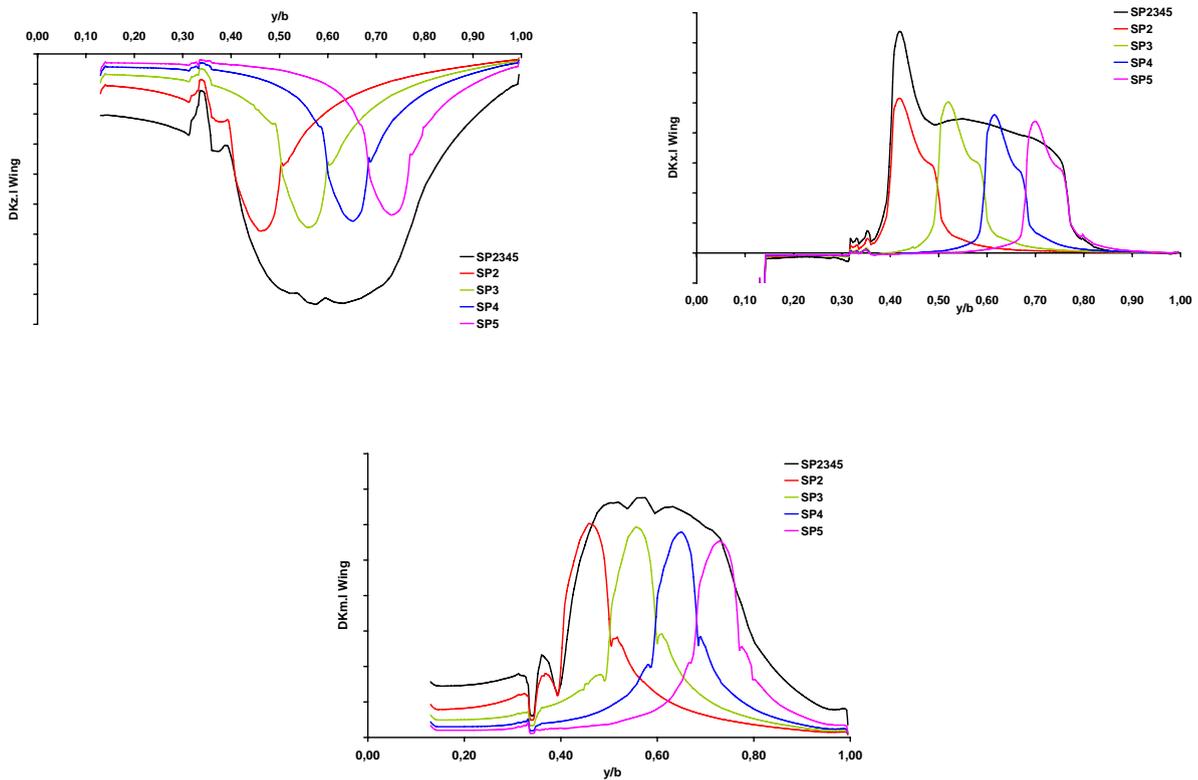


FIG. 5.19 – Variation de la charge locale (ΔKz , ΔKx et ΔKm) sur la voilure pour le pianotage des spoilers externes

Par contre, concernant la traînée, on remarquera la présence systématique du tourbillon sous les spoilers pianotés, expliquant que le côté interne des spoilers crée plus de traînée que le côté externe, comme remarqué dans le paragraphe 5.2.2. Ce tourbillon, rappelons-le, est un phénomène purement 3D qui n'apparaît qu'en interne d'un bloc de spoiler braqué, et conduisant à une augmentation du moment de charnière de la gouverne sous laquelle il est créé. Cependant, l'écart de pression entre l'extrados et l'intrados d'un spoiler braqué seul est plus faible que lorsqu'il est braqué en même temps d'autres spoilers. Finalement, les moments de charnières des spoilers sont plus faibles quand ils sont braqués individuellement (fig. 5.20). Pour être conservatrice, l'évaluation des moments de charnière maximums devra se faire sur des configurations tous spoilers braqués.

5.5.3 Une ébauche de modélisation de la charge spoiler braqué

L'analyse des courbes de ΔKz , ΔKm conduit à faire quelques remarques qui peuvent s'avérer utiles dans l'objectif de modéliser les incréments de charges spoilers braqués. Les remarques faites dans cette section sont à la base du chapitre 6.

A cause des interactions entre spoilers, la charge tous spoilers braqués est inférieure à la somme des

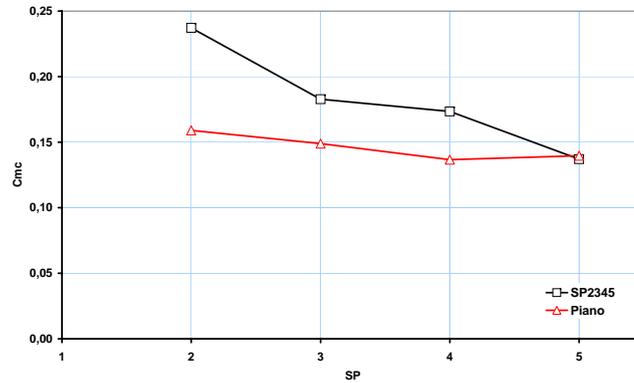


FIG. 5.20 – Moments de charnière des spoilers externes braqués tous ensemble ou individuellement (pianotages)

contributions de chaque spoiler. En adimensionnant les charges par le coefficient global, on obtient des niveaux comparables.

Dans la fig. 5.21 cette ébauche de modèle en ΔKz et le ΔKm est confronté à la référence. La forme générale est bien reproduite et l'on parvient à capter très correctement l'effet du pianotage sur les zones externe et interne de la voilure. Il faudrait filtrer le modèle pour éliminer les irrégularités.

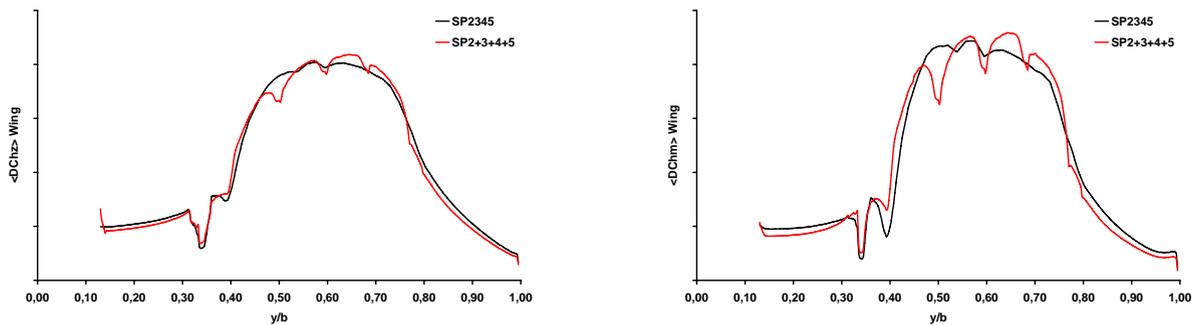


FIG. 5.21 – Comparaison des charges adimensionnées du cas tous spoilers externes braqués, entre un cas provenant directement de la CFD (SP2345), et une modélisation à partir des pianotages (SP2+3+4+5)

5.6 Synthèse

Les calculs elsA-Chimère permettent de calculer et de visualiser facilement les écoulements sur des configurations avec spoilers braqués. Les principaux phénomènes physiques et leurs conséquences sur les qualités de vol et les charges de l'avion ont été montrés. On retiendra principalement les interactions entre les deux voilures, qui modifient sensiblement les charges internes de la voilure, la

présence d'un tourbillon sous le premier spoiler braqué d'un groupement, et bien entendu les interactions avec les empennages qui peuvent être comprises très simplement avec deux tourbillons contrarotatifs.

Enfin les pianotages permettent d'appréhender les cas de panne d'actionneurs, car on doit être en mesure de modéliser les efficacités résultantes, en termes de charges et de qualités de vol, de toutes les combinaisons de spoilers. Avec 5 spoilers sur cet avion, mais jusqu'à 8 sur les autres avions Airbus, calculer tous les cas en faisant varier le nombre de spoilers, leur braquage, l'incidence et le Mach de l'avion, devient impossible. Construire un modèle pour prévoir ces cas est essentiel.

A partir de cette observation, nous allons construire dans le chapitre suivant un modèle de charges voilure et HTP, capables de prévoir la plupart des cas envisageables et compatible avec le modèle pour Qualités de Vol.

Chapitre 6

Nouveaux modèles de charges voilure et empennage horizontal avec spoilers braqués

Dans le chapitre 3, nous avons vu que les modèles des Données Aérodynamiques pour Qualités de Vol et Charges concernant les surfaces de contrôles sont incompatibles. Rendre ces deux modèles cohérents nécessite qu'ils puissent couvrir les mêmes cas, et que l'intégration mathématique de la charge donne le coefficient pour QDV. Compte tenu de la plus grande complexité à modéliser une distribution de charge qu'un coefficient global, les Données Aérodynamiques pour Charges se limitaient aux seuls cas dimensionnants du braquage des surfaces de contrôle, contrairement aux Données Aérodynamiques pour QDV.

Créer de toute pièce un nouveau modèle nécessite une importante quantité de données de référence pour le tester et le valider. Les données en soufflerie, difficilement exploitable pour ce type d'exercice rendaient la tâche très ardue. L'utilisation industrielle de la CFD pour le calcul des configurations avec spoilers braqués simplifie grandement les choses, en obtenant rapidement et simplement des données parfaitement exploitables.

Dans le chapitre précédent, nous avons montré qu'on peut obtenir la charge de plusieurs spoilers braqués en sommant leurs contributions individuelles. Cette remarque va constituer la base du modèle voilure proposé dans ce chapitre. Un modèle d'incrément de charge HTP dû aux spoilers est également présenté.

6.1 Contraintes et stratégie de modélisation

Le modèle des Données Aérodynamiques pour QDV permet de calculer les efficacités des spoilers dans les conditions suivantes, qui devront être obligatoirement supportées par le modèle de charge pour assurer leur cohérence :

- Configuration de l'avion (croisière ou hypersustentée),
- Configurations des spoilers,
- Tous les braquages,
- Large plage d'incidences et de Mach.

Les calculs elsA-Chimère ne permettent pas de calculer des configurations hypersustentée. Il faudrait utiliser le solveur Tau avec des maillages Centaur ou SOLAR, mais cette solution n'était pas disponible à Airbus France au moment de l'étude : le modèle que nous allons présenter est donc limité aux seuls cas en configuration croisière. Afin d'établir les principes du modèle, nous allons nous concentrer sur des cas à incidence nulle et à un unique Mach. L'effet d'incidence devra être

modélisé dans un deuxième temps mais n'est pas abordé dans ce mémoire. En revanche, les différentes variables (également appelés **labels**) du modèle devront à terme être identifiés pour chaque Mach, car la modélisation de l'effet Mach est difficilement envisageable.

L'intérêt du modèle est de limiter la taille de la base de données à générer pour établir les Données Aérodynamiques. Avec une faible quantité de données d'entrée, on pourra couvrir plus facilement l'ensemble du domaine de vol. L'objectif est donc de créer un modèle aussi fiable que possible et qui nécessite la plus petite base de données d'entrée possible.

Afin d'assurer la cohérence entre les deux modélisations, le modèle de charge devra fournir une charge adimensionnée par le coefficient Qualités de Vol, représentant l'efficacité de la voilure isolée. Le coefficient global devra donc être calculé avec les mêmes outils et les mêmes méthodologies pour être certain de sa cohérence avec la charge.

Les modèles d'efficacité des spoilers dans les Données Aérodynamiques pour QDV utilisent les efficacités globales (spoilers internes ou externes) sur lesquelles sont appliqués des coefficients d'interactions ne dépendant que de la configuration avion mais pas des conditions de vol, pour obtenir les efficacités en pianotage. La même stratégie ne peut être adoptée concernant la charge : la charge tous spoilers braqués ne permet à aucun moment d'obtenir simplement la charge d'un pianotage quelconque. En revanche, en utilisant la remarque faite dans la partie 5.5.3, la démarche inverse semble pertinente. Il suffirait de générer des données de pianotages, qui combinées correctement fourniraient l'incrément de charge généré par plusieurs spoilers.

6.2 Outils mathématiques

Pour assurer un lien fort entre les modèles de charges et QDV, le coefficient global pilote le niveau de la charge en envergure. On utilise pour cela la **charge adimensionnée** : pour un braquage quelconque de spoilers, on appelle charge adimensionnée, notée $\langle \Delta K_j \rangle$ (avec $j = z, m$), associée aux coefficients ΔK_j et ΔC_j :

$$\langle \Delta K_j \rangle = \frac{\Delta K_j \cdot l / l_g}{\Delta C_j} \quad (6.1)$$

avec :

$$\Delta C_j = \int_0^1 \Delta K_j \cdot \frac{l}{l_g} d\eta$$

Alors la charge adimensionnée vérifie :

$$\langle \Delta K_j \rangle = \frac{\Delta K_j \cdot l}{\int_0^1 \Delta K_j \cdot l d\eta} \quad (6.2)$$

et :

$$\int_0^1 \langle \Delta K_j \rangle d\eta = 1 \quad (6.3)$$

Avec cette formulation, seule la charge adimensionnée sera modélisée dans les Données Aérodynamiques pour Charges et le niveau global pourra être obtenu grâce au coefficient provenant des Données Aérodynamiques pour QDV. On sera donc assuré d'avoir des modèles de charges et QDV cohérents entre eux.

La comparaison des charges adimensionnées tous spoilers braqués à la somme des contributions des pianotages (fig. 5.21) abordée dans l'exemple du paragraphe 5.5.3, s'écrit de la façon suivante avec ces outils mathématiques :

$$\langle \Delta K_j(SP2345 \text{ model}) \rangle = \langle \Delta K_j(SP2) + \Delta K_j(SP3) + \Delta K_j(SP4) + \Delta K_j(SP5) \rangle \quad (6.4)$$

6.3 Expression des modèles voilure et HTP

6.3.1 Modèle voilure

La remarque précédente montre qu'à partir des pianotages et en utilisant l'opérateur d'adimensionnement, on peut parvenir à reconstituer la charge de plusieurs spoilers braqués. L'équation 6.4 peut être étendue à n'importe quel avion, mais en faisant intervenir des coefficients d'interactions, à l'image des coefficients de pianotages introduits dans la partie 3.2.3 pour la rendre plus souple et robuste. Ces termes sont le degré de liberté sur lequel on peut jouer afin d'identifier le modèle.

Sur un avion disposant d'un groupe de N spoilers **consécutifs** numérotés de 1 à N , la charge **adimensionnée** obtenue par les braquages δsp_i de ces N spoilers s'exprime comme la somme adimensionnée des contributions individuelles des N spoilers pondérées par des coefficients d'interaction a_i (avec $1 \leq i \leq N$).

Pour $j = (z, m)$, on a donc :

$$\langle \Delta K j_{SP1..N} \rangle = \left\langle \sum_{i=1}^N a_i \cdot \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \right\rangle \quad (6.5)$$

Avec la définition de l'équation 6.1, cette expression se développe en :

$$\begin{aligned} \langle \Delta K j_{SP1..N}(\delta sp_1, \dots, \delta sp_N) \rangle &= \frac{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \ l/l_g}{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \Delta C j_{SP_i}(\delta sp_i)} \\ &= \frac{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \ l}{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \int_0^1 \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \ l \ d\eta} \end{aligned}$$

Finalement, la variation de charge **dimensionnée** sur la voilure s'exprime par :

$$\Delta K j_{SP1..N}(\delta sp_1, \dots, \delta sp_N) \cdot \frac{l}{l_g} = \Delta C j_{SP1..N}(\delta sp_1, \dots, \delta sp_N) \cdot \left[\frac{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \cdot l}{\sum_{i=1}^N a_i \cdot \int_0^1 \Delta K j_{SP_i}(\delta sp_i) \cdot l \ d\eta} \right] \quad (6.6)$$

Cette dernière équation permet d'obtenir le lien fort recherché entre les QDV et charge. Une fois le modèle QDV établi, il suffit d'identifier les facteurs d'interactions de charge a_i pour compléter le modèle de charge.

6.3.2 Modèle HTP

La figure 5.7 du chapitre 5 met en évidence la présence de deux tourbillons contrarotatifs dans le sillage des spoilers. Ces tourbillons expliquent comme on l'a vu les interactions entre les spoilers et l'empennage horizontal. En venant braquer un groupe de spoilers consécutifs, ces deux tourbillons correspondent aux spoilers extrêmes du groupe. Ces deux spoilers peuvent être vus comme responsables des interactions avec l'empennage horizontal.

Le même principe de modélisation que pour la voilure a été testé mais n'a pas fourni de bons résultats. La sensibilité du modèle aux différents termes d'interactions a_i le rendait trop instable. Si l'on est parvenu à identifier les cas de référence, en revanche il fut très délicat de prédire de nouveaux cas à partir des simples pianotages. Une nouvelle forme du modèle a donc dû être développée.

Sur un avion disposant d'un groupe de N spoilers **consécutifs** numérotés de 1 à N , la charge adimensionnée sur l'empennage horizontal obtenue par les braquages δsp_i de ces N spoilers s'exprime comme la somme des contributions individuelles adimensionnées des 2 spoilers extrêmes, pondérée par des coefficients d'interaction b_i (avec $1 \leq i \leq N$).

Pour $j = (z, m)$, on a donc :

$$\langle \Delta K j_{SP1..N}^{HTP} \rangle = \frac{b_1 \langle \Delta K j_{SP1}^{HTP}(\delta sp_1) \rangle + b_N \langle \Delta K j_{SPN}^{HTP}(\delta sp_N) \rangle}{b_1 + b_N} \quad (6.7)$$

Ce modèle se développe de la même façon que le modèle voilure dans l'équation 6.6 afin de faire apparaître le lien avec le coefficient QDV. Ce modèle n'est valide que pour des braquages consécutifs de spoilers, et devra être amélioré pour prendre en compte les cas avec des braquages de spoilers non consécutifs.

6.4 Données CFD pour l'identification et la validation des modèles

6.4.1 Maillages utilisés

L'étude a été réalisée sur un maillage d'avion long-courrier, qui dispose d'une paire de spoilers internes, et de cinq paires de spoilers externes. L'avion complet est modélisé (HTP, VTP, FTF¹, mât et nacelle). Ce maillage structuré pour elsA comporte environ 35 millions de points. Cette étude a en effet pu être réalisée avec une version parallélisée d'elsA Chimère. Les masques des spoilers sont des parallélépipèdes.

Le modèle de Spalart-Allmaras a été utilisé, et le raffinement Navier-Stokes est de type *bas-Reynolds*, car la correction de Schwarz était également disponible pour cette étude. Les maillages spoilers sont réalisés avec le mailleur automatique.

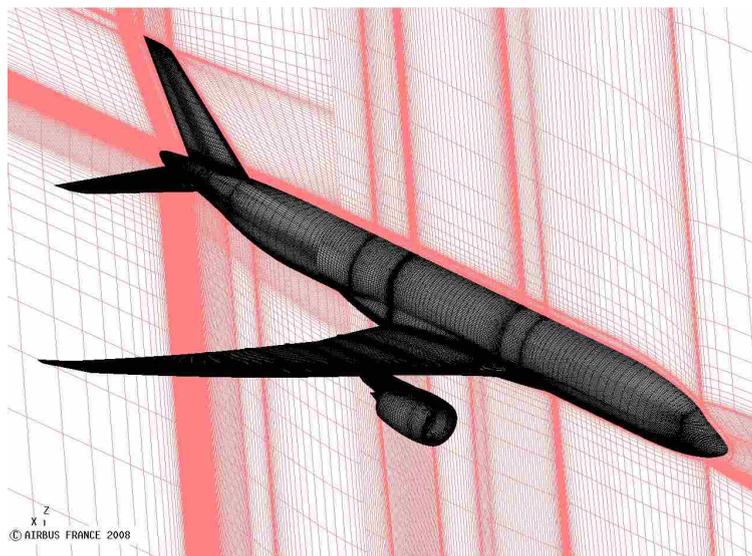


FIG. 6.1 – Maillage avion utilisé pour cette étude

¹ Flap Track Fairing, c'est à dire les carénages des rails des volets

6.4.2 Conditions de calcul

Les paramètres suivants ont été utilisés pour les calculs :

$$\begin{aligned} M &= 0.7 \\ Re &= 50 \cdot 10^6 \\ \alpha &= 0^\circ \\ \delta sp &= 0^\circ \text{ et } 40^\circ \end{aligned}$$

Une matrice complète de pianotage a été calculée, nécessitant des maillages de spoilers différents pour chacun de ces cas. Seules les configurations où les spoilers sont braqués d'un seul tenant (1 à 5 surfaces braquées consécutivement) ont été calculées. Les autres cas de panne nécessiteraient des études complémentaires. Le spoiler interne n'est pas non plus considéré. Toutes les configurations de spoilers calculées sont récapitulées dans le tableau 6.1, qui distingue les cas utilisés pour la modélisation des cas de validation. Ici, nous allons utiliser les pianotages et le cas tous spoilers braqués pour l'identification du modèle. Les autres cas, avec 2, 3 ou 4 spoilers braqués simultanément ne sont exploités que pour la validation.

SP2	SP3	SP4	SP5	SP6	
1	1	1	1	1	
-	-	-	-	1	
-	-	-	1	-	
-	-	1	-	-	<i>Cas utilisés pour l'identification des labels</i>
-	1	-	-	-	
1	-	-	-	-	
-	-	-	1	1	
-	-	1	1	-	
-	1	1	-	-	
1	1	-	-	-	
-	-	1	1	1	<i>Cas de validation</i>
-	1	1	1	-	
1	1	1	1	1	
-	1	1	1	1	
1	1	1	1	-	

TAB. 6.1 – Matrice de pianotage calculée

6.5 Exploitation du modèle et identification des labels

6.5.1 Effet de braquage

Dans les équations 6.6 et 6.7, les seuls degrés de liberté pour ajuster la charge sont les coefficients a_i et b_i . Les distributions de charges locales individuelles sont supposées être des grandeurs connues, fonction du Mach et du braquage uniquement.

Pour ne pas avoir à calculer les ΔKz et ΔKm à tous les braquages, on peut envisager de ne fournir ces distributions que pour un nombre limité de valeurs. On avait montré avec les fig. 5.8-c et 5.9-c que les distributions de charges en portance et en moment de tangage n'évoluent pas linéairement avec le braquage, et ce contrairement aux efficacités QDV. Pour pouvoir modéliser précisément n'importe quel braquage, il est impératif de disposer de données d'entrée avec un nombre suffisant de braquages. Dans le cadre de ce démonstrateur, cela n'a pas été considéré, et nous nous sommes limités au braquage $\delta sp = 40^\circ$.

6.5.2 Identification des coefficients d'interaction

Une fois que les contributions individuelles ont été calculées au bon braquage, on cherche les coefficients d'interaction qui minimisent l'écart quadratique moyen R entre la donnée de référence et le modèle :

$$R^2 = \int_0^1 (\langle \Delta K z_{\text{modèle}} \rangle - \langle \Delta K z_{\text{référence}} \rangle)^2 d\eta \quad (6.8)$$

avec ici le modèle vérifiant l'équation 6.6, et la référence provenant du calcul avec les spoilers 2 à 6 braqués à $\delta sp = 40^\circ$. Les coefficients d'interaction déterminés après minimisation de R peuvent ensuite être appliqués pour la prédiction de nouvelles configurations. On notera qu'une modélisation (non détaillée ici) est nécessaire pour pouvoir les appliquer quelle que soit le nombre de spoilers braqués. De plus, en sommant des données d'entrée (pianotages individuels bruitées, le modèle a tendance à accentuer les irrégularités sur la charge dues aux éléments géométriques que sont l'installation motrice et les FTF. Pour atténuer ces irrégularités, la sortie du modèle est lissée. Après cette dernière étape, les résultats des modèles voilure et HTP peuvent enfin être comparés aux calculs elsA (fig. 6.2 à 6.9).

6.6 Analyse des résultats

6.6.1 Modèle voilure

Les fig. 6.2 à 6.5 représentent les résultats des modèles voilure en portance et en moment de tangage pour l'intégralité de la matrice de calcul. Seul le cas 6.2-a est utilisé pour l'identification des labels. Bien entendu, les coefficients d'interaction a_i sont différents pour le modèle en portance et pour le modèle en moment de tangage.

La reconstruction des différents cas donne de bons résultats : la forme globale des charges voilure en ΔKz et en ΔKm est bien prédite. On remarquera que l'effet des spoilers sur les voilures interne et externe est très correctement prévu tout comme le niveau maximum de la charge. En revanche, certains phénomènes sont plus délicats à capter comme l'impact des FTF, ou bien encore l'effet de l'installation motrice, complètement occultés par le modèle. Sur les graphiques étant tracés les courbes adimensionnées, la variation locale de charge qui en résulte est compensée par une variation du niveau général de la courbe. Ainsi, les cas où l'installation motrice a le plus d'effet (principalement pour le moment de tangage et quand le spoiler 2 est braqué), le niveau maximum est plus délicat à capter.

En dehors de cette remarque, le modèle est en bonne adéquation avec les données de référence, lui assurant une capacité de prédiction de la charge voilure inédite.

6.6.2 Modèle HTP

De la même façon que pour le modèle voilure, les résultats du modèle HTP, représentés sur les fig. 6.6 à 6.9, sont identifiées à partir du seul cas de la fig. 6.6-a, où tous les spoilers externes sont braqués.

Les résultats en ΔKz et en ΔKm sont globalement très encourageants, et l'effet du nombre de spoilers braqués sur la charge est bien capté. Certains cas présentent néanmoins des écarts limités en moment de tangage avec la référence (6.6-b et 6.7-a). Ce modèle permet en revanche difficilement de capter l'effet d'un spoiler interne sur l'empennage. L'interaction d'un ou plusieurs tourbillons complexifie amplement la forme de la charge, la rendant particulièrement délicate à prédire.

6.7 Discussion sur la modélisation de l'effet d'incidence et des non-linéarités

Si le support de plusieurs Mach ou braquages ne devrait pas être problématique, en dehors de la quantité supplémentaire de données à générer, en revanche traiter l'effet d'incidence et les non-linéarités est plus complexe avec ces modèles.

Dans le chapitre 5, on a montré que dans la zone linéaire les gradients Cz_α et Cm_α avec et sans spoilers braqués sont quasiment invariants. Au premier ordre, on peut donc considérer que l'efficacité des spoilers est constante avec l'incidence, tant que celle-ci est dans la zone linéaire. Une correction dépendant du Cz_{Wing} peut éventuellement être apportée pour obtenir le modèle linéaire suivant :

$$\Delta Kj(\alpha) = \Delta Kj(\alpha = 0^\circ) + \Delta A_\alpha \cdot Cz_{\text{Wing}}(\delta sp = 0^\circ) \quad \text{pour } j = (z, m) \quad (6.9)$$

Si l'on sait dorénavant modéliser la charge à incidence nulle, il reste un effort important à fournir pour être en mesure de reconstruire le gradient de plusieurs spoilers braqués à partir des braquages individuels. Ce gradient ayant une valeur relativement faible, il sera inutile de rechercher la même précision que celle obtenue avec la charge à incidence nulle. Cette étude n'a malheureusement pas été effectuée dans le cadre de cette thèse.

Au delà de la zone linéaire, les gradients d'incidence avec et sans spoilers braqués diffèrent, avec l'apparition de non-linéarités sur les cas spoilers non-braqués. Modéliser ces non-linéarités sur l'efficacité QDV consiste simplement à appliquer un coefficient d'atténuation. En revanche, ces non-linéarités correspondent à des décollements locaux sur la charge que l'on doit être en mesure de capter et de représenter. La présence de ces décollements modifie totalement la forme des distributions de charge, si bien que l'on ne peut plus exploiter les pianotages obtenus à faible incidence. Aucune solution simple n'a encore été mise en œuvre pour ce problème précis.

6.8 Synthèse

Dans cette deuxième partie du mémoire, nous nous sommes attelé à démontrer l'intérêt qu'il y a à faire évoluer les modèles des Données Aérodynamiques pour Charges. Optimiser le dimensionnement d'un avion doit se faire en considérant toutes des disciplines engagées et si les modèles pour QDV couvrent l'intégralité des configurations possibles, en revanche les modèles actuels de charges voilure ne considèrent que quelques cas isolés. Le développement de tels modèles était rendu très délicat par la seule utilisation des essais en soufflerie, trop difficilement exploitable pour construire une base de données de travail.

La méthode Chimère développée dans la chaîne de calcul structurée d'Airbus permet de réaliser simplement et rapidement des calculs sur des avions avec spoilers braqués en configuration de croisière. Cette capacité de calcul a été mise à contribution afin d'améliorer la compréhension de la physique de l'écoulement autour d'un avion avec ces surfaces braquées, qui nous a permis de faire un certain nombre de remarques utiles pour la modélisation aérodynamique.

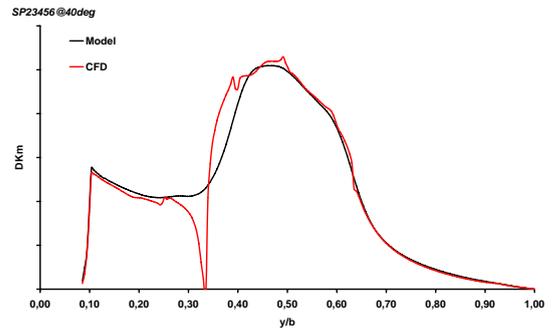
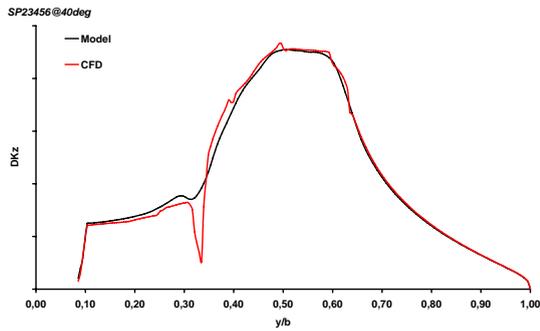
On a donc pu montrer dans le chapitre 5 que sur la voilure, la somme des charges des pianotages spoilers permet de fournir une bonne approximation de la charge avec toutes ces surfaces braquées en même temps. De plus, on observe que les interactions des spoilers avec l'empennage se résument aux vitesses induites par deux tourbillons contrarotatifs créés en extrémité d'un groupe de spoiler. Ces observations ont servi de base afin de créer dans ce chapitre des modèles de charges permettant de reconstruire avec une bonne précision la plupart des cas de braquages, uniquement à partir de cas de pianotages. Les résultats de ces modèles ont été validés grâce à des calculs elsA, et ont montré une bonne aptitude à la prédiction de cas a priori inconnus. L'impact des spoilers en interne et en

externe de la voilure est systématiquement bien capté sur les cas de validations présentés dans ce chapitre, de même que les niveaux de charge maximum.

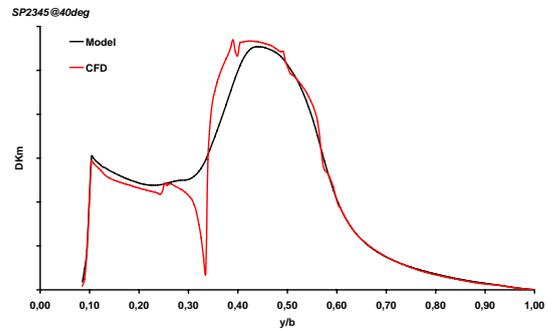
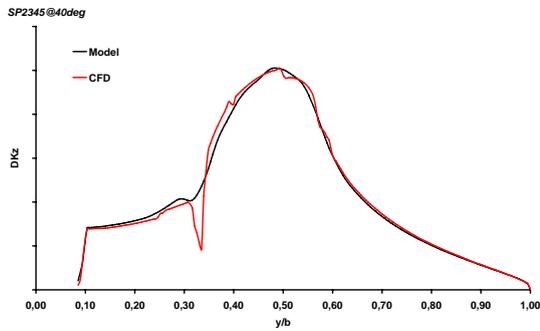
Certaines limitations subsistent cependant dans le modèle actuel. Afin de restreindre le nombre de calculs elsA à réaliser, seuls les cas à incidence nulle sont couverts. La gestion des braquages non consécutifs des spoilers (en incluant le braquage du spoiler interne SP1) n'a pas non plus été testée. Enfin, à cause du faible déploiement de la chaîne hybride Centaur-Tau dans les locaux d'Airbus France, aucun cas de braquage en configuration hypersustentée n'a pu être calculé, limitant les modèles à la croisière.

Ce modèle de charge voilure avec spoilers braqués a servi de base de départ dans le projet de DARIUS afin de créer des modèles aérodynamiques compatibles QDV et Charges. Si l'essentiel du modèle a été conservé, en revanche, la prise en compte des interactions entre spoilers, et la variation des facteurs a_i avec le nombre de spoilers braqués a sensiblement évolué. Le modèle HTP doit être évalué pour cette application précise courant 2008.

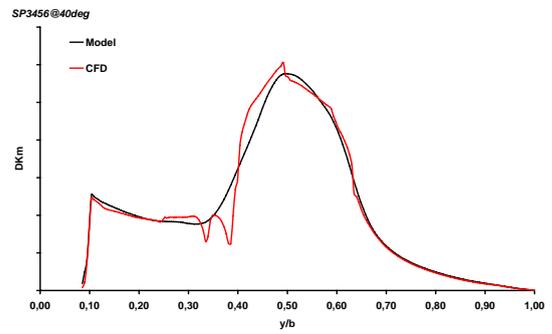
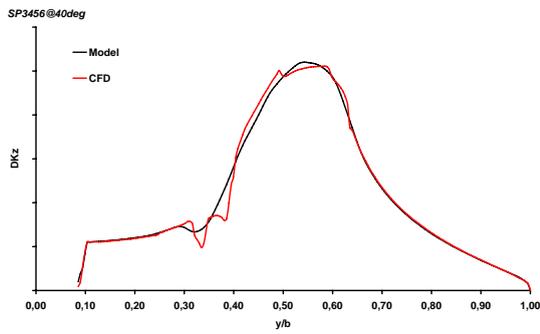
6.9 Courbes de validation du modèle voilure



(a) SP23456 à 40°

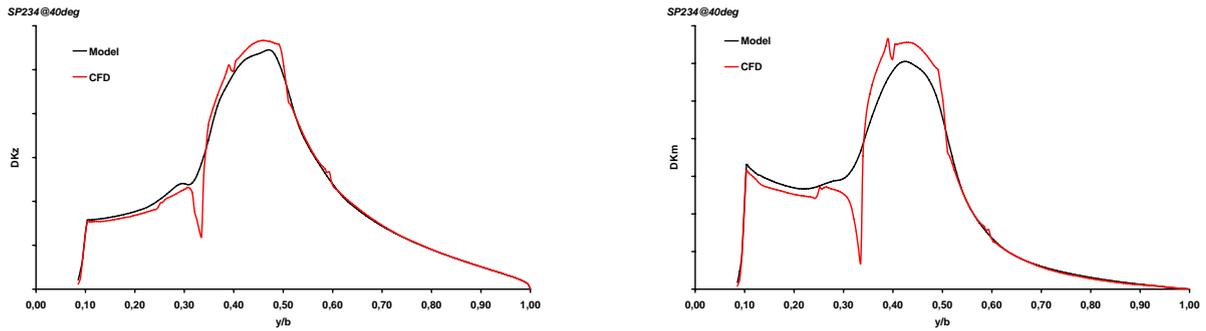


(b) SP2345 à 40°

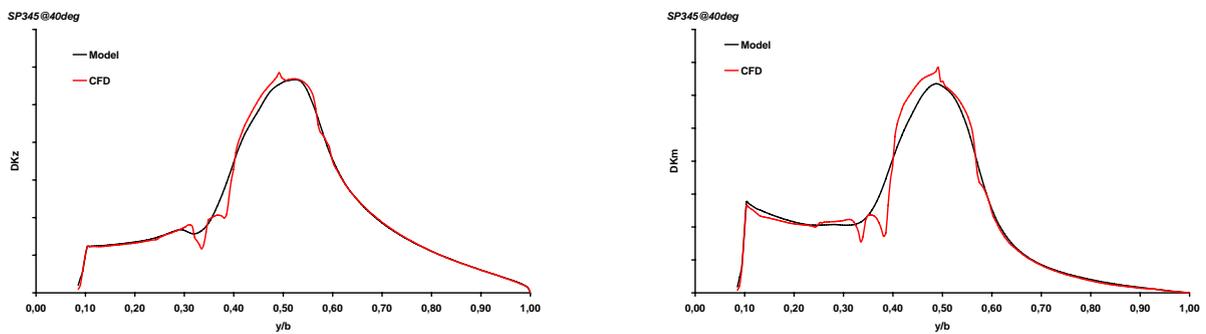


(c) SP3456 à 40°

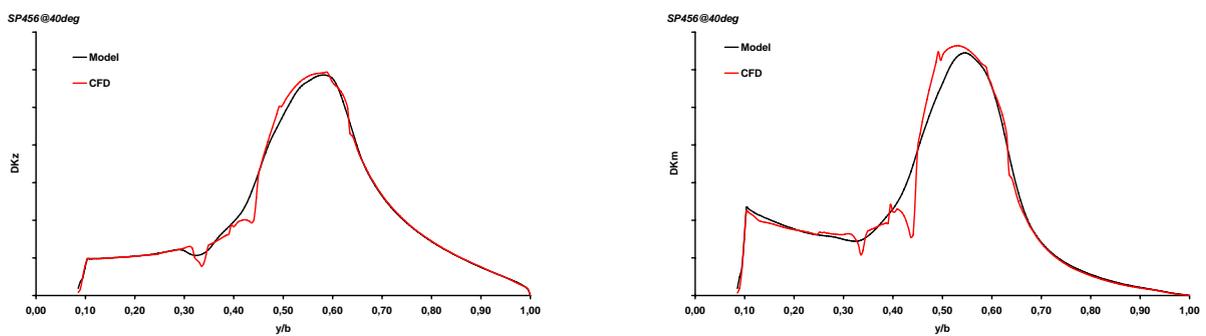
FIG. 6.2 – Comparaison des charges sur la voilure obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP23456@40°, (b) SP2345@40° et (c) SP3456@40°



(a) SP234 à 40°

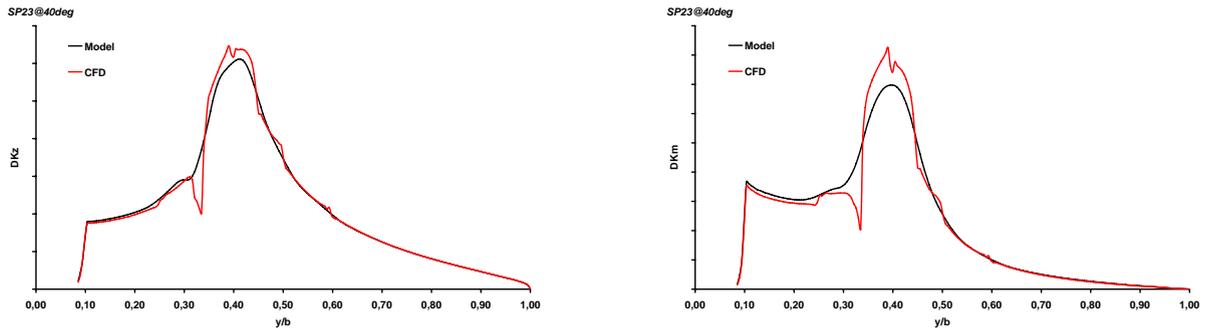


(b) SP345 à 40°

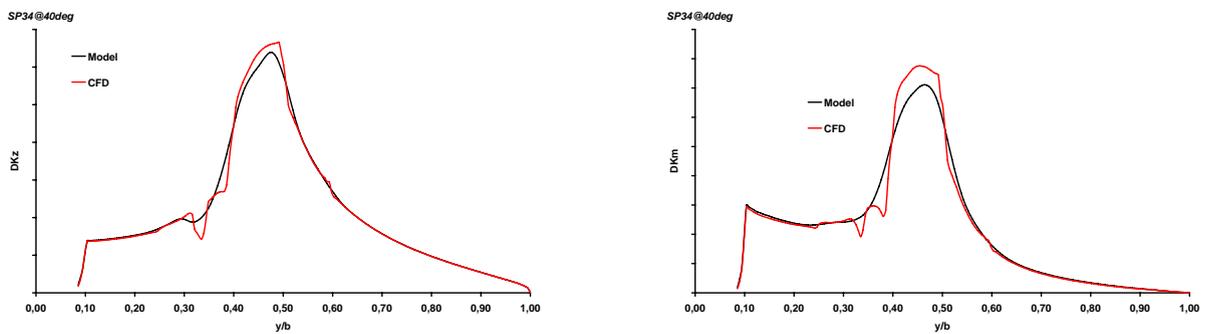


(c) SP456 à 40°

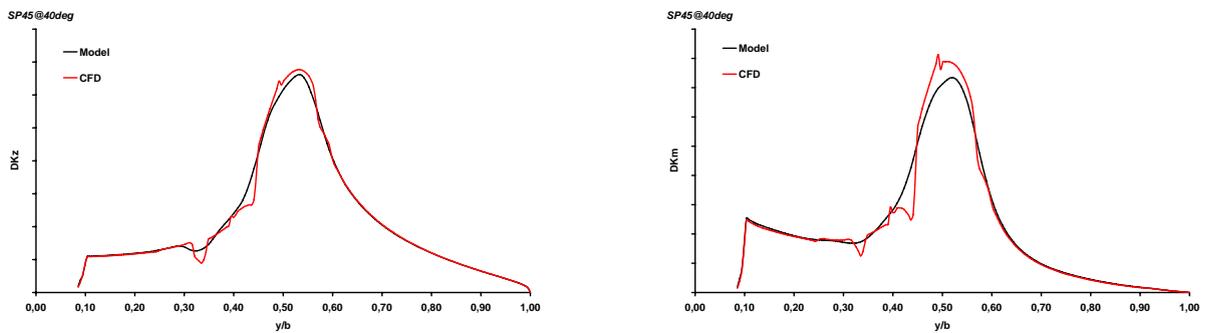
FIG. 6.3 – Comparaison des charges sur la voilure obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP234@40°, (b) SP345@40° et (c) SP456@40°



(a) SP23 à 40°

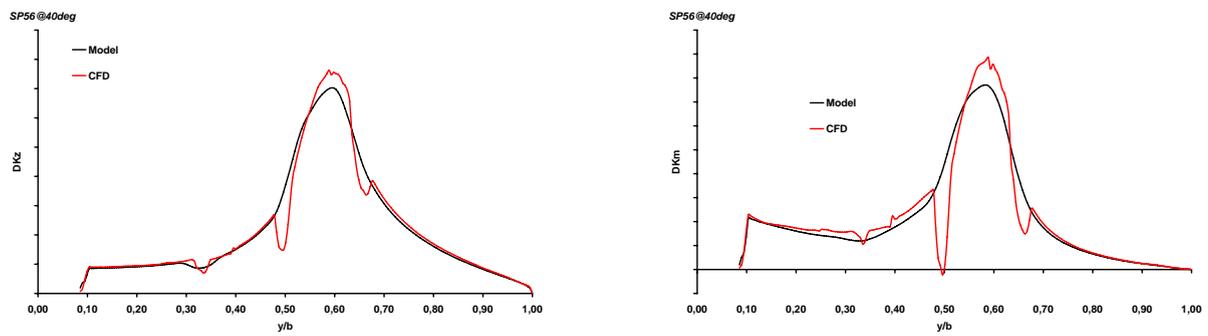


(b) SP34 à 40°



(c) SP45 à 40°

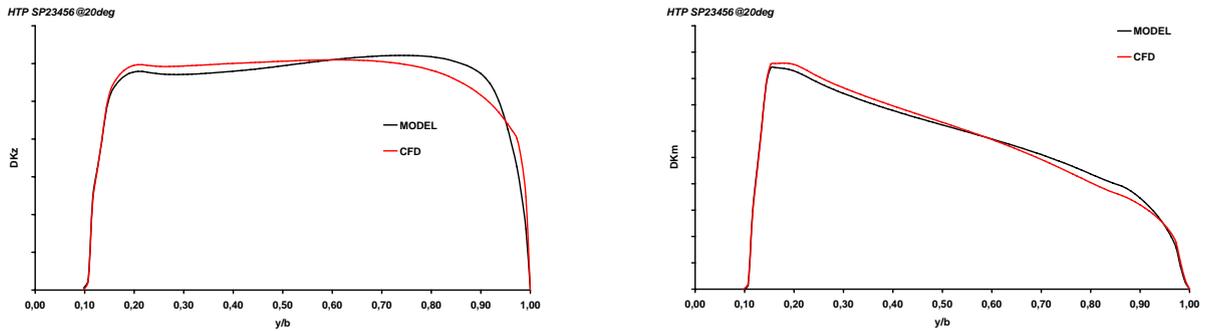
FIG. 6.4 – Comparaison des charges sur la voilure obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP23@40°, (b) SP34@40°, (c) SP45@40° et (d) SP56@40°



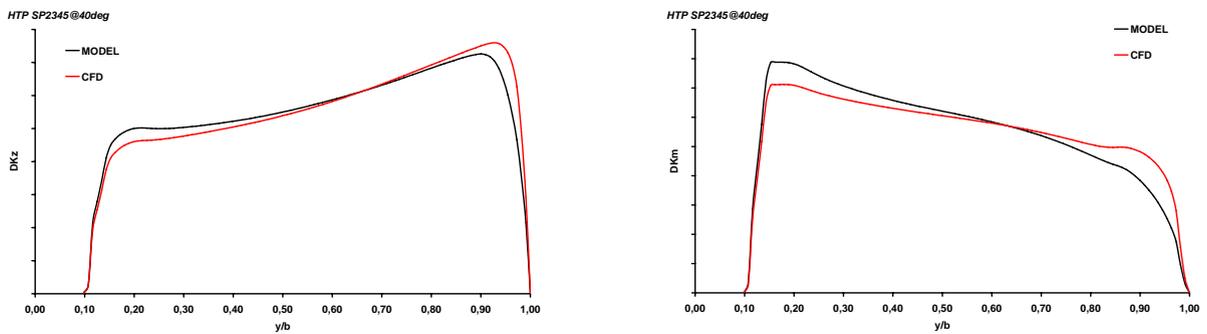
(a) SP56 à 40°

FIG. 6.5 – Comparaison des charges sur la voilure obtenues par CFD et par modélisation, pour le cas SP56@40°

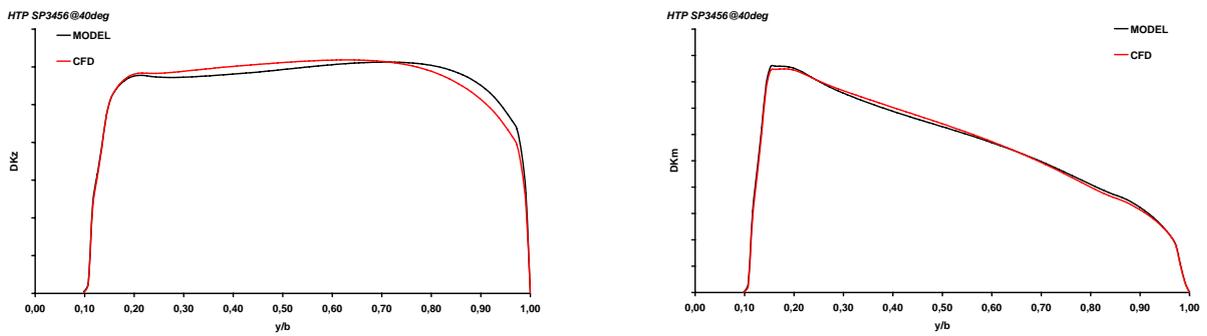
6.10 Courbes de validation du modèle HTP



(a) SP23456 à 40°

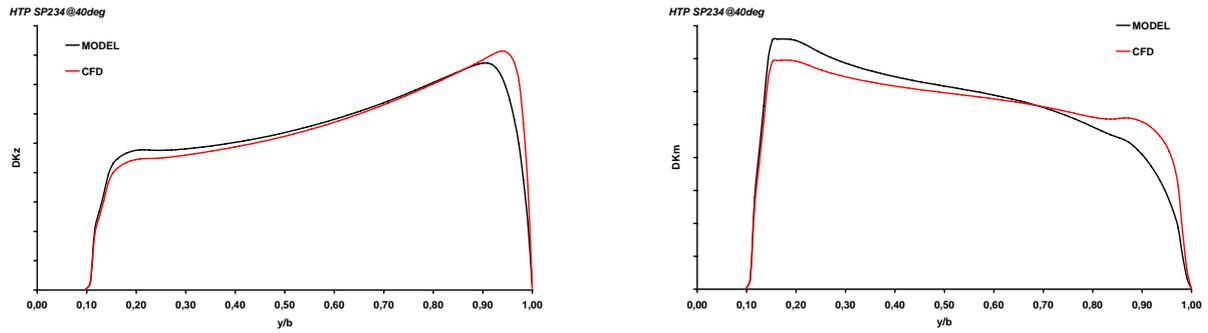


(b) SP2345 à 40°

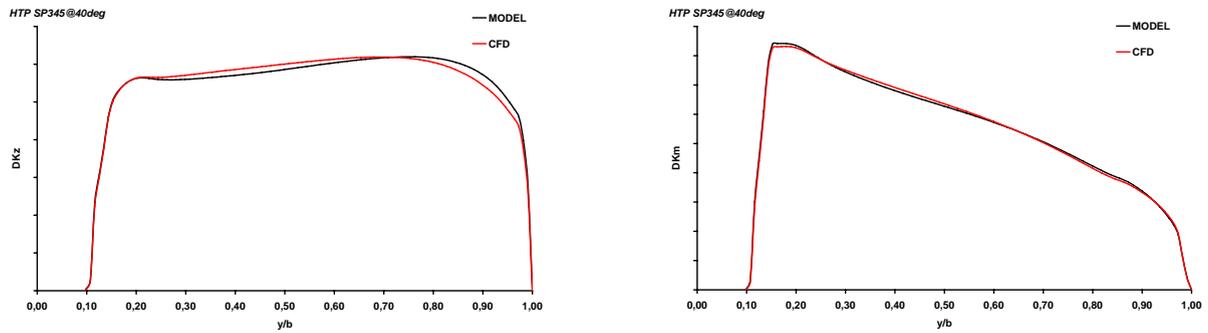


(c) SP3456 à 40°

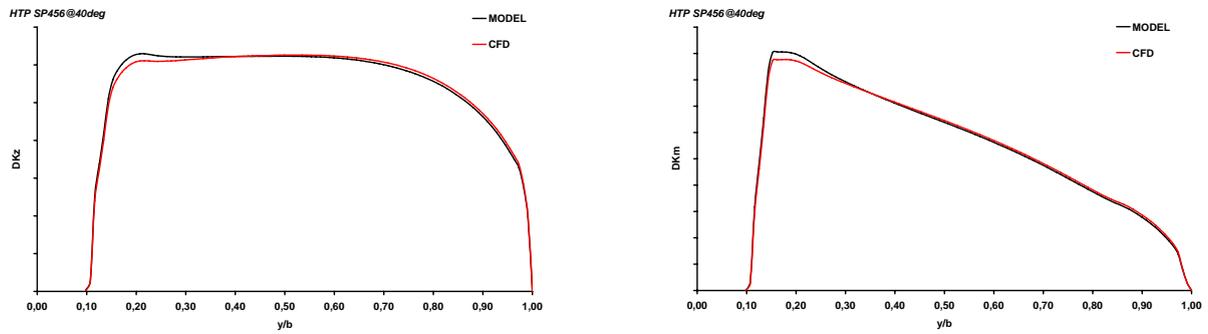
FIG. 6.6 – Comparaison des charges sur le HTP obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP23456@40°, (b) SP2345@40° et (c) SP3456@40°



(a) SP234 à 40°

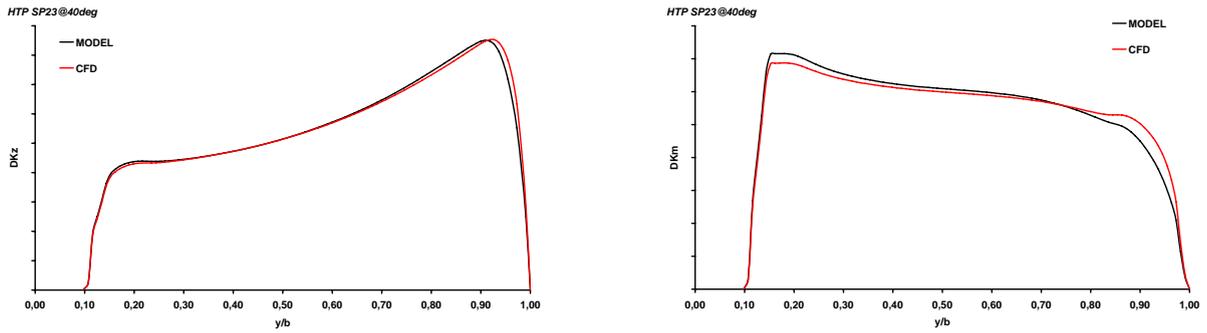


(b) SP345 à 40°

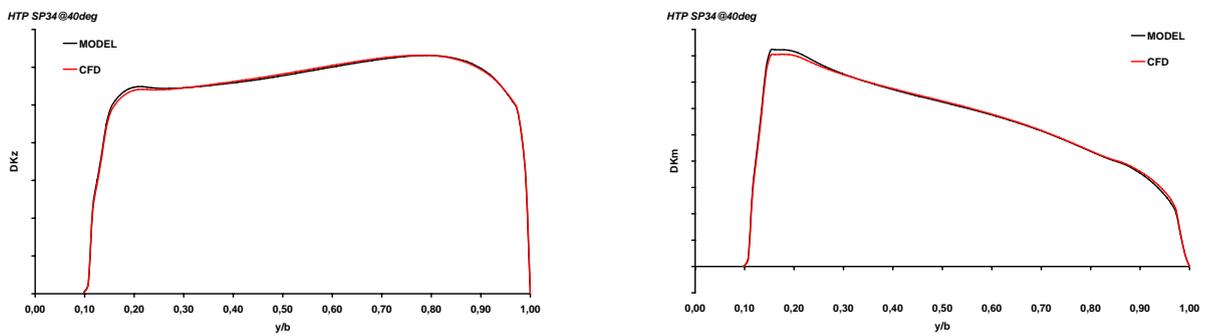


(c) SP456 à 40°

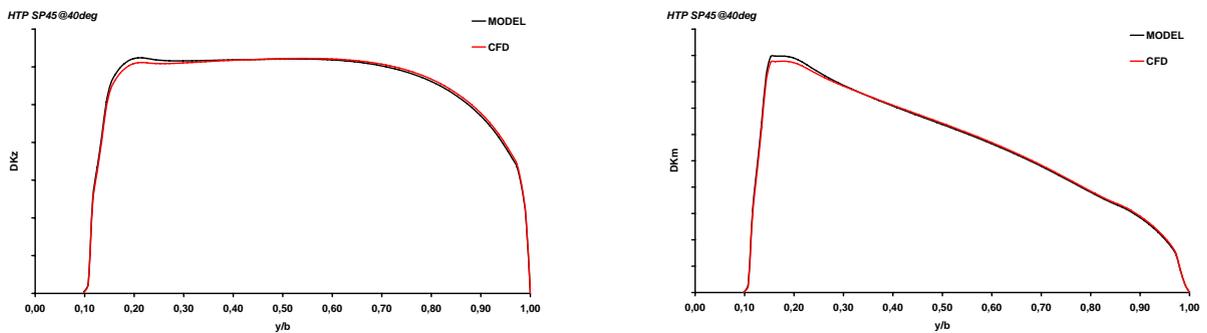
FIG. 6.7 – Comparaison des charges sur le HTP obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP234@40°, (b) SP345@40° et (c) SP456@40°



(a) SP23 à 40°

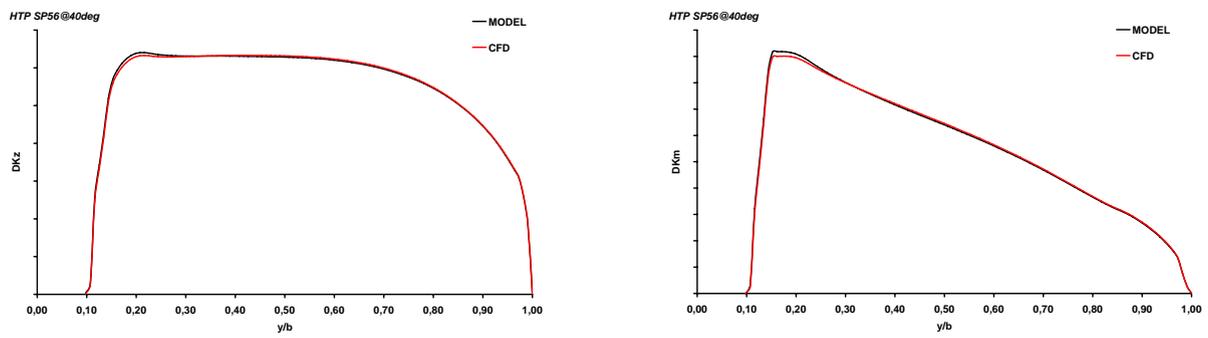


(b) SP34 à 40°



(c) SP45 à 40°

FIG. 6.8 – Comparaison des charges sur le HTP obtenues par CFD et par modélisation, pour les cas (a) SP23@40°, (b) SP34@40° et (c) SP45@40°



(a) SP56 à 40°

FIG. 6.9 – Comparaison des charges sur le HTP obtenues par CFD et par modélisation, pour le cas SP56@40°

Troisième partie

MÉTHODOLOGIES POUR DONNÉES
AÉRODYNAMIQUES PRÉLIMINAIRES

Quels outils pour quels besoins ?

L'objectif de la partie précédente était de créer des modèles pour les Données Aérodynamiques permettant d'assurer un lien fort entre l'efficacité QDV des spoilers et les répartitions de charges associées. Ces modèles sont exploités à un stade relativement avancé du cycle de développement d'un avion, où la géométrie de l'appareil est pratiquement figée. Les ingénieurs Modèles Aérodynamiques d'Airbus utilisent pour cela largement les chaînes elsA-Chimère et Centaur-Tau.

Si l'intérêt de la CFD RANS est évident du fait de sa précision et de sa désormais relative simplicité de mise en œuvre, en revanche elle ne peut être utilisée qu'une fois que l'on dispose d'un maillage, et donc d'une géométrie de l'avion avancée. Dans les phases préliminaires de la conception, la connaissance géométrique de l'avion se résume à sa forme en plan, au dessin des surfaces de contrôle, ainsi qu'à quelques données géométriques supplémentaires (vrillage et dièdre de la voilure, type de profil...). En effet, à ce stade de la développement, les concepts évoluent trop vite pour espérer obtenir un maillage 3D. De plus, le temps de réponse demandé par les clients est incompatible avec le temps de calcul requis pour réaliser et analyser convenablement des calculs RANS.

Les outils généralement utilisés jusqu'alors étaient des méthodes semi-empiriques. En utilisant astucieusement l'expérience accumulée sur les précédents avions, elles permettaient d'obtenir de bonnes estimations des efficacités QDV des surfaces de contrôle. Pour cela, le concept d'avion se devait de ne pas être trop éloigné des Airbus actuels. Pour de nouveaux concepts d'appareils novateurs et potentiellement éloignés des configurations classiques, leur précision est difficilement maîtrisée. De plus, la contrainte abordée dans la partie précédente visant à avoir des outils et des modèles compatibles Qualités de Vol et Charges, ne doit pas se cantonner aux stades avancés de la conception. Il faut que les ingénieurs Modèles Aérodynamiques aient des outils et des méthodologies rapides, fournissant tant les efficacités locales pour les Données Aérodynamiques pour Charges, que globales pour les Données Aérodynamiques pour QDV, exploitables dès les premières itérations du développement et applicables à des concepts novateurs.

La théorie bien connue de la ligne portante de Prandtl permet d'obtenir rapidement et précisément des coefficients globaux et des répartitions de charges sur une voilure quelconque. Certaines de ses principales limitations, comme le mauvais support des ailes en flèche, ou une mauvaise gestion des effets 3D ont été éliminées par Weissinger et Blackwell, qui ont contribué à développer une nouvelle théorie de la ligne portante, bien plus intéressante pour des applications industrielles.

Dans cette partie, le code PAMELA développé au sein d'Airbus France et basé sur la méthode de la ligne portante de Weissinger, est tout d'abord présenté dans le chapitre 7. On insistera sur les avantages de la méthode de Weissinger et sur son champ d'utilisation.

Dans le chapitre 8, PAMELA appliqué aux surfaces de contrôle est validé en se comparant à des résultats de calculs elsA (configuration croisière) et Tau (configuration HL). Les calculs PAMELA et la CFD RANS sont en bonne adéquation tant pour les efficacités globales que pour les distributions de charges locales.

Enfin, dans le chapitre 9, PAMELA a été utilisé dans le projet WIMMO visant à effectuer une op-

timisation multidisciplinaire des surfaces de contrôle. Pour cela, les résultats fournis par PAMELA ont été étendus afin de couvrir une grande partie du domaine de vol. Un ensemble d'outils nommés PAMELA_PARAM a été développé et permettant d'effectuer automatiquement une étude paramétrique (géométrique et aérodynamique) de plusieurs milliers de cas, adapté aux principaux clients du département d'aérodynamique (Charges, Qualités de Vol et Performances Avions).

Chapitre 7

Le code de ligne portante PAMELA

La chaîne de calcul RANS basée sur elsA-Chimère permet d'effectuer des calculs précis en couvrant une importante partie du domaine de vol. Cependant, cela se fait au prix d'un temps de calcul conséquent et uniquement si l'on dispose d'un maillage de l'avion, et donc de formes géométriques figées.

Les études préliminaires réalisées dans les premières phases du développement d'un avion, ou pour des avant-projets se font en s'appuyant sur un nombre d'informations limité. A partir uniquement de données géométriques, les ingénieurs des modèles aérodynamiques doivent être en mesure de fournir des estimations fiables des qualités de vol, des performances et des charges. Ces données pour être exploitables efficacement doivent être obtenues rapidement et dans un processus dont la précision est maîtrisée.

Les méthodes semi-empiriques, qui étaient l'outil de base pour ces applications, présentent l'inconvénient d'être peu flexibles, et délicates à appliquer pour des géométries en évolution par rapport aux avions existants. Leur manque de justification théorique pour les rendre robustes est rédhibitoire.

PAMELA, code de ligne portante basé sur la méthode de Weissinger (1947) a été largement utilisé pour le calcul d'efficacités de surfaces de contrôle. Cette partie vise à présenter succinctement les principaux éléments théoriques de PAMELA, et à insister sur ses qualités et sur ses limitations.

7.1 Théorie de la ligne portante de Prandtl

En 1921, Prandtl avec sa théorie de la ligne portante, a proposé une modélisation des effets 3D pour des ailes sans flèche, d'envergure finie, de grand allongement, plongées dans un écoulement non visqueux, incompressible et irrotationnel. Cette modélisation consiste à remplacer l'aile réelle par un segment de droite rectiligne, et la nappe tourbillonnaire de la surface de glissement par une surface plane et rectangulaire.

Cette approche quasi-bidimensionnelle du fonctionnement de chaque profil d'aile permet d'utiliser certains résultats issus de la théorie des profils en 2D, ce qui compense en partie la pauvreté de cette représentation. Elle est d'autant plus valable que l'allongement λ de la voilure est grand. L'écoulement tend en effet à devenir bidimensionnel quand λ tend vers l'infini. Par ailleurs, le remplacement de l'aile par le segment portant défini ci-après limite l'utilisation de cette théorie aux ailes dont la flèche au bord d'attaque reste faible.

Prandtl utilise des singularités nommées *tourbillons en fer à cheval* pour représenter une section de voilure élémentaire et la surface de glissement dans son sillage.

En 2D, un profil de corde l créant une portance Kz est modélisé par un tourbillon ponctuel d'intensité Γ en utilisant le théorème de Kutta-Joukowski :

$$\forall y \in \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad \Gamma(y) = \frac{1}{2}l(y)V_\infty Kz(y) \quad (7.1)$$

Ce tourbillon est placé au foyer (confondu avec le centre de poussée ici), c'est à dire au quart avant du profil.

En 3D, ce tourbillon, appelé *lié*, est prolongé par deux branches semi-infinies (fig. 7.1) afin de satisfaire le théorème de Kelvin-Helmholtz.

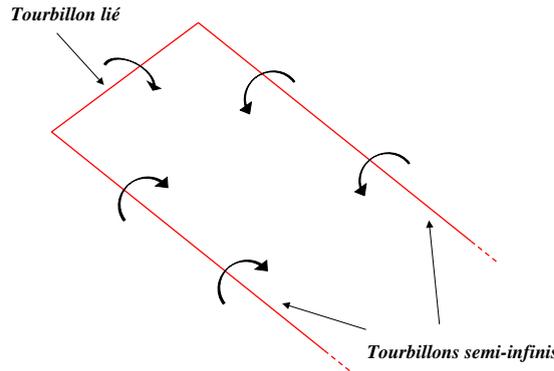


FIG. 7.1 – Tourbillon en fer à cheval induisant des vitesses selon le sens des flèches

Dans la théorie formulée par Prandtl pour une aile sans flèche, seules les branches semi-infinies induisent des vitesses verticales v_i directement en amont de la voilure. Seules ces branches modifient donc l'incidence vue par la voilure en ajoutant un terme appelé *incidence induite* et noté α_i . Le vrillage de la voilure étant α_{twist} , l'incidence effective α_e du profil est reliée à l'incidence réelle de l'aile α_∞ selon :

$$\begin{aligned} \forall y \in \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad \alpha_e(y) &= \alpha_\infty + \alpha_{twist}(y) + \alpha_i(y) \\ &= \alpha_\infty + \alpha_{twist}(y) + \arctan \frac{v_i(y)}{V_\infty} \\ &\approx \alpha_\infty + \alpha_{twist}(y) + \frac{v_i(y)}{V_\infty} \end{aligned}$$

Prandtl relie l'incidence induite α_i à la circulation du tourbillon $\Gamma(y)$ selon :

$$\forall y \in \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad \alpha_i(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\Gamma'(y_0)}{y - y_0} dy_0 \quad (7.2)$$

En modélisant la portance de façon très classique par :

$$\begin{aligned} \forall y \in \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad Kz &= Kz_\alpha(y) \cdot (\alpha_e(y) - \alpha_0(y)) \\ &= Kz_\alpha(y) \cdot (\alpha_\infty + \alpha_{twist}(y) + \alpha_i(y) - \alpha_0(y)) \end{aligned}$$

et en utilisant les équation (7.1) et (7.2), on obtient l'équation intégral-différentielle de Prandtl, résoluble analytiquement :

$$\forall y \in \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad \Gamma(y) = \frac{1}{2} K z_\alpha(y) V_\infty l(y) \left(\alpha_\infty + \alpha_{twist}(y) - \alpha_0(y) + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\Gamma'(y_0)}{y - y_0} dy_0 \right) \quad (7.3)$$

La résolution de cette équation donne accès à la loi de circulation $\Gamma(y)$, et par conséquent au champ complet des vitesses autour de la voilure. Il est possible ensuite de calculer les efforts aérodynamiques.

Pour résoudre l'équation 7.3, l'inconnue $\Gamma(y)$ est recherchée en l'écrivant sous la forme d'un développement en série de Fourier. Dans ce but, on introduit une nouvelle variable θ définie par $y = b \cdot \cos \theta$, avec $0 \leq \theta \leq \pi$. Le développement en série compatible avec une circulation nulle aux extrémités de la voilure, définies en $\theta = 0$ et $\theta = \pi$, se présente sous la forme :

$$\Gamma(\theta) = -4bV_\infty \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta$$

où les coefficients de Fourier A_n sont sans dimension.

Après quelques développements, l'équation intégral-différentielle peut s'exprimer sous la forme suivante :

$$\forall \theta \in [0, \pi] \quad 4b \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta = \frac{1}{2} K z_\alpha(\theta) l(\theta) \cdot \left(\alpha_\infty + \alpha_{twist}(\theta) - \alpha_0(\theta) - \sum_{n=1}^{\infty} n A_n \frac{\sin n\theta}{\sin \theta} \right) \quad (7.4)$$

Cette équation peut être résolue numériquement assez facilement (Bonnet et Luneau, 1989). On obtient alors les coefficients A_n .

Dans la modélisation de la ligne portante, l'aile est constituée d'une juxtaposition de profils bidimensionnels placés dans un champ de vitesse $\vec{V}_e = \vec{V}_\infty + \vec{v}_i$ et à une incidence α_e . L'effort élémentaire exercé sur la tranche dy est donc :

$$dF(y) = -\rho_\infty V_e(y) \Gamma(y) dy$$

Les projections de cet effort dans le repère aérodynamique de la voilure conduit aux efforts de portance dP et de traînée dT :

$$\begin{cases} dP(y) &= dF(y) \cdot \cos \alpha_i(y) &= -\rho_\infty V_e(y) \Gamma(y) dy \cos \alpha_i(y) &\approx -\rho_\infty V_\infty \Gamma(y) dy \\ dT(y) &= -dF(y) \cdot \sin \alpha_i(y) &= +\rho_\infty V_e(y) \Gamma(y) dy \sin \alpha_i(y) &\approx +\rho_\infty v_i(y) \Gamma(y) dy \end{cases}$$

D'où en intégrant :

$$\begin{cases} P &= -\rho_\infty V_\infty \int_{-b}^{+b} \Gamma(y) dy \\ T &= \rho_\infty \int_{-b}^{+b} \Gamma(y) \cdot v_i(y) dy \end{cases}$$

En fluide parfait, les effets tridimensionnels font donc apparaître une traînée dite *induite*, inexistante en 2D selon le fameux paradoxe de d'Alembert.

Cette technique permet d'exprimer littéralement les coefficients de portance et de traînée en fonction des coefficients A_n , soit, après quelques calculs :

$$\begin{aligned} Cz &= \pi \lambda A_1 \\ Cx &= \pi \lambda \sum_{n=1}^{\infty} n A_n^2 \end{aligned}$$

et donc :

$$Cx = \frac{Cz^2}{\pi\lambda} + \pi\lambda \sum_{n=2}^{\infty} nA_n^2 \quad (7.5)$$

Cette relation montre qu'en tridimensionnel, l'existence de portance se traduit automatiquement par la création de traînée, d'où la dénomination de traînée induite *par la portance*. Réciproquement, la relation précédente montre que si la portance est nulle, en revanche la traînée ne l'est pas forcément, puisque les coefficients A_2, \dots, A_n ne sont pas nuls a priori. Ceci signifie que sur une aile, les zones portantes et déportantes peuvent a priori se compenser (par exemple à cause du braquage des spoilers), mais les contributions de traînée, non linéaires, continuent à s'ajouter. Finalement, la traînée sera nulle à la condition que chaque portion d'aile ne soit pas portante.

L'application classique de la théorie de la ligne portante consiste à rechercher comment minimiser la traînée induite. Cet exercice classique est traité par Bonnet. On retiendra le principal résultat : la traînée induite est minimale pour une distribution de circulation elliptique. Elle vaut alors :

$$Cx = \frac{Cz^2}{\pi\lambda}$$

Cette distribution elliptique de circulation Γ peut être obtenue de deux façons :

- Sur une voilure disposant d'un unique profil, sachant que la circulation varie linéairement avec la corde (eq. 7.1), on utilise une loi de corde elliptique, sans aucun vrillage. Pour une telle voilure, dont l'exemple le plus connu est le Spitfire, la traînée induite est minime quelle que soit l'incidence de l'aile. Par contre, un gros défaut potentiellement dangereux est que les profils travaillent tous à la même incidence effective, car on peut montrer que l'incidence induite est constante en envergure. Un seul profil étant utilisé, le décrochage apparaîtra simultanément sur l'ensemble de la voilure, ce qui est naturellement à proscrire...
- L'autre moyen de minimiser la traînée induite est de modifier le vrillage, en utilisant indifféremment un ou plusieurs profils sur la voilure. Dans ce cas de figure, on montre que la répartition de circulation sera elliptique pour une seule incidence, et donc que la traînée induite sera minimale pour cette même incidence, prise comme l'incidence de croisière de l'avion. Les incidences effectives des profils évoluant en envergure, le risque du décrochage global de la voilure disparaît avec cette solution, utilisée sur la plupart des avions actuels.

Finalement, cette méthode bien connue a été la première méthode analytique pour calculer précisément la portance et la traînée induite sur des ailes d'envergure finie. Elle permet d'obtenir de bons résultats comparée à des données expérimentales pour des ailes droites, d'allongement importants ($\lambda > 4$). En revanche, elle ne gère ni la flèche ni le dièdre de la voilure, la rendant très limitée pour des applications industrielles. Cependant, la version qui vient d'être présentée est très pratique pour une résolution analytique. D'autres versions de la théorie de la ligne portante répondant à une partie de ces manques ont vu le jour, dont celle de Weissinger qui constitue le fondement théorique de PAMELA.

7.2 Théorie de la ligne portante de Weissinger appliquée à PAMELA

7.2.1 Intérêt de cette nouvelle théorie ?

Weissinger (1947) proposa une nouvelle forme de ligne portante, remédiant aux principales limitations de la version de Prandtl. Dans cette théorie, la ligne portante est traitée à la manière d'une surface portante, en fixant des *points de contrôle* pour chaque section où l'on impose une condition

limite de tangence de l'écoulement. Les phénomènes 3D sont bien mieux traités, permettant d'étudier des ailes de plus faible allongement. La flèche et le dièdre sont également correctement pris en compte dans cette théorie de façon assez simple.

Cette méthode a été complétée par Blackwell (1969) qui la rendit plus simple à traiter numériquement par rapport à l'originale de Weissinger, et récemment, ses résultats ont été repris par Vander Kam (2000) qui l'a appliqué à la conception de voilures hypersustentées, et par Hindman *et al.* (2006) pour une application aux ailes givrées avec le code Q3D.

Cette théorie a été intégrée dans PAMELA par Kim (2007), et la plupart des points qui sont présentés dans la suite de ce chapitre sont extraits de la note technique de PAMELA qu'il a rédigée.

7.2.2 Vitesses induites par les tourbillons

Comme dans toutes les méthodes de ligne portante, la voilure est discrétisée grâce à des tourbillons en fer à cheval, chacun composé des trois éléments précédents : le tourbillon lié situé le long de l'envergure au quart avant de la corde, et les deux tourbillons semi-infinis du sillage (fig. 7.2).

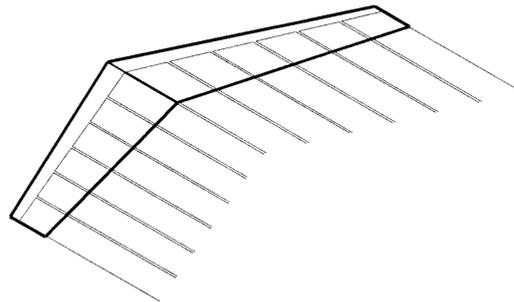


FIG. 7.2 – Tourbillons en fer à cheval sur une aile en flèche, positionnés au quart avant de la corde (Phillips et Snyder, 2000)

Dans la version de Prandtl pour ailes sans flèche, les tourbillons liés ne peuvent induire de vitesse sur les différentes sections de la voilure, car ils sont tous colinéaires. Pour modéliser la flèche avec une approche de type ligne portante, Phillips et Snyder (2000) considèrent qu'il faut impérativement prendre en compte la contribution des tourbillons liés. En prenant en compte la flèche, s'ils restent colinéaires sur une demi-voilure, en revanche, les tourbillons liés de la voilure gauche induisent des vitesses sur la voilure droite, et réciproquement, ce qui tend globalement à réduire la portance et à augmenter la traînée induite.

Phillips propose une expression de la vitesse induite en un point quelconque par ce type de tourbillons, qui a été utilisée dans PAMELA (fig. 7.3) et qui prend donc en compte l'effet de flèche et de dièdre sur la voilure :

$$\vec{v}_i = \frac{\Gamma}{4\pi} \cdot A = \frac{\Gamma}{4\pi} \cdot \left[\frac{\vec{u}_\infty \times \vec{r}_2}{r_2(r_2 - \vec{u}_\infty \cdot \vec{r}_2)} + \frac{(r_1 + r_2)(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2)}{r_1 r_2 (r_1 r_2 + \vec{r}_1 \cdot \vec{r}_2)} - \frac{\vec{u}_\infty \times \vec{r}_1}{r_1(r_1 - \vec{u}_\infty \cdot \vec{r}_1)} \right] \quad (7.6)$$

en notant A le coefficient d'interaction géométrique, et avec les notations de la fig. 7.3.

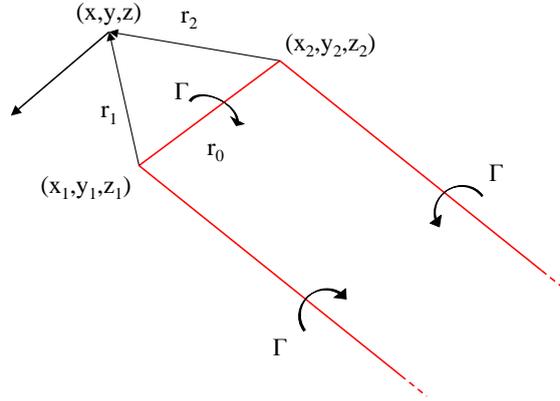


FIG. 7.3 – Calcul des vitesses induites par un tourbillon en fer à cheval

7.2.3 Utilisation des points de contrôle

L'originalité de la méthode Weissinger est d'utiliser certains éléments des méthodes de surfaces portantes, et principalement les points de contrôles. Les points de contrôles sont des points particuliers sur lesquels est imposée la condition limite $\vec{V} \cdot \vec{n} = (\vec{V}_\infty + \vec{v}_i) \cdot \vec{n} = 0$, avec \vec{v}_i la vitesse induite par les tourbillons, \vec{V}_∞ la vitesse à l'infini amont, et \vec{n} le vecteur normal au profil.

En 2D, considérons un tourbillon lié d'intensité Γ placé en x_0 , sur une plaque plane en incidence. Les vitesses infini amont et induite sur la plaque en x_c valent :

$$\begin{cases} \vec{v}_i = -\frac{\Gamma}{2\pi(x_c - x_0)} \vec{n} \\ \vec{V}_\infty \cdot \vec{n} = V_\infty \sin \alpha \approx V_\infty \alpha \end{cases}$$

et en appliquant la condition limite, on obtient :

$$\begin{aligned} V_\infty \cdot \alpha - \frac{\Gamma}{2\pi(x_c - x_0)} &= 0 \\ \Leftrightarrow V_\infty \cdot \alpha - \frac{\frac{1}{2}lV_\infty Cz_\alpha}{2\pi(x_c - x_0)} &= 0 \end{aligned}$$

D'où :

$$x_c - x_0 = \frac{l}{2} \cdot \frac{Cz_\alpha}{2\pi} \quad (7.7)$$

Dans le cas non-visqueux incompressible, on a théoriquement $Cz_\alpha = 2\pi$, et donc le point de contrôle se situe aux 3/4 de la corde du profil, pour un tourbillon lié situé au quart avant. Pour plus de précision, le point de contrôle est calculé à chaque section dans PAMELA selon le gradient de portance du profil considéré.

7.2.4 Système d'équations à résoudre

La voilure discrétisée en $N + 1$ tourbillons en fer à cheval, sur chacun des points de contrôle précédemment calculés, Blackwell applique la condition limite de non-pénétration du fluide afin

d'obtenir un système de $N + 1$ équations à $N + 1$ inconnues. Alors, sur le $j^{\text{ème}}$ point de contrôle :

$$\left(\vec{V}_\infty + \sum_{i=0}^N \vec{v}_{ij} \right) \cdot \vec{n}_j = 0$$

En introduisant le coefficient d'interaction (éq. 7.6) A_{ij} du $i^{\text{ème}}$ tourbillon sur le $j^{\text{ème}}$ point de contrôle, et après projection sur l'axe \vec{n} , on obtient le système suivant, d'inconnues Γ_i :

$$\forall j \leq N \quad V_\infty \alpha_{local\ j} - \sum_{i=0}^N \Gamma_i A_{ij} = 0 \quad (7.8)$$

La valeur de l'incidence locale α_{local} est obtenue en appliquant le théorème de Kutta-Joukowski sur les polaires $Cz_i(\alpha)$ renseignées en entrée de PAMELA :

$$\forall i \leq N \quad Cz_i(\alpha_{local}) = \frac{2\Gamma_i}{l_i V_\infty} \quad (7.9)$$

Le théorème de Kutta-Joukowski est établi en fluide parfait, et nécessite pour être applicable la présence d'une ligne de glissement dans le sillage du profil, de part et d'autre de laquelle les vitesses tangentielles sont continues. En prenant en compte les effets visqueux et particulièrement en présence de décollements, la ligne de glissement selon le sens du théorème de Kutta-Joukowski est indéfinie. Celui-ci ne peut donc pas être appliqué en l'état, et donc l'équation 7.8 devient rigoureusement inutilisable.

Une correction pour permettre la prise en charge des effets visqueux dans l'équation 7.8 proposée initialement par Van Dam *et al.* (2001), reprise ensuite par Hindman *et al.* (2006) a été implantée dans PAMELA. Elle permet d'utiliser des données visqueuses pour caractériser les profils, obtenues expérimentalement ou par calculs Navier-Stokes. Ici, ces données proviennent de calculs RANS réalisés grâce à la chaîne Tau2D.

7.3 Polaires 2D avec la chaîne Tau2D

7.3.1 Utilisation de polaires 2D dans PAMELA

La mise en place de la chaîne de calcul Tau2D basée sur le mailleur Centaur et le solveur hybride Tau du DLR, pour les calculs 2D permet d'obtenir très facilement des polaires Navier-Stokes de profils pour PAMELA. La chaîne Tau2D automatise la génération du maillage, contrôle la convergence des calculs suivant des critères sur le Cx et le Cz , et effectue le post-traitement. Les polaires ainsi calculées constituent les données visqueuses utilisées pour décrire les profils de la voilure dans PAMELA, et sont exploitées dans le code avec la méthode précédente. Il serait parfaitement envisageable d'utiliser des données provenant d'essais en soufflerie à la place de ces calculs RANS.

Une voilure est généralement discrétisée en six à huit profils distincts (fig. 7.4), permettant de capturer correctement l'évolution en envergure des principaux paramètres aérodynamiques des profils (α_0 et Cz_α essentiellement). Les plages d'incidences calculées dans ces polaires 2D doivent être assez larges pour ne pas brider les calculs PAMELA. On choisira en règle général :

$$-10^\circ \leq \alpha_{2D} \leq 15^\circ$$

Lors des calculs 2D, en plus de la portance, d'autres coefficients sont calculés, comme le moment de tangage ou la traînée. Une fois l'algorithme convergé, on connaît les circulations de tous les tourbillons, et donc l'évolution des incidences locales sur la voilure. La traînée ou le moment de tangage locaux sont ensuite calculés en interpolant les polaires 2D à la valeur de l'incidence locale.

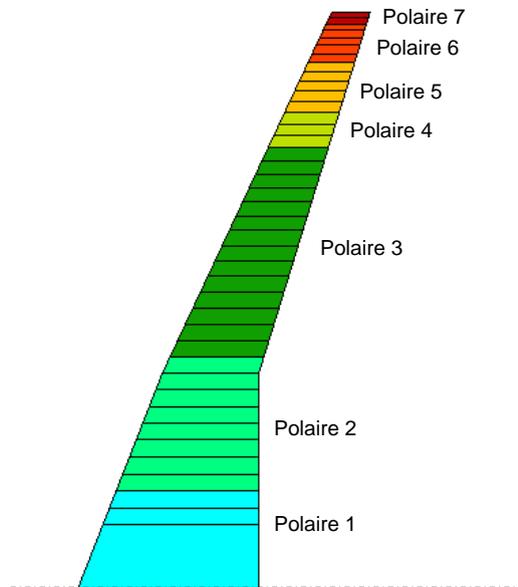


FIG. 7.4 – Utilisation de sept polaires 2D sur la demi-voilure d'un A320, discrétisée par 40 tourbillons en fer à cheval

7.3.2 Génération du maillage

Le maillage non-structuré est généré automatiquement à partir d'une simple liste de points décrivant un profil quelconque, éventuellement muni de plusieurs éléments. L'utilisateur règle uniquement les valeurs du nombre de Reynolds, du Mach et des longueurs de référence. Des *sources* sont placées automatiquement aux bords d'attaque et de fuite et aux points anguleux de chaque élément du profil (fig. 7.5).

Le raffinement du maillage sera plus important autour des sources. Des prismes sont ensuite extrudés, avec $y^+ = 1$ pour la première couche. Des triangles (tétraèdres en 3D) complètent ensuite le domaine, en se déaffinant en s'éloignant du profil (fig. 7.6).

La puissance de cet outil le rend extrêmement intéressant à exploiter. La liberté apportée par les maillages non-structurés permet de mailler n'importe quelle forme sans avoir à déterminer une topologie spécifique contrairement aux maillages structurés. Les configurations hypersustentées sont de ce fait facilement accessibles, de même que des configurations novatrices. Travailler directement sur des listes de points est très pratique pour les surfaces de contrôle, ce qui permet par exemple de modifier la valeur du braquage d'un aileron en effectuant une simple rotation.

On notera la capacité intéressante, mais pas utile pour une utilisation classique de PAMELA, de générer des maillages 2.5D. L'effet de flèche est alors directement modélisé dans la CFD, ce qui permet de s'affranchir d'utiliser l'attaque oblique pour réaliser des calculs à forts Mach.

7.3.3 Calculs des polaires utilisées dans PAMELA avec Tau2D

Les calculs Tau2D sont effectués (sauf mention contraire) à des Reynolds de vol. La particularité de la méthode de la ligne portante de Weissinger étant de modéliser la flèche, les polaires doivent

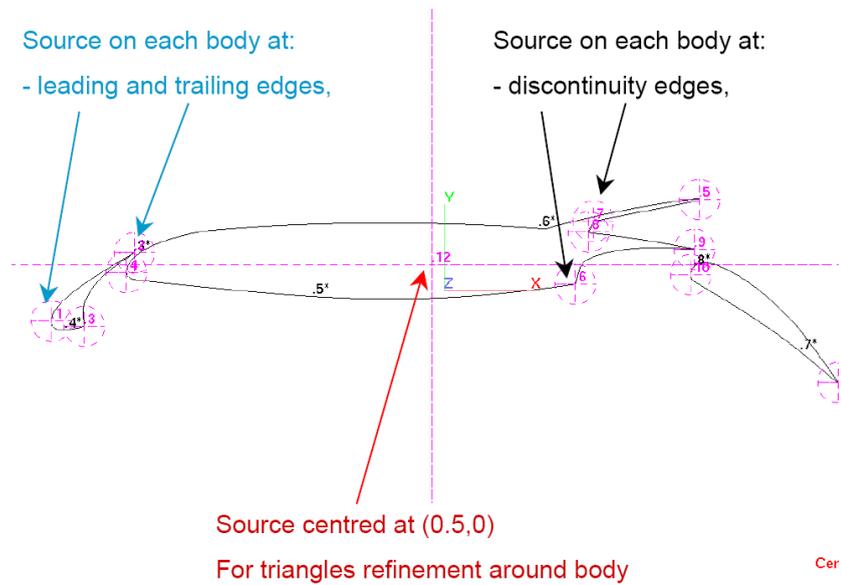


FIG. 7.5 – Position des sources sur un concept de profil avec spoiler à épaulement fixé (Fixed Shroud Spoiler)

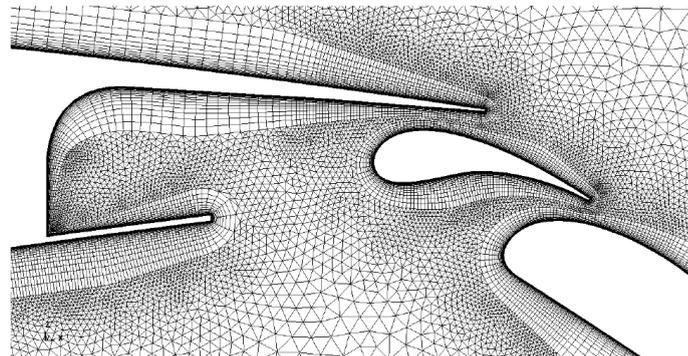


FIG. 7.6 – Détail du maillage généré autour du déflecteur d'un profil hypersustenté

être calculées en 2D stricte. L'effet de flèche n'est à aucun moment pris en compte dans les polaires.

Des scénarios jouant sur les principaux paramètres numériques (méthode multigrille, dissipation numérique, nombre d'itérations, CFL...) ont été pré-établis pour simplifier le processus de convergence. On choisit le scénario adéquat selon la complexité du cas traité.

Enfin, le modèle de turbulence systématiquement utilisé est le modèle de Spalart-Allmaras.

7.4 Intérêts et limitations de la chaîne Tau2D-PAMELA

7.4.1 Modélisation de la flèche et du dièdre

En couplant des résultats provenant de calculs Navier-Stokes à une méthode de ligne portante, plusieurs méthodologies sont envisageables pour modéliser la flèche de la voilure :

- En l’incluant dans les polaires (calculs 2.5D ou théorie de l’attaque oblique sur des calculs 2D) et en prenant les segments liés des tourbillons en fer à cheval perpendiculaires aux branches semi-infinies.
- Ou bien en utilisant des polaires 2D simples, mais en incluant la flèche dans les tourbillons en fer à cheval.

La version présentée ici de PAMELA se base sur les résultats de Hindman *et al.* (2006), qui obtiennent avec le code Q3D de très bons résultats sur différentes formes de voilure. Le choix a donc été fait de suivre la méthodologie qu’ils préconisent, à savoir d’utiliser des polaires 2D simples, et de prendre en compte la flèche uniquement avec les vitesses induites par les tourbillons en fer à cheval. De très bons résultats ont été obtenus de cette manière validant ce choix.

7.4.2 A propos de la compressibilité

La théorie de la ligne portante, qu’elle soit de Prandtl ou de Weissinger, en utilisant des singularités comme les tourbillons en fer à cheval est nécessairement basée sur l’équation du potentiel de vitesse linéarisée.

De façon générale, supposons un écoulement irrotationnel de fluide parfait. Le potentiel complet Φ des vitesses \vec{V} est défini par :

$$\vec{V} = \vec{\nabla}\Phi$$

Dans la théorie linéarisée, la vitesse de perturbation \vec{v} est introduite, telle que $\vec{V} = \vec{V}_\infty + \vec{v}$, et le potentiel de perturbation associé ϕ tel que :

$$\vec{v} = \vec{\nabla}\phi$$

En écoulement supercritique¹ (ou transsonique) l’équation du potentiel linéarisée est (Bonnet et Luneau, 1989) :

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = (\gamma + 1) M_\infty^2 \frac{\partial \phi}{V_\infty \partial x} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} \quad (7.10)$$

Cette équation se linéarise en réduisant le nombre de Mach, de sorte que l’écoulement est partout subsonique : on est en régime subcritique. L’équation 7.10 devient :

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (7.11)$$

Cette équation se simplifie encore pour $M_\infty \ll 1$, c’est à dire en écoulement incompressible. Elle se résume alors à :

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (7.12)$$

En effectuant un changement de variable approprié, l’équation 7.11 peut être très facilement transformée en l’équation 7.12. Cette remarque est utilisée dans les différentes règles de similitude, dont la règle de Prandtl-Glauert, qui permettent de calculer à iso-incidence les coefficients aérodynamiques d’un profil placé dans un écoulement subcritique compressible, à partir de ces mêmes

¹le nombre de Mach à l’infini amont est subsonique, mais certaines zones, typiquement vers l’extrados d’un profil, sont supersoniques

coefficients obtenus en écoulement incompressible.

Basées sur l'équation 7.12, les différentes théories de la ligne portante sont donc limitées aux faibles Mach, voire aux écoulements subcritiques en utilisant la règle de Prandtl-Glauert. Les non-linéarités de l'équation (7.10) rendent malheureusement les cas transsoniques impossible à traiter de façon similaire.

Certaines théories basées sur la méthode des perturbations (Cook et Cole (1978) ou bien Cheng *et al.* (1981)) ont été proposées pour surmonter cette limitation, mais elles se révèlent difficilement applicables à un code comme PAMELA. On ne peut non plus se contenter de changer le Mach lors du calcul des polaires 2D. En effet, négliger la flèche de la voilure en transsonique conduit rapidement à de forts décollements derrière le choc empêchant de converger le calcul. L'utilisation de calculs 2.5D devient donc obligatoire à partir d'un certain Mach.

Des solutions pour pallier ce problème sont actuellement à l'étude à Airbus France, en appliquant notamment la théorie de l'attaque oblique pour transformer les polaires 2.5D en polaires 2D, et des similitudes pour rendre l'écoulement incompressible. Néanmoins, cette méthodologie n'est pas encore consolidée et n'a jamais été utilisée dans les études présentées dans cette thèse, qui se sont limitées aux cas incompressibles.

7.4.3 Gestion du sillage de la voilure et interaction avec l'empennage horizontal

La surface de glissement en aval de la voilure est modélisée dans PAMELA par un assemblage de panneaux (fig. 7.7). PAMELA propose en option d'équilibrer le sillage de sorte à vérifier la condition limite de tangence de la vitesse du fluide sur cette surface de glissement. En notant \vec{V}_P la vitesse sur un panneau P donné et \vec{n}_P la normale à ce panneau P , on doit vérifier :

$$\vec{V}_P \cdot \vec{n}_P = 0 \quad (7.13)$$

La forme finale du sillage est calculée avec un processus itératif rallongeant significativement le temps de calcul de PAMELA, mais sans prendre en compte l'enroulement en bout de voilure de la surface de glissement.

L'équilibrage du sillage ne modifie pratiquement pas les résultats obtenus sur la voilure, et son utilisation n'apporte rien à un calcul sur une voilure isolée. En revanche, PAMELA possède la capacité de calculer un ensemble voilure/HTP (fig. 7.8). La gestion du sillage de la voilure devient alors fondamentale pour bien capter la déflexion, car les interactions entre la surface de glissement dans le sillage de voilure et l'empennage sont mieux modélisées. Dans ce cas précis il faut impérativement activer l'équilibrage du sillage, sans quoi les résultats obtenus sur l'empennage ne seraient pas représentatifs.

Cette fonctionnalité n'a pas été utilisée dans les études présentées dans ce mémoire de thèse.

7.4.4 Gestion du fuselage

L'effet du fuselage sur la voilure est géré par un unique tourbillon en fer à cheval, modélisant en fait l'image miroir du premier tourbillon de la voilure sur le fuselage. Si cela peut paraître assez rudimentaire, en revanche cela a le mérite de la simplicité. Une meilleure solution serait de générer un maillage de fuselage avec une méthode de panneau, mais cela n'a pas encore été intégré dans PAMELA. De plus, les résultats obtenus (voir le chapitre suivant) étant très satisfaisants pour tous les cas testés avec cette méthode, l'intérêt de passer à une méthode plus complexe est relativement discutable.

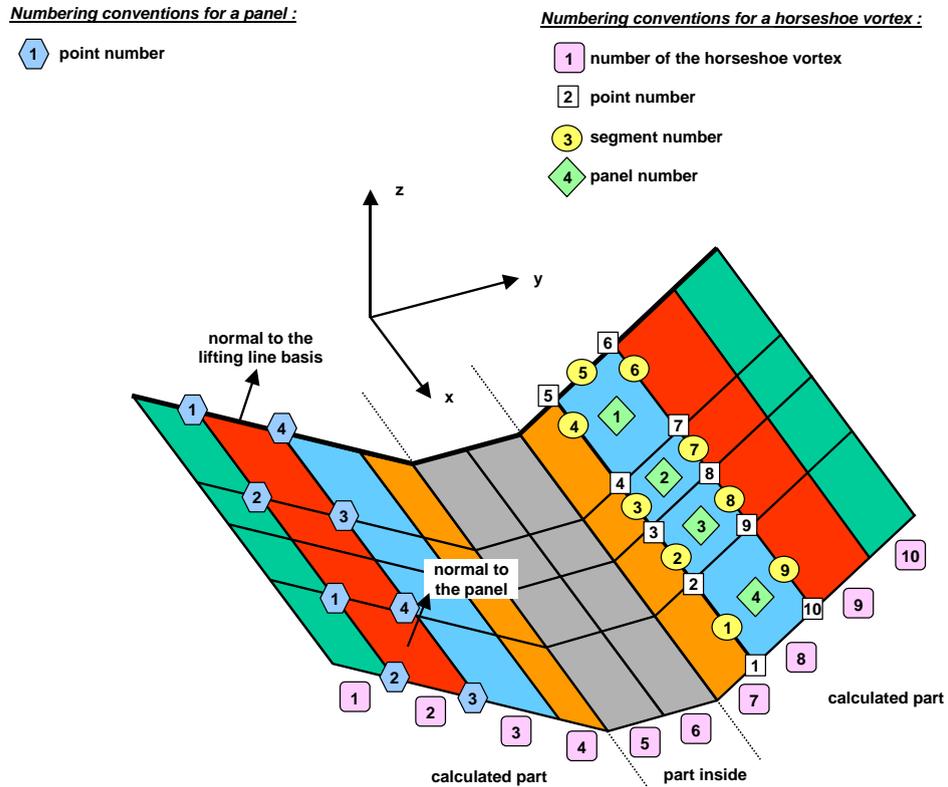


FIG. 7.7 – Représentation du sillage de la ligne portante

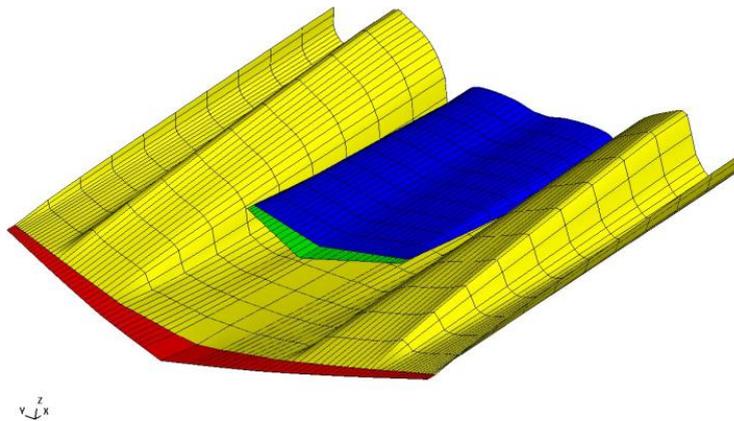


FIG. 7.8 – Visualisation d'un calcul PAMELA avec voilure et HTP, équilibrage du sillage activé

7.5 Synthèse

A l'usage PAMELA est un code très pratique et simple. Son industrialisation le rend rapidement exploitable, et l'on peut obtenir des résultats à partir de rien en seulement quelques jours. PAMELA constitue en fait un excellent outil pour toutes les études de type avant-projets, où l'on recherche avant tout à répondre rapidement au client, sans chercher pour autant la précision de calculs RANS 3D bien plus complexes.

L'utilisation du solveur hybride Tau2D pour générer des données 2D permet une fantastique liberté quant aux types de profils que l'on veut étudier. La génération automatique du maillage permet sans encombre de passer d'un profil croisière à un profil hypersustenté, avec ou sans surfaces de contrôle braquées.

Tau2d permet aisément de calculer les caractéristiques 2D de n'importe quel type de profil : l'accès à des surfaces de contrôle novatrices est dorénavant envisageable. PAMELA se charge alors de l'intégration des effets 3D, indépendamment de la configuration avec une très bonne précision.

Bien entendu, PAMELA conserve un certain nombre de limitations, la plus importante étant qu'on ne peut à ce jour s'affranchir du domaine incompressible, dans lequel a été établie la théorie de la ligne portante. Aucune théorie simple ne permet de calculer avec une bonne précision un écoulement transsonique. Seules les similitudes, basées sur la théorie linéarisée permettent de modéliser les effets de compressibilité, même si on reste limité aux Mach subcritiques. Cette voie est actuellement à l'étude dans les équipes d'Airbus France, pour permettre à PAMELA de calculer des Mach plus élevés.

Chapitre 8

Eléments de validation de PAMELA

Dans le chapitre précédent, l'accent a été porté sur la théorie et l'utilisation industrielle de PAMELA. Ce code a été introduit pendant la thèse, et un certain nombre de validations a dû être effectué pour s'assurer de la qualité des résultats fournis, déterminer la précision obtenue en couplant PAMELA avec des polaires visqueuses provenant de Tau2D, et surtout pour l'appliquer au braquage des surfaces de contrôle.

Dans cette partie, les principaux éléments de validation de PAMELA sont présentés, en prenant en compte la principale limitation théorique de ce code de ligne portante : la restriction au domaine incompressible.

Les données de référence en configuration croisière sont prises à partir de calculs elsA, d'abord surfaces non braquées, puis ailerons et spoilers braqués. On notera que si pour les spoilers, seule la technique Chimère a été utilisée, en revanche pour les ailerons les deux techniques de maillage (Chimère et déformation continue) ont été employées.

En revanche, aucune donnée de calculs RANS en configuration hypersustentée avec surfaces de contrôle braquées n'a été disponible pendant cette étude. Même si la possibilité d'effectuer des calculs PAMELA sur ces géométries est facilement envisageable, en revanche, aucune validation n'a pu être effectuée pour estimer la pertinence des efficacités obtenues. Les seules validations présentées ici pour les calculs hypersustentés se limitent aux cas surfaces non braquées. Les données de référence sont prises à partir de calculs Tau, sur un maillage Centaur.

8.1 Données de référence elsA

8.1.1 Configuration croisière

Maillages

Les données de référence ont été obtenues avec elsA, sur un maillage d'A320 *planeur*. Aucune installation motrice (mât et nacelle) n'est présente, de même qu'aucun dispositif de bout d'aile, de carénage de volet, et il n'y a pas d'empennage. Le maillage est entièrement coïncident et fait 4 millions de cellules environ. Ce maillage a été utilisé conjointement à des maillages Chimère de spoilers. Concernant les ailerons, les deux techniques différentes de maillage ont été testées :

- Maillage Chimère pour modéliser les fentes en extrémité de surface,
- Déformation enveloppe, sans modélisation de fente.

Les différents maillages spoilers sont générés grâce au mailleur automatique, et possèdent environ 1 million de cellules.

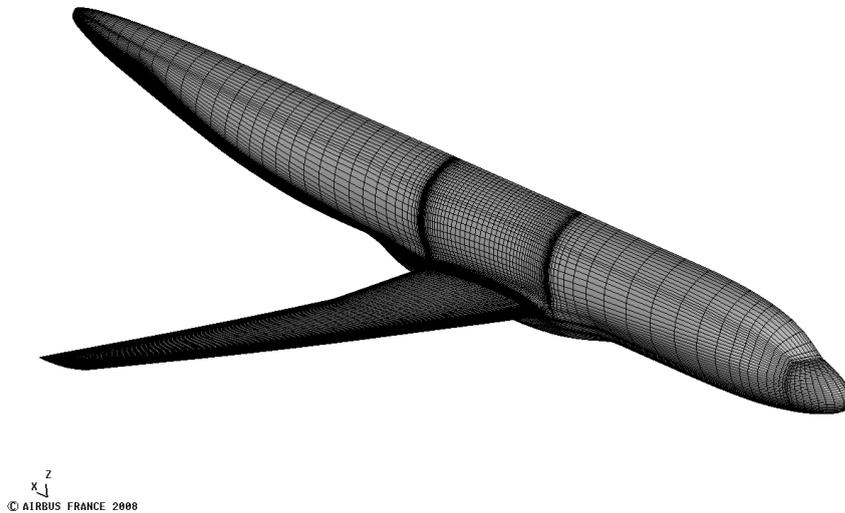


FIG. 8.1 – Maillage A320 planeur utilisé pour la validation de PAMELA

Paramètres numériques et attitudes de l'avion

Les maillages sont raffinés en bas-Reynolds et la correction de Schwarz est appliquée pour éviter l'apparition de points orphelins. On utilise le modèle de Spalart-Allmaras. Concernant la méthode Chimère, des masques parallélépipédiques sont utilisés pour les ailerons et les spoilers.

Le nombre de Reynolds est représentatif des conditions de vol. Conformément à ce qui a été noté dans la partie précédente, seuls les cas à basse vitesse pouvant être modélisés correctement par PAMELA, le nombre de Mach a été limité à $M = 0.2$. A ce faible Mach, on a rencontré certaines difficultés à faire converger correctement les calculs, principalement dans la zone de recirculation derrière les spoilers. Le préconditionnement du calcul a donc été activé par défaut, facilitant grandement la convergence.

En récapitulatif, les principaux paramètres des calculs elsA sont donc :

$$\begin{aligned}
 \alpha &\geq 0^\circ \\
 M &= 0.2 \\
 Re &= 30 \cdot 10^6 \\
 \delta sp &= 10^\circ \text{ et } 30^\circ \\
 \delta p &= \pm 10^\circ
 \end{aligned}$$

8.1.2 Configuration hypersustentée

Maillage

En configuration hypersustentée, l'approche non-structurée est privilégiée pour faciliter la génération du maillage. Le maillage utilisé a été généré avec Centaur, et représente un avion générique proche d'un A320 (fig. 8.2). Ses becs sont braqués à 22° et ses volets à 20° . Seuls la voilure et le fuselage sont présents. Si la voilure est très proche de celle d'un A320, en revanche, le fuselage est sensiblement différent. Une couche de prisme à la paroi permet de capter la couche limite. Ce maillage possède au total environ 18 millions de points.

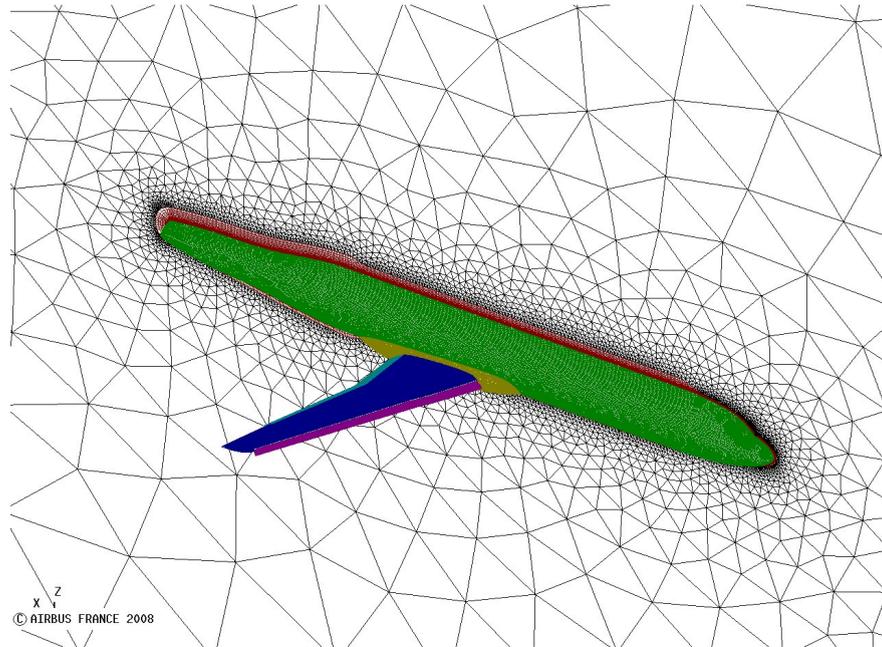


FIG. 8.2 – Maillage Centaur d'un A320 en configuration hypersustenté 2220

Paramètres numériques et attitudes de l'avion

Un balayage en incidence assez large a été calculé, jusqu'au décrochage de la voilure. Le modèle de turbulence est le Spalart-Allmaras, et on a $Re = 1.3 \cdot 10^6$, ce qui correspond à un cas de soufflerie. Les polaires 2D ont naturellement été calculées à ce même Reynolds. On prend $M = 0.2$.

8.2 Configuration de la chaîne Tau2D-PAMELA

8.2.1 Choix des sections à calculer

Un problème théorique s'est assez rapidement posé concernant le choix de l'orientation des sections calculées dans Tau2d pour servir de données d'entrée dans PAMELA. Sachant que PAMELA prend en entrée des polaires 2D, et que l'effet de flèche est modélisé via le tourbillon en fer à cheval. Dans le cas des surfaces de contrôle ou même des configurations hypersustentées, on cherche avant tout à modéliser le braquage d'une surface à un angle parfaitement maîtrisé. Ce braquage se fait autour d'un axe de charnière, qui n'est bien entendu pas perpendiculaire à la direction du vent.

En obtenant la forme des profils calculés dans Tau2d à partir des maillages 3D sur lesquels les coupes sont faites dans le sens du vent (fig. 8.3), le braquage de la surface en 2D sera différent du braquage 3D. On introduit les notations suivantes :

δ_{2D}	Braquage de la surface dans la coupe 2D
δ_{3D}	Braquage réel de la surface en 3D
ϕ	Flèche de la charnière de la surface

On peut alors montrer la relation suivante :

$$\delta_{2D} = \arcsin(\cos \phi \cdot \sin \delta_{3D}) \quad (8.1)$$

A partir d'un braquage 3D de 30° d'une surface, on obtient un braquage de 27° dans la coupe 2D. Cet écart de 3° est vraiment significatif et son impact sur les résultats est loin d'être négligeable.

On a donc le choix entre :

- Effectuer des coupes à partir de la forme 3D au braquage désiré. On a alors $\delta_{2D} < \delta_{3D}$.
- Modifier la section 2D en "surbraquant" la surface, pour faire en sorte que $\delta_{2D} = \delta_{3D}$.

Les deux solutions ont été testées, et finalement la première a été retenue. Tout d'abord, les résultats obtenus avec les ailerons et les spoilers sont meilleurs avec cette solution, probablement parce qu'elle correspond plus à ce que voit l'air localement, en arrivant sur la surface. Ensuite, modifier le braquage des becs et des volets à partir d'une géométrie donnée se révèle très complexe en pratique. La cinématique de ces surfaces est relativement élaborée, et déterminer la position du centre de rotation est loin d'être trivial.

En fin de compte, même si ce choix est discutable la même stratégie est appliquée pour rester cohérent avec les calculs surfaces de contrôle braquées et avec les calculs en configuration hypersustentée.

8.2.2 Polaires Tau2d

Les données visqueuses utilisées dans PAMELA ont été générées pour sept profils différents. Les polaires ont été calculées au même nombre de Reynolds que les calculs elsA et Tau respectivement, dans une plage d'incidences allant de -5° à 15° environ. Des études ont montré que plus de cinq sections sont nécessaires pour capter précisément les phénomènes. Finalement, une section très interne et une autre tout au bout de la voilure sont essentielles. La fig. 8.3 représente la position des différentes sections qui ont été prises pour les cas surfaces non-braquées en configuration croisière.

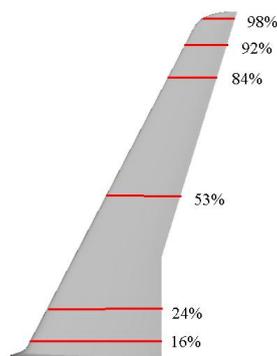


FIG. 8.3 – Position en envergure des profils lisses calculés dans Tau2d en tant que donnée d'entrée de PAMELA

En configuration hypersustentée, les mêmes contraintes se posent, et l'on prendra garde à bien représenter dans PAMELA la discontinuité de géométrie en bout de volet.

Concernant les spoilers, compte tenu des différences de corde relative entre le spoiler 2 et le spoiler 5, et sachant l'impact que cela a sur les efficacités (se référer au chapitre 10), des polaires différentes pour le spoiler 2 et pour le spoiler 5 ont été calculées à chacun des deux braquages. Les formes utilisées proviennent directement du maillage coïncident ICEM utilisé dans elsA, et les coupes ont été réalisées selon la fig. 8.4, dans le sens du vent.

Sur cette même figure, la position en envergure de la section prise pour calculer la polaire aileron braquée est indiquée. Pour cette surface et contrairement aux spoilers, le braquage est effectué a posteriori, en manipulant directement la liste de points.

On notera que sont tracés sur les fig. 8.9, 8.13 et 8.15 les coefficients de la voilure uniquement. La contribution du fuselage, non modélisée par PAMELA n'a pas été prise en compte lors du post-traitement du calcul elsA.

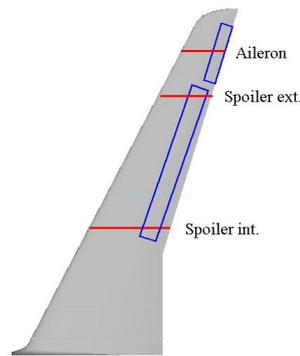
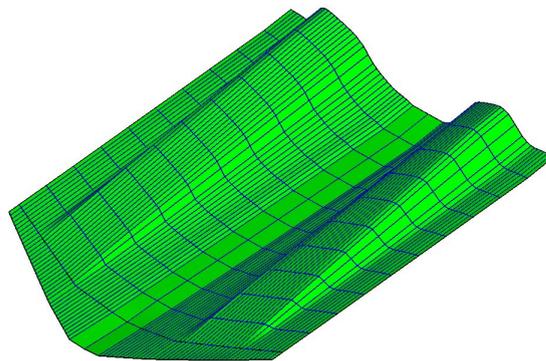


FIG. 8.4 – Position en envergure des profils aileron et spoiler calculés dans Tau2d en tant que donnée d'entrée de PAMELA

8.2.3 Réglages de PAMELA

- Configurer PAMELA pour être le plus représentatif de l'avion complet consiste simplement à :
- Indiquer les données géométriques correctes (forme en plan, vrillage, dièdre, grandeurs de référence),
 - Positionner les polaires correctement.

Etant donné qu'il n'y a pas d'empennage horizontal sur la configuration étudiée, l'équilibrage du sillage est désactivé. On place 80 tourbillons en envergure pour discrétiser la voilure. Différentes études ont montré que ce nombre était un bon compromis performance/précision de la solution obtenue.



© AIRBUS FRANCE 2008

FIG. 8.5 – Visualisation d'un calcul PAMELA spoilers braqués. L'équilibrage du sillage a été activé pour cette vue, d'où la surface de glissement derrière la voilure. ($\delta sp = 30^\circ$, $\alpha = 4^\circ$)

8.3 Résultats obtenus

8.3.1 Configuration croisière surfaces non braquées

Les résultats obtenus en configuration lisse surfaces non braquées sont excellents avec PAMELA. La comparaison du $Cz(\alpha)_{\text{wing}}$ avec la donnée de référence elsA est sans équivoque puisque les

courbes sont confondues dans la zone linéaire (voir fig. 8.9). Capter les non-linéarités en incidence paraît en revanche bien délicat avec cette méthode qui n'en a pas la prétention.

Le moment de tangage voilure est également très bien capté, dans la zone linéaire les courbes PAMELA/elsA étant de nouveau confondues.

Les charges obtenues avec PAMELA correspondent tout aussi bien aux calculs elsA, démontrant une très bonne modélisation de la physique. A noter les charges à l'emplanture en extrémité de voilure sont très bien représentées, et ce sur une large plage d'incidences (fig. 8.10). Les phénomènes 3D sont bien modélisés, ce qui signifie que la forme en plan (et donc la flèche) de la voilure est bien traitée par le code. Le moment de tangage local Km est calculé au bord d'attaque de la voilure. On notera des écarts d'amplitude limitée lorsque l'on s'approche du fuselage, tout à fait prévisibles car rappelons que le fuselage est traité avec un simple tourbillon en fer à cheval dans PAMELA.

8.3.2 Configuration hypersustentée surfaces non braquées

En configuration HL2220, les résultats sont tout aussi bons qu'en configuration lisse dans la zone linéaire. Les courbes $Cz(\alpha)$ et $Cm_{25\%}(\alpha)$ de la voilure calculées par PAMELA sont confondues avec les courbes de Tau dans toute la zone linéaire (fig. 8.11).

La prédiction des non-linéarités sur une telle configuration, qui sont des phénomènes purement tridimensionnels reste inaccessible à PAMELA.

Dés lors, seules les charges en portance et tangage dans la zone linéaire sont représentées (fig. 8.12). Contrairement à la configuration croisière, on a représenté le Km calculé au 25% de la CMA de la voilure, et non au bord d'attaque de la voilure.

On remarquera enfin le bon accord entre les charges Tau et PAMELA au niveau du raccord entre le volet et l'aileron, vers $\eta = 77\%$ d'envergure : la discontinuité en portance et tangage est très bien gérée par PAMELA.

8.3.3 Spoilers braqués

PAMELA prédit très bien les efficacités des spoilers à 10° et 30° (fig. 8.13). La linéarité de l'effet de braquage est respectée, et l'on fait moins de 5% d'erreur sur le ΔCz . Cependant, l'examen de la variation de charge (fig. 8.14-a) montre certaines différences d'avec elsA. Si la forme est globalement bien respectée, en revanche PAMELA surestime la charge en interne du spoiler, et sous estime le niveau maximum obtenu. La charge externe est en revanche bien prédite. Compte tenu des bons résultats obtenus en configuration lisse, un phénomène ne doit pas être capté par PAMELA pour expliquer de tels écarts.

En effet, le tourbillon présent sous le spoiler le plus interne (fig. 8.6) est un phénomène purement 3D qui ne peut à aucun moment être modélisé par un code de ligne portante. Finalement, cet écart est absolument inévitable, et constitue une limitation de la méthode avec laquelle il faut compter.

Comme seuls des calculs sur des demi-maillages ont été effectués, l'efficacité en roulis a été calculée en utilisant l'équation 3.14, appliquée aux surfaces de contrôle :

$$\Delta Cl_D = \int_0^1 \Delta Kz l \eta \frac{b^2}{S_{ref} l_{ref}} d\eta$$

Sur la fig. 8.13-b, ΔCl_{CFD} et ΔCl_{PAMELA} sont confondus. Finalement, en dépit des différences notables qu'on a observées sur les répartitions de $\Delta Kz/l_g$ il semble que les effets se compensent et que malgré tout le moment de roulis soit bien estimé. La prudence impose de penser que ceci est

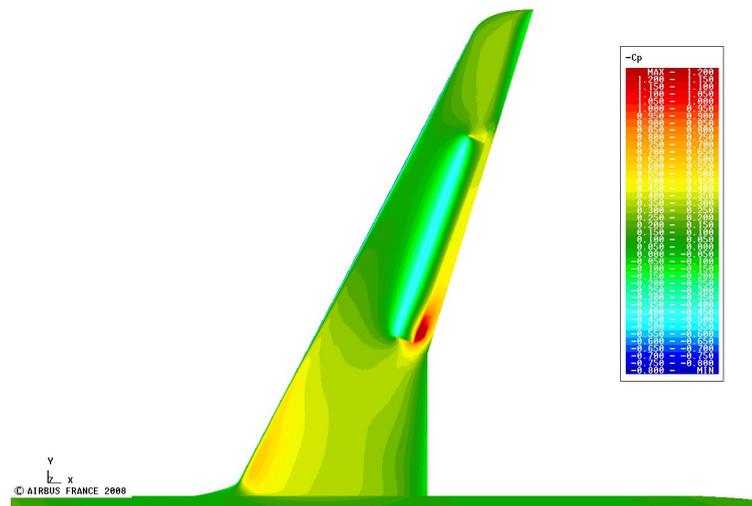


FIG. 8.6 – Champ des $-C_p$ à l'extrados de la voilure spoilers braqués ($M = 0.2$, $\alpha = 0^\circ$ et $\delta_{sp} = 30^\circ$)

probablement un hasard et rien ne permet de conclure qu'on retrouverait les mêmes résultats sur un autre avion. Une précision de l'ordre de celle observée pour le ΔC_z , de l'ordre de 5% à 10% serait bien plus raisonnable à considérer.

L'efficacité en moment de tangage calculée avec PAMELA s'éloigne légèrement de la CFD elsA, mais malgré tout dans des proportions limitées, de l'ordre de 15%. Les mêmes types d'écart se retrouvent sur la courbe de 8.14-b. La recompression devant le spoiler explique qu'en 2D braquer un spoiler tend à augmenter le moment de tangage calculé au 25% de la CMA (fig. 8.7). Le tourbillon, en augmentant la dépression derrière le spoiler augmente la portance du profil (diminution du ΔC_z) et réduit le moment de tangage, au point de créer très localement un moment à piquer ($C_m < 0$), par exemple en $\eta \approx 42\%$.

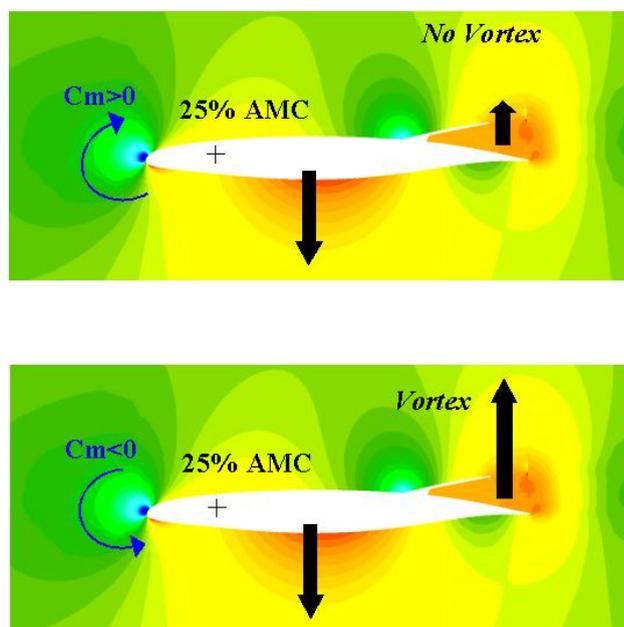


FIG. 8.7 – Diminution du C_m à cause de la forte dépression due au tourbillon derrière le spoiler

Finalement, la présence de ce tourbillon perturbe assez profondément l'écoulement sur la voilure en y apportant des éléments qui ne peuvent être déterminés précisément avec une méthode de ligne portante. Une modélisation de ce phénomène peut être envisagée, mais la difficulté sera de générer un modèle fiable et robuste, quelle que soit la géométrie du spoiler, ce qui semble assez délicat.

8.3.4 Ailerons braqués

Les résultats obtenus pour le braquage des ailerons sont dans la même veine que ceux des spoilers. Cependant, les deux stratégies de maillages elsA sont confrontées et donnent des résultats sensiblement différents. PAMELA est globalement plus proche des résultats du maillage avec déformation continue pour le ΔCz , le ΔCl et le ΔCm . Les tendances sont très bien prédites dans la plage de braquage calculée (de -10° à $+10^\circ$). Par contre, on peut s'interroger sur les différences de résultats observées entre le maillage Chimère et le maillage de type déformation continue (fig. 8.15 et 8.16). La seule différence entre ces maillages est la présence de fentes aux extrémités des ailerons dans le cas du maillage Chimère : elles doivent être la source de ces écarts.

La visualisation des calculs montre que des tourbillons sont créés autour des fentes du maillage Chimère (fig. 8.8). Les fentes mettent les deux côtés de la voilure en relation, et compte tenu des différences de pression à l'intrados et à l'extrados un système tourbillonnaire complexe est créé à ce niveau.

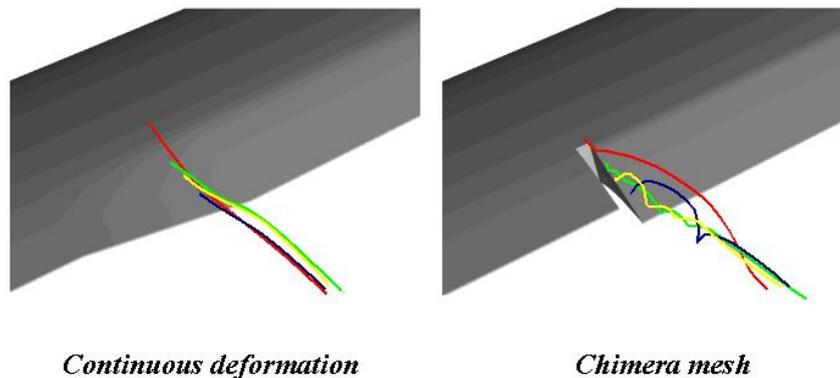


FIG. 8.8 – Tourbillon provoqué par la fente dans le cas d'un maillage Chimère (à droite)

La présence de ces tourbillons tend alors à équilibrer les pressions extrados/intrados, ce qui réduit l'efficacité globale des ailerons. En effet, la charge est plus faible aux extrémités de l'aileron pour un maillage Chimère que pour une déformation continue.

PAMELA est bien entendu incapable de modéliser de telles interactions tourbillonnaires, et ses résultats se rapprochent donc du calcul elsA déformation continue. Les efficacités globales des ailerons en portance, roulis et tangage sont très bien estimées par PAMELA et l'on fait une erreur nettement inférieure à 5%. Les charges confirment ces bons résultats et les courbes de la fig. 8.16 montrent un bon accord global entre PAMELA et elsA. Le niveau maximum atteint par PAMELA est néanmoins légèrement plus faible pour le $\Delta Kz \cdot l/l_g$, mais d'amplitude plus limitée que pour les spoilers. En revanche, le $\Delta Km \cdot l/l_g$ est surestimé à son niveau maximum par PAMELA. En dépit de ces écarts, des compensations viennent rapprocher les résultats elsA et PAMELA, expliquant les très faibles écarts qu'on obtient sur les efficacités globales entre ces deux méthodes.

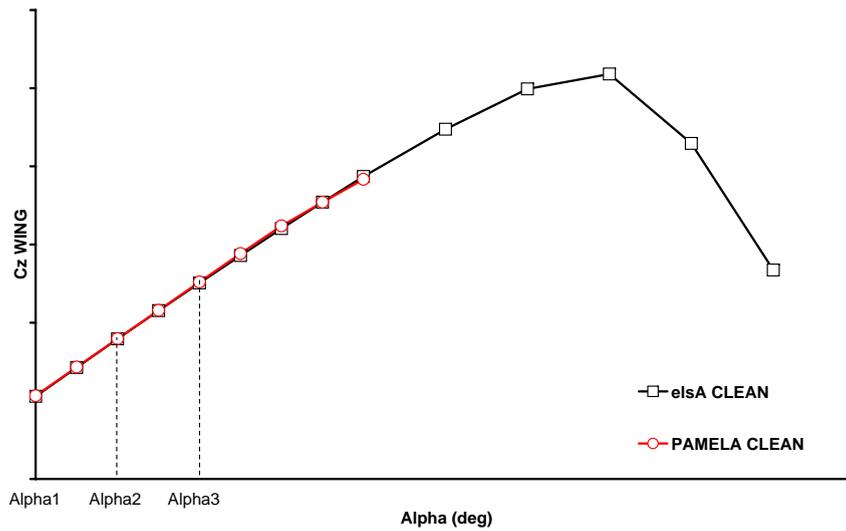
8.4 Synthèse

Après un certain nombre de validations sur des configurations croisière et hypersustentée, avec et sans surfaces de contrôle braquées, force est de constater que PAMELA est un très bon outil qui permet de calculer sans difficultés et avec une bonne précision les coefficients globaux et les charges locales. Bien entendu, un certain nombre de limitations liées à la méthode demeurent :

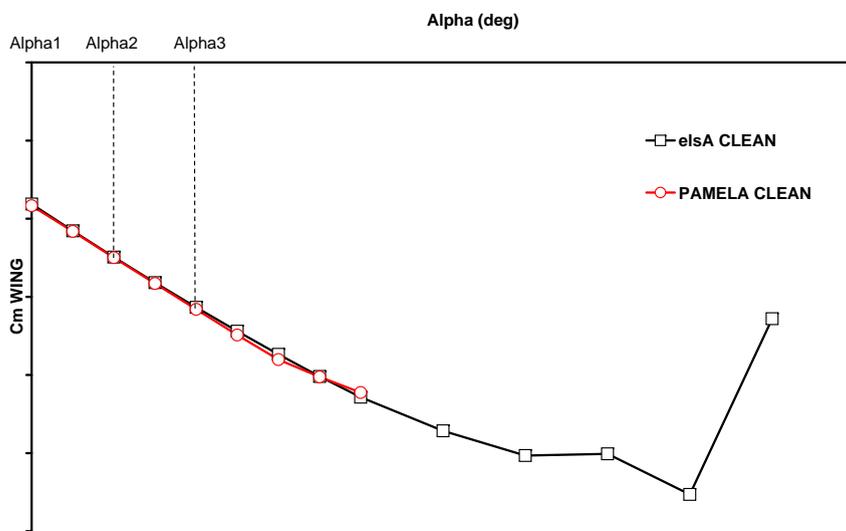
- Ecoulements incompressibles uniquement,
- Phénomènes purement 3D difficilement prédits (décrochage local, enroulement tourbillonnaire derrière le spoiler...),
- Calcul de la voilure et éventuellement de l'HTP uniquement.

PAMELA démontre une capacité à reproduire la physique de la voilure assez étonnante, si bien que l'on reproduit avec une bonne fiabilité les efficacités des surfaces de contrôle en configuration lisse. Les configurations hypersustentées sont également très bien gérées, mais malheureusement, comme aucun maillage Centaur de ce type avec surfaces de contrôle braquées ne fut disponible pendant la thèse, aucune validation n'a pu être faite pour estimer la capacité de PAMELA à prédire les efficacités des ailerons et des spoilers.

Néanmoins, étant donné les bons résultats obtenus pour les surfaces de contrôle en configuration lisse, et la très bonne modélisation de la configuration hypersustentée, tout laisse penser que PAMELA se comportera très bien en combinant ces deux éléments. Une validation rigoureuse en comparant les résultats PAMELA à des calculs 3D Tau sera cependant essentielle pour valider pleinement le code.

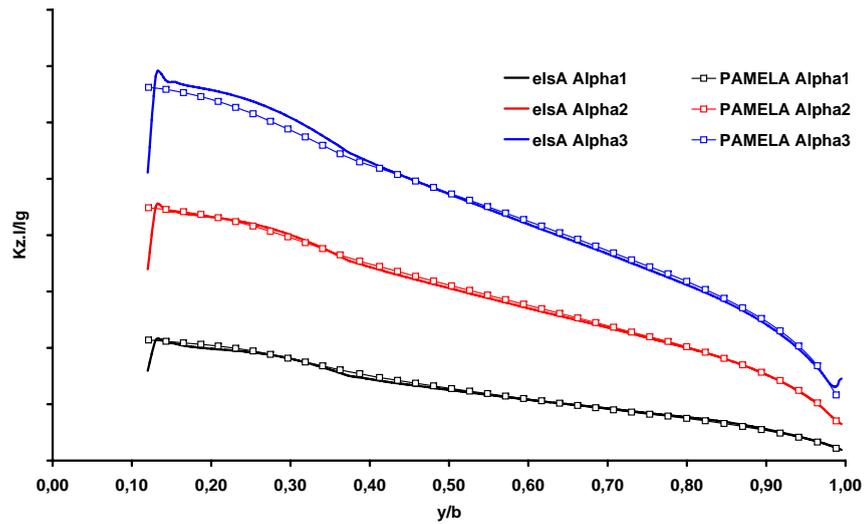


(a)

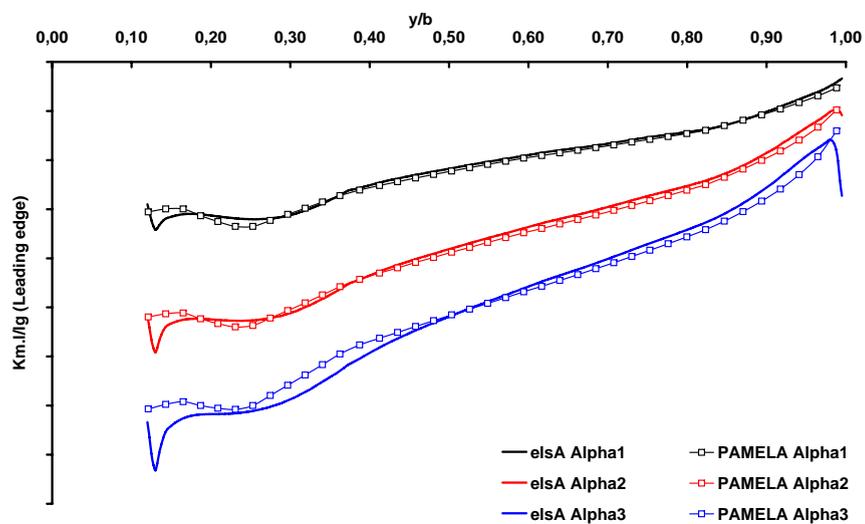


(b)

FIG. 8.9 – (a) C_z et (b) C_m au 25% de la CMA de la voilure (configuration croisière) en fonction de l'incidence pour des calculs PAMELA et elsA, $M = 0.2$

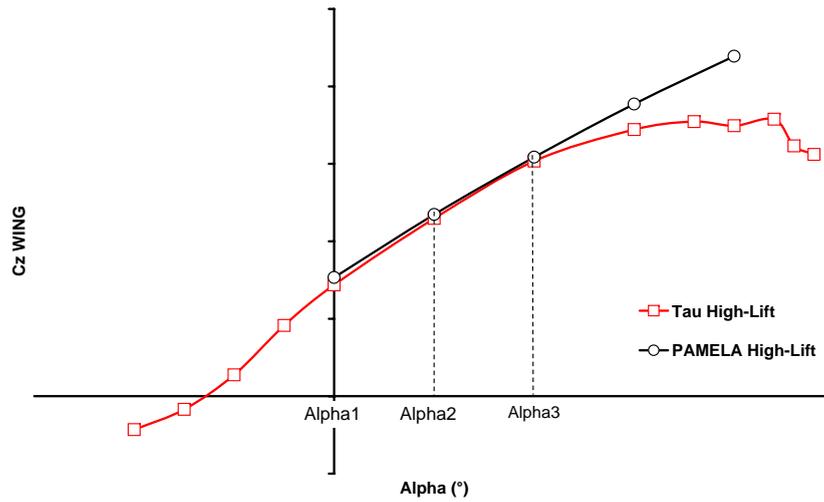


(a)

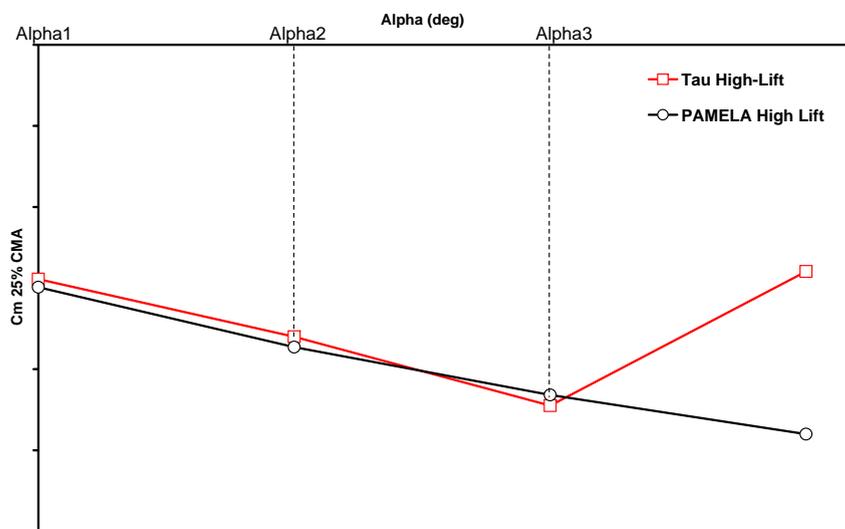


(b)

FIG. 8.10 – Répartitions de charges en envergure (configuration croisière) pour différentes incidences : (a) portance locale, et (b) moment de tangage au bord d'attaque. Calculs PAMELA et elsA à $M = 0.2$

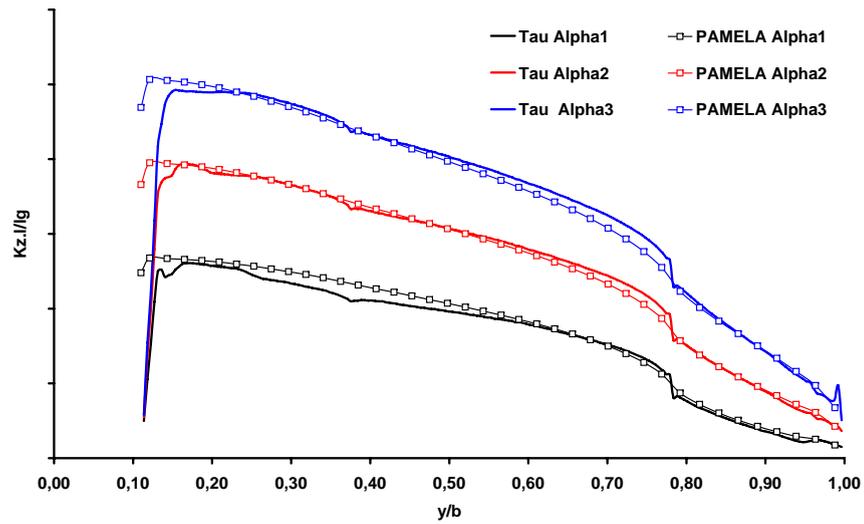


(a)

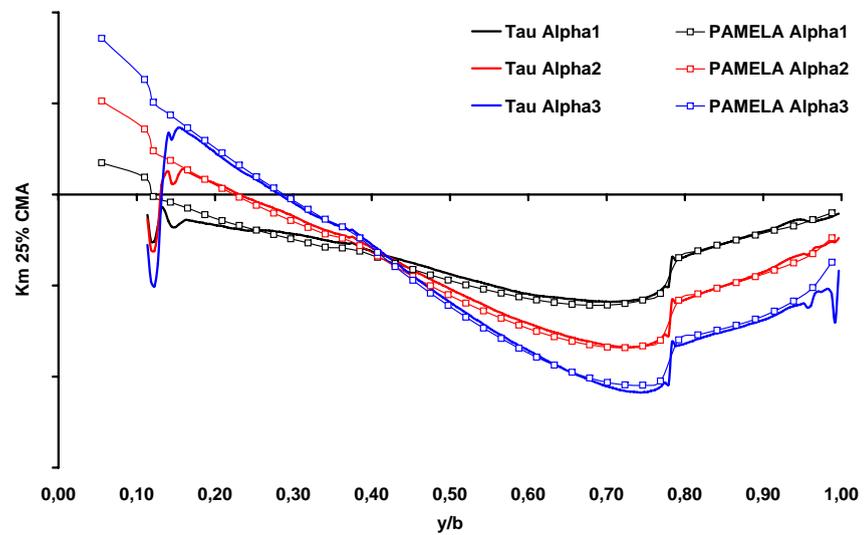


(b)

FIG. 8.11 – (a) C_z et (b) C_m de la voilure au 25% de la CMA (configuration HL 2220) en fonction de l'incidence pour des calculs PAMELA et Tau, $M = 0.2$

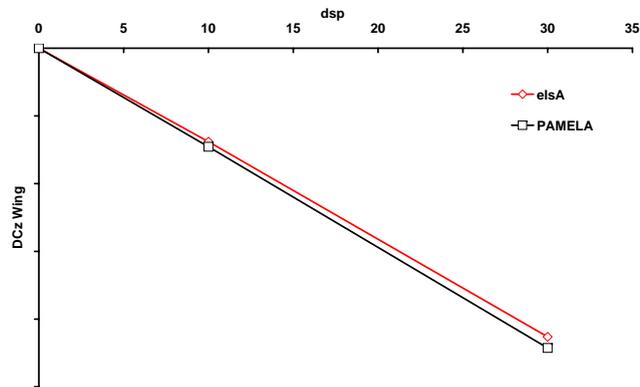


(a)

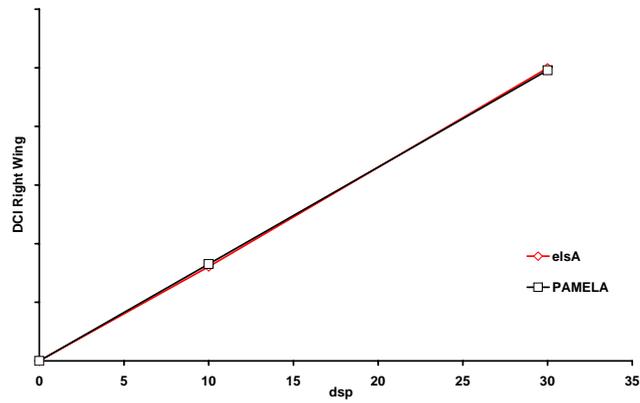


(b)

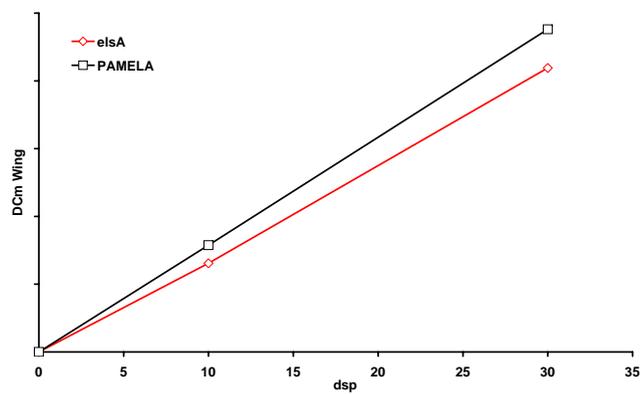
FIG. 8.12 – Répartitions de charges en envergure (configuration HL 2220) pour différentes incidences : (a) portance locale, et (b) moment de tangage au bord d'attaque. Calculs PAMELA et Tau à $M = 0.2$



(a)

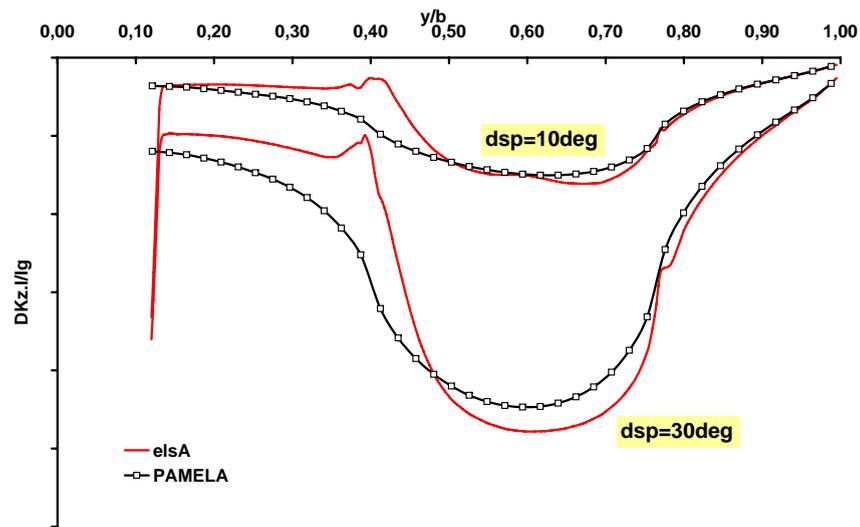


(b)

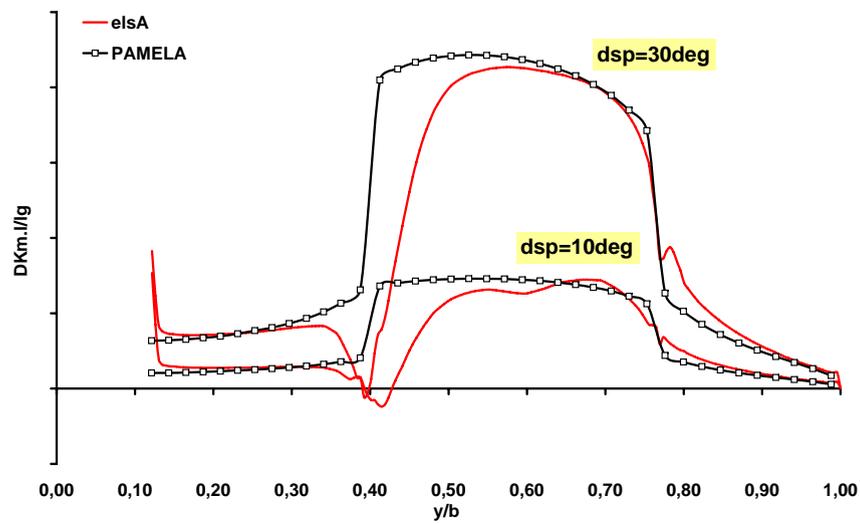


(c)

FIG. 8.13 – Efficacités en portance (a), en roulis (b) et en tangage (c) des spoilers selon leur braquage, pour des calculs PAMELA et elsA Chimère, $M = 0.2$

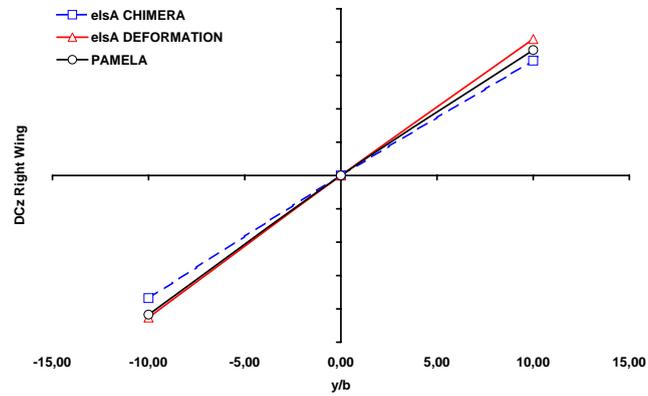


(a)

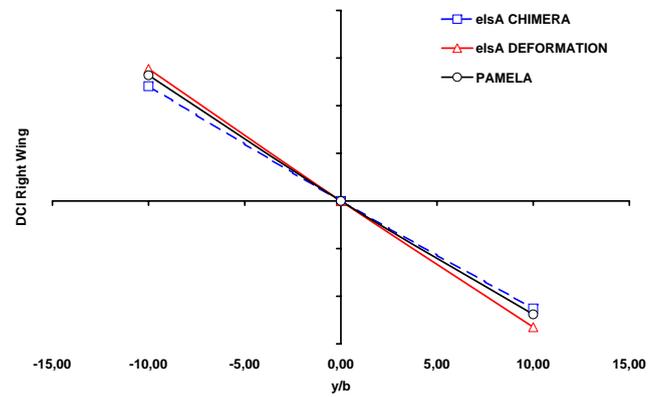


(b)

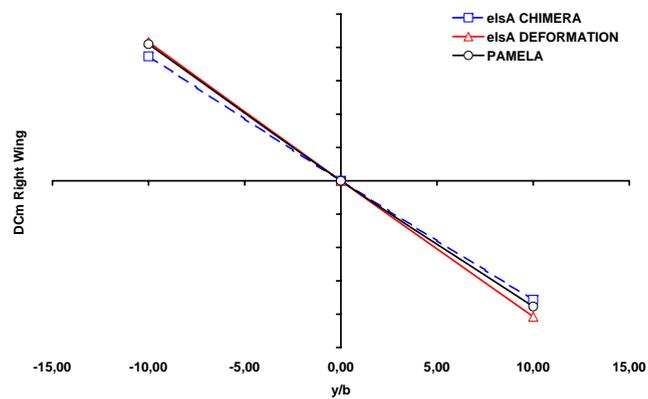
FIG. 8.14 – Répartitions en envergure des charges en portance (a) et en tangage (b) des spoilers selon leur braquage, pour des calculs PAMELA et elsA Chimère, $M = 0.2$



(a)

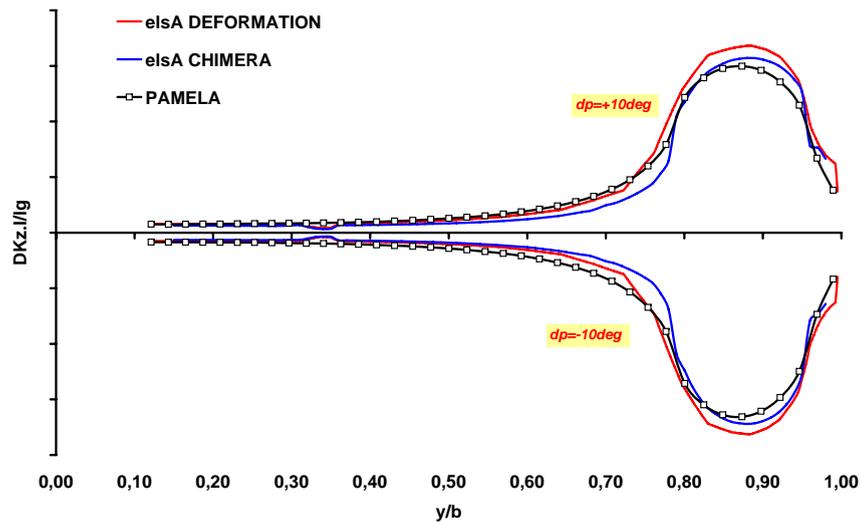


(b)

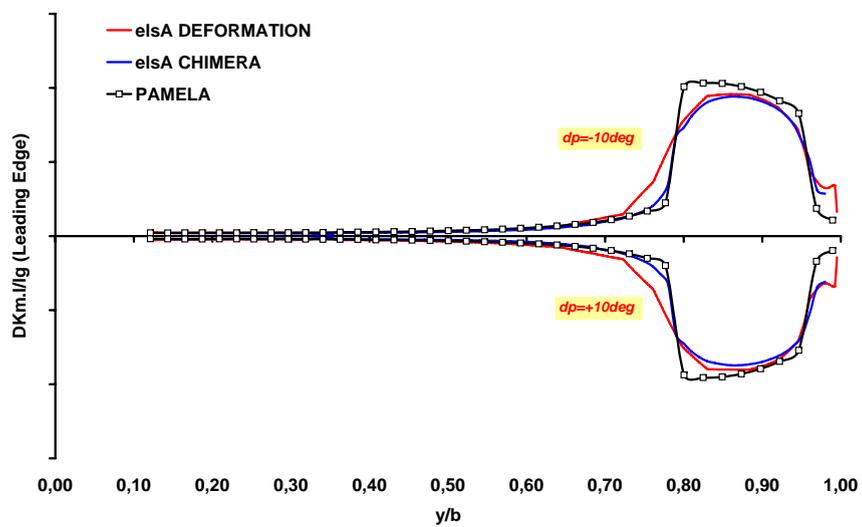


(c)

FIG. 8.15 – Efficacités en portance (a), en roulis (b) et en tangage (c) des ailerons selon leur braquage, pour des calculs PAMELA et elsA Chimère (Chimère/déformation), $M = 0.2$



(a)



(b)

FIG. 8.16 – Répartitions en envergure des charges en portance (a) et en tangage (b) des ailerons selon leur braquage, pour des calculs PAMELA et elsA (Chimère/déformation), $M = 0.2$

Chapitre 9

Application de PAMELA dans le projet WIMMO

Le dimensionnement préliminaire des surfaces de contrôle de la voilure était jusqu'alors systématiquement effectué en ne considérant que des critères QDV. Certes, les ailerons et les spoilers sont nécessaires pour assurer la manœuvrabilité en roulis de l'avion dans tout son domaine de vol, mais ces surfaces sont également utilisées pour assurer d'autres fonctions spécifiques, comme l'allègement des charges voilure en manœuvre et en rafale (MLA et GLA), la descente d'urgence, ou même des approches à forte pente¹. Le dimensionnement et l'optimisation des surfaces de contrôle devrait se faire idéalement en confrontant les critères des différents métiers impliqués, et ce dès les premières phases du cycle de conception. Pour cela, les clients du département d'Aérodynamique (Charges, Masses, Performances et Systèmes/Qualités de Vol principalement) ont besoin de Données Aérodynamiques préliminaires aussi fiables que possible sans lesquelles ils ne peuvent évaluer le potentiel de ces surfaces. Dans ce cadre, le projet WIMMO² (interne à Airbus), a été lancé en 2007 et vise à permettre une optimisation multidisciplinaire des surfaces de contrôle, pour permettre des gains de masse et de performances substantiels.

Dans ce chapitre, la chaîne de calcul qui a été développée autour de PAMELA est présentée, afin de fournir des Données Aérodynamiques exploitables par les différents acteurs de WIMMO. Ces données devant permettre de vérifier des critères de dimensionnement qui couvrent tout le domaine de vol, le champ d'application de PAMELA a donc dû être étendu en ayant recours à la modélisation aérodynamique. Le projet WIMMO s'achevant en 2009, un seul cas test de faisabilité a été effectué : l'aileron classique d'un A320 est transformé en deux ailerons distincts, mus par quatre petits vérins au lieu de deux gros. L'objectif est de réduire significativement la masse de l'appareil.

9.1 Le projet WIMMO

9.1.1 Présentation générale

Dans la vision du projet WIMMO, le dimensionnement des surfaces de contrôle doit s'effectuer en prenant en compte l'ensemble de leurs fonctions, relatives aux qualités de vol, aux charges ou encore aux performances. Ces fonctions ont été décrites dans le chapitre 1. Comme évoqué déjà plusieurs fois, les surfaces de contrôle de la voilure sont initialement dimensionnées en ne considérant que des critères QDV. On vérifie plus tard dans le développement que les critères et objectifs propres aux charges et aux performances sont vérifiés. Ce type de processus dépend principalement d'une plus grande difficulté à évaluer rapidement et tôt dans le processus de développement l'efficacité des

¹Steep Approach, certifié sur A318

²Wing Moveables Multi-functional Optimisation

ailerons et des spoilers pour les charges et pour les performances que pour les QDV.

Finalement, afin d'assurer un dimensionnement suffisant pour des composantes aussi critiques de l'appareil, des facteurs de sécurité sont pris. La conséquence, outre l'accroissement direct de la masse avion du fait de surfaces plus volumineuses est la nécessité d'utiliser des actionneurs plus puissants, donc plus lourds. La masse de l'avion est donc inutilement augmentée, résultant en un avion moins compétitif.

Dans le projet WIMMO, les différents métiers doivent travailler très tôt ensemble, afin de proposer des concepts de surfaces de contrôle répondant aux critères de chacun. Au bout de plusieurs itérations, la configuration de l'avion converge vers des surfaces globalement optimales pour l'avion. **L'objectif fixé est d'effectuer une boucle complète, du concept jusqu'aux estimations de masse et de coût en deux semaines.**

Du fait de ce délai très court, on ne cherchera pas à faire une évaluation complète et extrêmement précise des efficacités des ailerons et des spoilers, mais plutôt à fournir des estimations raisonnables, avec une incertitude maîtrisée.

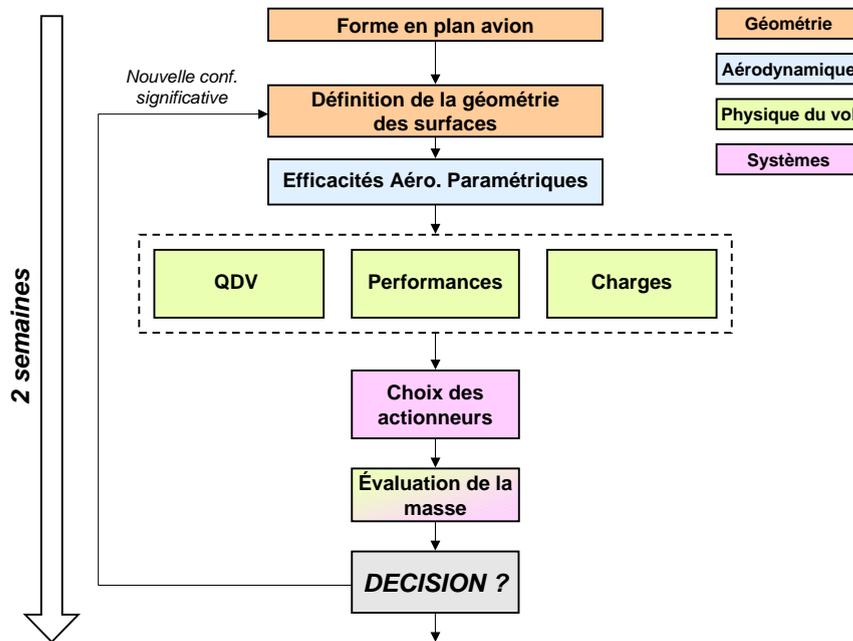


FIG. 9.1 – Processus simplifié du projet WIMMO

La fig. 9.1 représente une vision simplifiée du processus WIMMO. Sur un avion donné, à partir d'un concept géométrique des surfaces de contrôle choisi, on vient calculer les efficacités aérodynamiques en fonction des principaux paramètres que sont :

- Nombre de Mach,
- Incidence,
- Pression dynamique (souplesse),
- Effets sur la géométrie de la surface (corde, position de la charnière, position sur la voilure...)

Ces efficacités, qui constituent les Données Aérodynamiques préliminaires, sont fournies aux trois métiers de la Physique du Vol impliqués. Ils contrôlent en parallèle que les surfaces vérifient

leurs critères et objectifs de dimensionnement respectifs, pour tous les effets géométriques. Dès lors, les Systèmes peuvent procéder au choix des actionneurs adéquats (technologie, quantité et encombrement). Enfin, la masse de l'ensemble est estimée. Si aucune solution dans l'ensemble des effets paramétriques ne permet de vérifier les critères de dimensionnement, ou si le gain de masse est jugé insuffisant, une nouvelle boucle est lancée avec un concept de surface différent.

Cette méthode de travail est novatrice car une boucle itérative **complète** doit être réalisée en deux semaines. À terme, la convergence vers une solution proche de la solution finale devrait se faire rapidement, et avec des gains de masse potentiellement intéressants.

9.1.2 Importance de l'aérodynamique dans le processus

La fig. 9.1 montre que les Données Aérodynamiques se situent au début du cycle, et les trois métiers de la Physique du Vol que sont les QDV, les Charges et les Performances s'appuient uniquement sur ces valeurs pour faire l'évaluation des concepts de surfaces. La qualité des données qui seront fournies constitue donc le cœur du problème. La plus grande valeur de ce projet est sa volonté de faire travailler en même temps ces métiers afin que le choix définitif des surfaces se fasse en ayant une vision globale de leur potentiel.

Pour ce faire, du point de vue de l'aérodynamique, il faut être en mesure de répondre à des besoins spécifiques très différents. Cela signifie que les outils qui seront mis en œuvre devront être capables de fournir des évaluations dans la totalité des cas de vol demandés par les clients, en prenant naturellement en considération les différents effets aérodynamiques qui y influencent l'efficacité des surfaces.

9.1.3 Cas de démonstration

Dans le projet WIMMO, toutes les surfaces de contrôle de la voilure (classiques et novatrices) sont censées pouvoir être évaluées rapidement. Pour l'aérodynamicien, ce type d'étude est loin d'être trivial, et demande de mettre en place un certain nombre d'outils permettant de répondre au mieux aux demandes des différents clients.

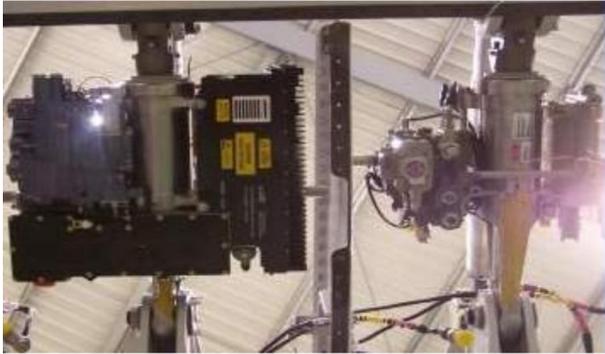
Ne pouvant dans un temps raisonnable développer, valider et déployer tous les outils permettant cette capacité, le choix a alors été fait de ne se concentrer que sur un cas relativement simple mais néanmoins prometteur.

L'A320 ne possède qu'un simple aileron de bout de voilure. Sur des avions de plus grande capacité, cet aileron est divisé en deux voire trois sous-ailerons. On parle alors de *split aileron*. Sur les longs-courriers du type A340 ou A380, les split-ailerons sont conseillés notamment parce que les actionneurs nécessaires pour déplacer une unique surface non divisée seraient bien trop volumineux et lourds. Mieux vaut donc disposer de plusieurs petits actionneurs que d'un unique. De plus, à cause de l'importante envergure des gouvernes sur ces avions, leur déformation par effet souplesse peut devenir problématique et l'on est contraint de les diviser. Ceci explique pourquoi la gouverne de direction de l'A380 est divisée en deux sous-surfaces.

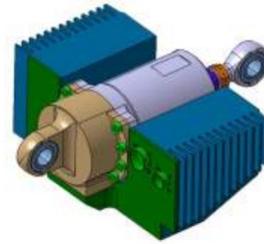
Sur les avions actuels, des actionneurs standards (servocommandes et/ou EHA³, voir la fig. 9.2-a) contrôlent les gouvernes, nécessitant une combinaison des énergies hydraulique et électrique. De nouveaux actionneurs, les EMA⁴ (fig. 9.2-b) ne fonctionnant qu'à l'énergie électrique sont potentiellement plus petits et légers que les servocommandes et les EHA. Néanmoins, fonctionnant avec une vis sans fin et un jeu d'engrenages, en cas de panne, ils se bloquent dans leur position courante, ce qui peut être critique pour la sécurité de l'avion. Sur A320, un aileron unique muni d'EMA est

³Electro-Hydraulic Actuator

⁴Electro-Mechanical Actuator



(a)



(b)

FIG. 9.2 – (a) EHA et servocommande de l'A380, (b) Exemple d'EMA

donc à proscrire formellement. En revanche, compte tenu du gain de masse non négligeable que l'on observe en utilisant des EMA, utiliser conjointement un split aileron et des EMA (seuls ou combinés à des EHA) pourrait être avantageux.

Le cas de démonstration de WIMMO va donc consister à étudier un A320 muni d'un split aileron et de la meilleure configuration d'actionneurs, comprenant notamment des EMA. Afin de déterminer la meilleure géométrie des ailerons respectant les critères fixés, cette étude sera basée sur l'analyse d'effets paramétriques sur leur géométrie.

Dans ce chapitre du mémoire, seule la partie aérodynamique sera abordée. Les paragraphes qui suivent doivent donc :

- Préciser les différents critères de dimensionnement à étudier, et ce qu'ils signifient sur les effets aérodynamiques à considérer,
- Présenter les outils et méthodologies (largement basés sur PAMELA) développés à l'occasion de ce projet afin de fournir les Données Aérodynamiques requises pour évaluer ces critères.

9.2 Critères de dimensionnement des ailerons

Si les principaux critères de dimensionnement des surfaces à étudier sont donnés dans le chapitre 1, ils sont difficilement exploitables tels quels pour un aérodynamicien. Les trois métiers clients de l'aérodynamique ont donc été invités à exprimer leurs besoins en termes de conditions de vol, d'attitudes de l'avion, et de coefficients aérodynamiques à caractériser :

- Configuration avion (croisière ou hypersustentée),
- Nombre de Mach,
- Incidence,
- Braquage,
- Efficacité à iso- α ou iso- C_z ,
- Equilibrage longitudinal de l'avion ?
- Position du centre de poussée,
- ...

9.2.1 Critères pour Qualités de Vol

Les QDV s'intéressent principalement ou presque à la manœuvrabilité en roulis des ailerons de l'appareil. Selon le paragraphe 1.3, deux cas se détachent : la basse vitesse et la grande vitesse. Les cas à étudier se résument au tableau suivant :

Mach	$M \leq 0.20$	$M = 0.80$
Incidences	$0^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$	$0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$
Braquage	$\delta p = -25^\circ, 0^\circ \text{ et } 25^\circ$	idem
Données fournies	$\Delta Cl, \Delta Cz$ et ΔCm à iso- α de la demi-voilure	idem
Equilibrage longi.	Non	Non

TAB. 9.1 – Cas à étudier pour les QDV

A basse vitesse, il faut réaliser les études en configuration croisière mais aussi dans différentes configurations hypersustentées (décollage et atterrissage). Les cas de panne moteur abordé dans le paragraphe 1.3 ne sont pas pris en compte pour l'étude aérodynamique.

9.2.2 Critères pour Charges

L'étude des Charges se concentre uniquement sur les cas à grande vitesse (Mach de croisière seulement ici, mais des Mach plus importants doivent être étudiés à terme), pour la MLA ou la GLA. Il n'existe aucun critère quantitatif à atteindre, et l'objectif est simplement de montrer que dans les cas les plus critiques, les surfaces de contrôle peuvent suffisamment réduire les moments d'encastrement à l'emplanture de la voilure pour rester suffisamment loin des charges limites. Pour supporter des charges plus importantes, la voilure peut alors être allégée. Au premier ordre, ce déplacement se quantifie grâce au *centre de poussée*, noté CoP. Il s'agit du point d'application de la résultante des efforts aérodynamiques sur la voilure afin de créer le moment de roulis correspondant. Cette grandeur intégrale peut s'exprimer simplement en fonction des coefficients de portance et de roulis d'une demi-voilure :

$$\eta_{\text{CoP}} = \frac{Cl}{Cz} \cdot \frac{CMA}{b} \quad (9.1)$$

Rigoureusement, le seul CoP ne permet pas de faire des évaluations précises des surfaces de contrôle. Il faudrait dans l'idéal, fournir directement la répartition de charges en portance et en moment de tangage sur la voilure. Cela devrait être effectué ultérieurement, mais seule l'évolution du CoP a été fournie à ce stade.

Mach	$M = 0.80$
Incidences	$0^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$
Braquage	$\delta p = -15^\circ$
Donnée fournie	CoP de la demi-voilure
Equilibrage longi.	Non

TAB. 9.2 – Cas à étudier pour les Charges

9.2.3 Critères pour Performances

L'étude des performances d'un avion concerne spécifiquement les aspects liés à sa sécurité. Concernant les surfaces de contrôle, à grande vitesse, cela correspond surtout à la descente d'urgence et aux cas de panne les plus pénalisants. A basse vitesse, les Performances se concentrent sur la fonction *lift dumper* (déporteur) des gouvernes à l'atterrissage. La traînée et la finesse sont les principaux termes regardés dans cette discipline. A noter que le département Performances Avion,

contrairement aux autres départements impliqués, nécessite des efficacités à iso- Cz (pour les cas de panne), en plus des traditionnelles efficacités à iso- α (pour la descente d'urgence ici). En outre, l'avion doit être systématiquement équilibré longitudinalement et latéralement. L'effet de sol étant bien trop délicat à modéliser correctement, et dans un souci de gain de temps, nous nous sommes concentrés uniquement sur les cas à grande vitesse, soit $M = 0.80$.

Mach	$M = 0.80$
Incidences	-
Braquage	$\delta p = \pm 25^\circ$
Données fournies	Cas de panne : ΔCx à iso- $Cz=0.45$ Descente d'urgence : Finesse à iso- $\alpha = 1^\circ$
Equilibrage longi.	Oui

TAB. 9.3 – Cas à étudier pour les Performances

9.3 Contraintes de modélisation

9.3.1 Difficultés des cas demandés

Il est extrêmement important de noter que les différents cas demandés par les clients correspondent à des conditions parmi les plus complexes pour un aérodynamicien. Il va falloir être en mesure de fournir des Données Aérodynamiques à basse vitesse, quelle que soit la configuration avion (hypersustentée et croisière), à grand braquage de gouverne, mais aussi à grande vitesse, dans le domaine transsonique. De plus, la nécessité de fournir des données équilibrées pour les Performances oblige rigoureusement à prendre en considération l'impact des surfaces sur le HTP au travers de la déflexion.

Les clients ont besoin des données les plus fiables possibles, ce qui force à prendre en compte les principaux phénomènes physiques (non-linéarités en braquage, effet souplesse de la voilure, effet Mach et effet de sol pour l'atterrissage). Ces effets sont bien entendu particulièrement délicats à modéliser correctement et nécessiteraient individuellement des études complètes. Qui plus est, aucun outil ne permet de fournir des données précises dans ces conditions suffisamment rapidement pour répondre aux exigences du projet.

Comme ces données concernent des configurations novatrices et seront exploitées par tous les métiers simultanément, l'emploi des seules Méthodes Semi-Empiriques est à proscrire. En effet, les charges auront besoin à terme de la répartition d'efforts sur la voilure, et pas uniquement du CoP, bien trop restrictif. Dès lors, il faut utiliser un outil compatible avec les approches QDV et Charges, assez rapide et bien entendu précis. PAMELA est le meilleur outil actuel répondant à ces critères.

Cependant, en étant basé sur la théorie de la ligne portante, PAMELA reste limité au domaine subsonique. Les effets de compressibilité sur les efficacités ne peuvent être modélisés avec cette approche, pas plus que la souplesse de la voilure ou encore l'effet de sol. De plus, aucune non-linéarité ne saurait être calculée assez précisément, avec ou sans surfaces de contrôle braquées. **On limitera alors l'utilisation de PAMELA au domaine subsonique incompressible, à faibles incidences ($-2^\circ \leq \alpha \leq 2^\circ$) et aux faibles braquages des ailerons ($-10^\circ \leq \delta p \leq 10^\circ$).**

Afin d'étendre PAMELA à l'ensemble du domaine de vol, et pour pouvoir calculer les efficacités des split ailerons en fonction de tous les effets demandés, des modèles permettant "l'extrapolation" des résultats de PAMELA ont été développés. Ces modèles utilisent fortement les Données Aérodynamiques de l'A320 pour permettre une extrapolation fondée.

9.3.2 Stratégie de modélisation retenue

Les contraintes retenues pour la première étape de WIMMO que constitue ce cas de démonstration sont récapitulées dans la description suivante :

Type d'aileron : classique ou split aileron.

Effets géométriques : l'impact de modifications de la géométrie des ailerons sur leur efficacité doit pouvoir être estimée. Les principaux paramètres géométriques sont pris en compte : positions interne et externe de l'aileron (η_{int} et η_{ext}), position du split (η_{split}), position relative de la charnière sur la corde du profil (x/c) et braquages des ailerons internes et externes (δp_{int} et δp_{ext}).

Effets aérodynamiques : l'intégralité des Mach et incidences du domaine de vol doit être supportée, impliquant le calcul des non-linéarités en braquage, et des effets souplesse.

Rapidité et automatisation : à partir d'une forme géométrique et connaissant les différents effets géométriques, l'obtention des efficacités finales pour tous les cas doit être autant que possible automatisée et rapide.

Le projet WIMMO n'étant pas terminé, tous les outils et méthodologies nécessaires aux études n'ont pas été mis en place. Certaines priorités ont donc dû être fixées et la capacité d'étude a été volontairement limitée dans un premier temps. Les développements se poursuivent cependant et ils viendront compléter les réalisations disponibles au fur et à mesure. Seule la configuration croisière a ainsi été traitée, et ce même à basse vitesse. L'effet de sol, fortement dépendant de la configuration de l'avion n'a donc pas été considéré. Les spoilers sont également supposés d'efficacité connue et préalablement déterminée : dans ce démonstrateur seuls les ailerons doivent être optimisés.

Les moments de charnières étant connus sur l'aileron d'origine, afin d'obtenir rapidement des valeurs exploitables pour dimensionner les actionneurs du split aileron, l'hypothèse simplificatrice de leur proportionnalité à la surface de la gouverne a été faite. Cette hypothèse, même très approchée, peut très bien se justifier pour une modification de l'envergure (interne ou externe) de l'aileron, en conservant la même position de la charnière sur la corde du profil : compte tenu du faible effet d'envergure sur les pressions de l'aileron. En revanche, modifier la corde modifie la circulation du profil dans toute son envergure, donc les pressions intrados et extrados, et par conséquent les moments de charnières. **En cas de modification de la position de la charnière sur la corde, la valeur du moment de charnière calculée avec cette méthode sera potentiellement fausse.**

Afin de répondre aux besoins des clients et prenant en compte les contraintes précédentes, une chaîne de calcul complète nommée PAMELA_PARAM, a été développée suivant le principe de la fig. 9.3.

9.4 Module d'effets paramétriques de la chaîne PAMELA_PARAM

Le premier module vient calculer les efficacités à faibles Mach, braquages et incidences pour tous les effets géométriques, en négligeant les effets de la souplesse. Une interface Python a été développée afin d'automatiser la génération, le lancement et le post-traitement des calculs PAMELA pour obtenir les efficacités des ailerons en fonction de tous ces effets paramétriques. A l'issue de cette première étape, dont l'objectif est de fournir les données de base sur lesquelles des modèles d'extrapolation seront appliqués, on obtient les données nécessaires au calcul des gradients.

Les effets de position en envergure sont très facilement pris en charge dans PAMELA en modifiant les positions en envergure entre lesquelles s'appliquent les polaires 2D. Par exemple, si l'on

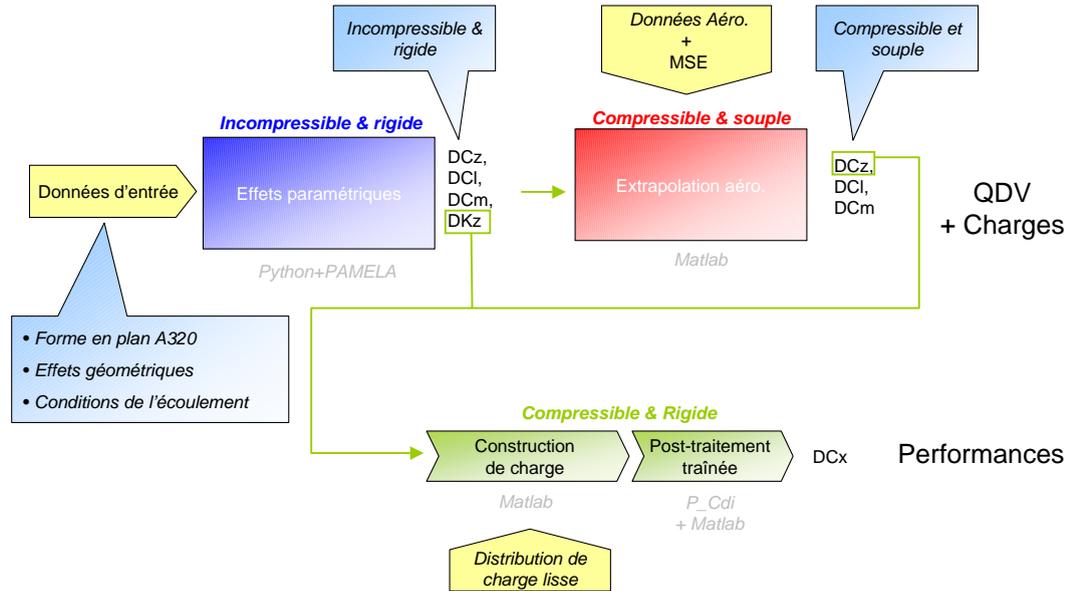


FIG. 9.3 – Chaîne de calcul PAMELA_PARAM

dispose d'un aileron positionné entre $\eta = 75\%$ et $\eta = 95\%$, la polaire 2D de l'aileron doit s'appliquer dans PAMELA entre 75% et 95% de l'envergure. En dehors de cet intervalle, les polaires classiques de la voilure sont utilisées. Pour allonger cet aileron en le positionnant en interne à $\eta = 70\%$ dorénavant, il suffit très simplement d'appliquer la polaire 2D de l'aileron à partir de cette même position en envergure.

En revanche, la modification de la position de la charnière de l'aileron se fait uniquement au travers des polaires 2D. Les polaires correspondant à l'aileron braqué doivent donc être calculées pour différentes positions possibles de la charnière. De même, l'effet de braquage est pris en charge en appliquant une polaire 2D du profil avec l'aileron braqué à la valeur souhaitée. Une base de données de polaires 2D a été calculées avec la chaîne Tau2D, sur des profils avec aileron ayant les caractéristiques suivantes :

$$\begin{aligned} \delta p_{lin} &= -10^\circ, 0^\circ \text{ et } 10^\circ \\ x/c &= 70\%, 72\%, 74\%, 76\%, 78\%, \text{ et } 80\% \end{aligned}$$

Afin de calculer tous les effets géométriques requis, le module se charge de sélectionner la polaire 2D aileron braqué adéquate (x/c et δp_{lin}), puis de la positionner correctement en envergure, selon que l'on a un aileron classique (une seule polaire aileron utilisée à δp_{lin}) ou un split aileron (deux polaires sont nécessaires, pour l'aileron interne à δp_{lin}^{int} et pour l'aileron externe à δp_{lin}^{ext}). Finalement, les paramètres supportés par ce module d'effets géométriques sont les suivants :

- Position en envergure du côté interne de l'aileron η_{int} ,

- Position en envergure du côté externe de l'aileron η_{ext} ,
- Position (éventuelle) en envergure de la séparation entre les deux ailerons η_{split} ,
- Position en corde de la charnière de l'aileron x/c ,
- Braquage δp_{lin} (δp_{lin}^{int} et δp_{lin}^{ext} pour les split ailerons),
- Incidence α (pour calculer le gradient $\partial Cj/\partial\alpha$).

Ce module renvoie les efficacités globales des ailerons (ΔCz , ΔCl et ΔCm) ainsi que la variation de portance locale ΔKz . Ce dernier terme sera utilisé pour calculer la variation de traînée induite due au braquage des ailerons. Il est important d'insister sur le fait que les données calculées représentent uniquement des cas à faibles braquages (-10° et 10°), à faibles Mach et incidences, sur une voilure en vol, mais rigide lors du braquage des ailerons. PAMELA n'est pas en mesure de calculer correctement les non-linéarités liées à ces paramètres. Le module d'effets paramétriques fournit les coefficients $[\Delta Cj(\delta p_{lin}, \alpha)]_{\text{incomp}}$ avec $j = (z, l, m)$ utilisés dans le module suivant d'extrapolation.

9.5 Module d'extrapolation aérodynamique pour QDV et Charges

L'extrapolation aérodynamique pour prendre en compte les différents effets est réalisée grâce à un module spécifique, codé sous Matlab. L'objectif de ce module est de calculer des données pour les QDV (sous la forme des efficacités ΔCz , ΔCl et ΔCm) et pour les Charges (sous la forme du CoP).

L'exercice consiste donc à étendre à tout le domaine de vol les résultats de PAMELA, obtenus à faibles incidences, braquages, et Mach. De plus, cette extrapolation doit supporter l'aileron splitté et les interactions entre ses parties interne et externe.

9.5.1 Calculs des gradients

Dans cette section, les modèles qui constituent la base des outils développés pour WIMMO sont présentés. En choisissant de se baser sur PAMELA pour fournir les données aux différents clients, seuls des cas très limités en applications peuvent être calculés : faibles Mach, incidences et braquages. PAMELA permet néanmoins de calculer les gradients en incidence et en braquage : cela constitue la base du modèle d'extrapolation. Dans ce chapitre, les efficacités des ailerons sont toujours modélisées en fonction de l'incidence de façon similaire aux Données Aérodynamiques. Pour $j = (z, l, m)$:

$$\Delta Cj(\delta p, \alpha) = \Delta Cj(\delta p, \alpha = 0^\circ) + \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha}(\delta p) \cdot \alpha \quad (9.2)$$

En linéarisant en braquage δp , ce modèle devient :

$$\begin{aligned} \Delta Cj(\delta p, \alpha) &= \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \delta p}(\alpha = 0^\circ) \cdot \delta p + \frac{\partial^2 \Delta Cj}{\partial \delta p \partial \alpha} \cdot \alpha \cdot \delta p \\ &= \frac{\partial}{\partial \delta p} \left[\Delta Cj(\alpha = 0^\circ) + \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha} \cdot \alpha \right] \cdot \delta p \end{aligned}$$

Gradient en incidence

Il est très rapide de faire un balayage en incidence avec PAMELA. En calculant les efficacités $[\Delta Cj(\delta p_{lin}, \alpha)]_{\text{incomp}}$ pour $\alpha = 0^\circ$ et 2° (par exemple), le gradient en incidence des efficacités $\left[\frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha}(\delta p_{lin}) \right]_{\text{incomp}}$ est facilement calculable :

$$\left[\frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha}(\delta p_{lin}) \right]_{\text{incomp}} = \frac{[\Delta Cj(\delta p_{lin}, \alpha = 2^\circ)]_{\text{incomp}} - [\Delta Cj(\delta p_{lin}, \alpha = 0^\circ)]_{\text{incomp}}}{2} \quad (9.3)$$

Gradient en braquage

De la même façon, le gradient en braquage $\left[\frac{\partial \Delta C_j}{\partial \delta p}(\alpha)\right]_{\text{incomp}}$ peut être calculé à partir des calculs à un braquage $\delta p_{lin} = 10^\circ$ (on rappelle que l'efficacité des ailerons à $\delta p = 0^\circ$ est nulle) :

$$\left[\frac{\partial \Delta C_j}{\partial \delta p}(\alpha)\right]_{\text{incomp}} = \frac{[\Delta C_j(\delta p_{lin}, \alpha)]_{\text{incomp}}}{\delta p_{lin}}$$

9.5.2 Modélisation des non-linéarités en braquage

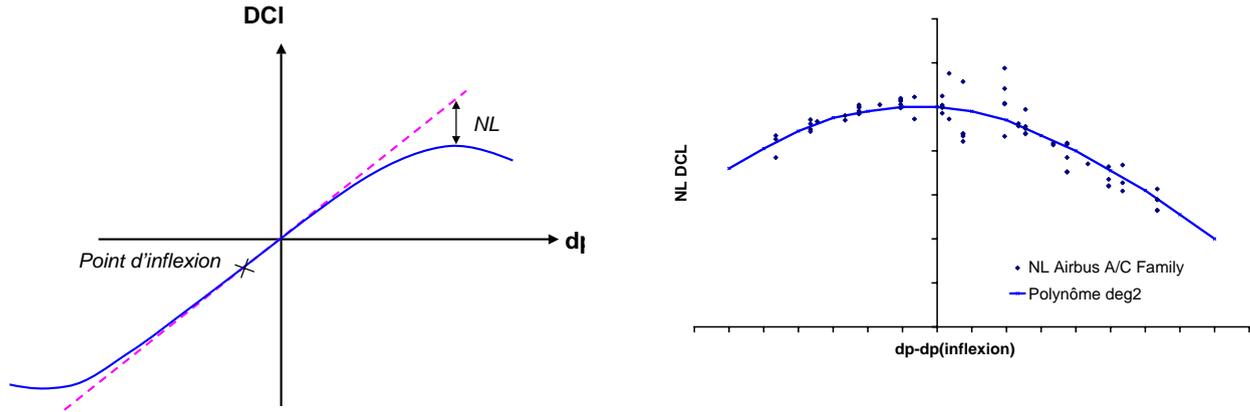


FIG. 9.4 – Non-linéarités liées au braquage de l'aileron en ΔCl selon la modélisation proposée par Coudray (2005)

La fig. 9.4 (reprise du chapitre 2) montre que l'efficacité des ailerons est linéaire à faible braquage, et que les non-linéarités en braquage $\eta_{\delta p}$ varient selon une parabole qui dépend peu de l'avion. Cette remarque signifie donc que cette atténuation pourra être appliquée pour toutes les géométries calculées. A noter que la parabole n'est pas centrée autour du braquage nul, mais autour d'un braquage négatif connu $\delta p_{inflexion}$.

$$[\Delta C_j(\delta p, \alpha)]_{\text{incomp}} = \eta_{\delta p}(\delta p - \delta p_{inflexion}) \cdot \left[\frac{\partial \Delta C_j}{\partial \delta p}(\alpha)\right]_{\text{incomp}} \cdot \delta p$$

L'efficacité non-linéaire en braquage s'exprime finalement par :

$$[\Delta C_j(\delta p, \alpha)]_{\text{incomp}} = \eta_{\delta p}(\delta p - \delta p_{inflexion}) \cdot [\Delta C_j(\delta p_{lin}, \alpha)]_{\text{incomp}} \cdot \frac{\delta p}{\delta p_{lin}} \quad (9.4)$$

9.5.3 Modélisation de l'effet Mach

L'effet Mach étant complexe et sachant qu'aucune MSE ne permet de le prévoir précisément, les Données Aérodynamiques de l'A320 vont être directement utilisées. Dans celles-ci, les efficacités de l'aileron classique sont tabulées pour tous les Mach. En supposant que l'effet Mach sur l'efficacité d'un aileron dépend peu de sa géométrie, l'objectif est de l'isoler puis de l'appliquer directement sur les efficacités incompressibles de PAMELA.

Le coefficient de compressibilité η_M s'exprime en fonction des efficacités provenant des Données Aérodynamiques $[\Delta Cj(M, \delta p, \alpha)]_{\text{comp}}^{\text{DA}}$ et $[\Delta Cj(\delta p, \alpha)]_{\text{incomp}}^{\text{DA}}$ par :

$$\eta_M(M, \delta p, \alpha) = \frac{[\Delta Cj(M, \delta p, \alpha)]_{\text{comp}}^{\text{DA}}}{[\Delta Cj(\delta p, \alpha)]_{\text{incomp}}^{\text{DA}}}$$

L'efficacité compressible de l'aileron $[\Delta Cj(M, \delta p, \alpha)]_{\text{comp}}$ s'exprime selon :

$$[\Delta Cj(M, \delta p, \alpha)]_{\text{comp}} = [\Delta Cj(\delta p, \alpha)]_{\text{incomp}} \cdot \eta_M(M, \delta p, \alpha) \quad (9.5)$$

9.5.4 Modélisation de l'effet souplesse

Cet effet est également complexe car il requiert la connaissance du champ aérodynamique s'appliquant sur la voilure ainsi que les caractéristiques structurales de cette dernière. Etant tabulé dans les Données Aérodynamiques pour QDV de l'A320 pour l'aileron actuel, ces données ont été utilisées pour avoir un ordre de grandeur du coefficient à appliquer à un split aileron. Cet effet est donné comme un coefficient d'atténuation $[\eta(P_{dyn})]_{\text{DA}}$ fonction de la pression dynamique P_{dyn} s'appliquant à l'efficacité des ailerons. **Il est important de préciser que dans l'esprit des Données Aérodynamiques, calculer cette atténuation à $P_{dyn} = 0$ signifie négliger l'impact de la souplesse de la voilure sur l'efficacité des ailerons**⁵.

Sachant que les données provenant de PAMELA sont calculées sans prendre en compte les effets de la souplesse voilure (ce qui correspond donc à $P_{dyn} = 0$ dans les Données Aérodynamiques), le coefficient de souplesse $\eta_{\text{flex}}(P_{dyn})$ à appliquer aux résultats de PAMELA est simplement repris des Données Aérodynamiques :

$$\eta_{\text{flex}}(P_{dyn}) = [\eta(P_{dyn})]_{\text{DA}} \quad (9.6)$$

9.5.5 Modèle global d'un aileron classique

A partir des modèles détaillés dans les équations 9.2 à 9.6, les efficacités en portance, moment de roulis et moment de tangage extrapolées à partir de calculs incompressibles à faibles braquages, s'écrivent, pour $j = (z, l, m)$:

$$\forall(M, \delta p, \alpha, P_{dyn})$$

$$[\Delta Cj(M, \delta p, \alpha, P_{dyn})]_{\text{comp}} = \left[\Delta Cj(\delta p_{lin}, \alpha = 0) + \frac{\partial \Delta Cj}{\partial \alpha}(\delta p_{lin}) \cdot \alpha \right]_{\text{incomp}} \cdot \eta_M(M, \delta p, \alpha) \cdot \eta_{\delta p}(\delta p - \delta p_{\text{inflexion}}) \cdot \eta_{\text{flex}}(P_{dyn}) \cdot \frac{\delta p}{\delta p_{lin}} \quad (9.7)$$

Les coefficients utilisés pour modéliser les effets Mach, souplesse et les non-linéarités en braquage dépendent bien entendu fortement du coefficient considéré (portance, moment de roulis ou moment de tangage), ainsi que de la configuration de l'appareil (croisière ou hypersustentée).

9.5.6 Modélisation des interactions entre les ailerons interne et externe

Dans le cas d'un split aileron, les ailerons internes et externes peuvent bien entendu être braqués à des valeurs différentes. Dans ce cas de figure, les interactions entre les deux surfaces affecteront l'efficacité globale.

Rigoureusement, il y a autant de facteurs d'interaction que d'incidences, de Mach, de configuration géométrique et de combinaisons de braquages. Pour simplifier, ces facteurs sont classiquement supposés dans les Données Aérodynamiques indépendants de l'incidence et du Mach. Ils ne dépendent

⁵mais en gardant une forme de voilure (dièdre et vrillage) adaptée au vol

alors que des valeurs des braquages des ailerons.

On définit alors le coefficient d'interaction $k_j(\delta p_{int}, \delta p_{ext})$, pour $j = (z, l, m)$ par :

$$k_j(\delta p_{int}, \delta p_{ext}) = \left[\frac{\Delta C_j(\delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha = 0^\circ)}{\Delta C_j(\delta p_{int}, \delta p_{ext} = 0^\circ, \alpha = 0^\circ) + \Delta C_j(\delta p_{int} = 0^\circ, \delta p_{ext}, \alpha = 0^\circ)} \right]_{incomp} \quad (9.8)$$

Pour le calculer, il faudra être en mesure de distinguer les braquages positifs et négatifs des ailerons interne et externe. Dans PAMELA, seuls des cas à $\delta p_{lin} = 0^\circ$ et 10° devaient être calculés jusqu'à présent : il faudra dans le cas du split aileron ajouter le braquage $\delta p_{lin} = -10^\circ$ afin de calculer les coefficients d'interactions.

Pour une géométrie d'aileron donnée, on calculera donc neuf coefficients d'interaction $k_j(\delta p_{lin}^{int}, \delta p_{lin}^{ext})$ correspondants aux neuf combinaisons de braquages des ailerons internes et externes (tab.9.4), selon le signe des braquages δp_{lin}^{int} et δp_{lin}^{ext} . Les cas de braquages internes ou externes nuls permettent de se ramener à seulement quatre termes d'interactions à calculer.

	$\delta p_{lin}^{ext} < 0^\circ$	$\delta p_{lin}^{ext} = 0^\circ$	$\delta p_{lin}^{ext} > 0^\circ$
$\delta p_{lin}^{int} < 0^\circ$	$k_{j,1}$	1	$k_{j,2}$
$\delta p_{lin}^{int} = 0^\circ$	1	1	1
$\delta p_{lin}^{int} > 0^\circ$	$k_{j,3}$	1	$k_{j,4}$

TAB. 9.4 – Matrice des différents coefficients d'interactions calculables, pour $j = (z, l, m)$

Pour les utiliser dans le modèle d'extrapolation, il suffit de choisir le coefficient selon les signes respectifs de δp_{int} et δp_{ext} , valeurs finales souhaitées des braquages des ailerons interne et externe. Pour assurer la continuité de ce coefficient, il sera interpolé pour des braquages compris dans l'intervalle $[-\delta p_{lin}, +\delta p_{lin}]$. En dehors de cet intervalle, on sature la valeur du coefficient k_j (fig. 9.5).

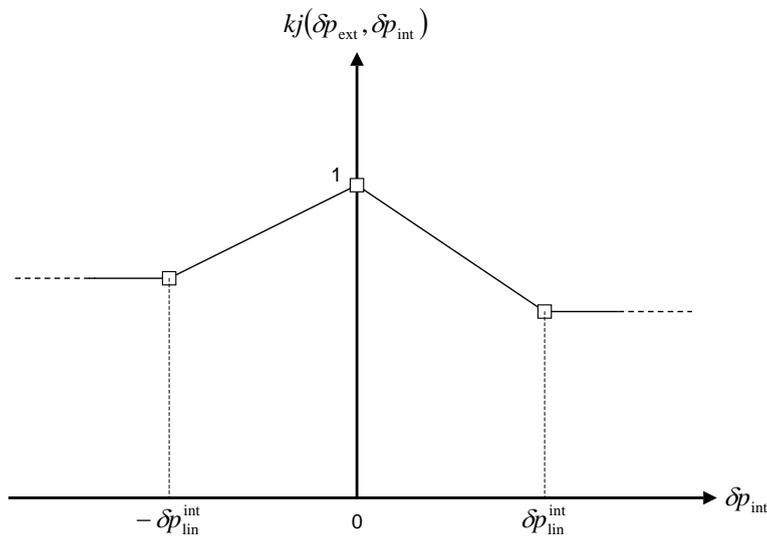


FIG. 9.5 – Evolution du coefficient d'interaction entre les deux ailerons pour $\delta p_{ext} \neq 0^\circ$

9.5.7 Modèle global d'un split aileron

Dans le cas des split aileron, le modèle global est relativement similaire au cas d'un aileron classique, mais en faisant intervenir le facteur d'interaction. Il s'exprime par :

$$\forall(M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn})$$

$$\begin{aligned} \left[\Delta C_j(M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}) \right]_{\text{comp}} &= k_j(\delta p_{int}, \delta p_{ext}) \cdot \left(\left[\Delta C_j(M, \delta p_{int}, \delta p_{ext} = 0^\circ, \alpha, P_{dyn}) \right]_{\text{comp}} \right. \\ &\quad \left. + \left[\Delta C_j(M, \delta p_{int} = 0^\circ, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}) \right]_{\text{comp}} \right) \end{aligned} \quad (9.9)$$

9.6 Calcul des Performances

9.6.1 Nécessité de simplifier le problème

L'étude des performances de l'avion, nécessite principalement de calculer la traînée. Seulement, ce coefficient est particulièrement délicat à évaluer précisément, et seule la traînée induite est en mesure d'être estimée correctement à ce jour avec PAMELA. Le calcul des traînées de frottement et de pression visqueuse n'a pas été validé, et les résultats fournis par PAMELA pour ces grandeurs ne peuvent être exploités de manière fiable. Quant à la traînée de compressibilité, elle est bien entendu négligée dans PAMELA, qui est une méthode incompressible.

Le calcul des efficacités en traînée des surfaces de contrôle pour les Performances est donc une tâche très délicate, car l'outil utilisé pour les évaluations de type QDV et Charges permet de répondre partiellement seulement à ses besoins. Aucune solution complète et fiable n'a malheureusement pu être mise en place dans le délai imparti pour le cas test de WIMMO.

Sur les principaux postes de traînée (induit, pression visqueuse, frottement et compressibilité) seule l'induit pourra être calculé avec les outils disponibles. En outre, la contribution de l'empennage horizontal sera prise en compte.

Les traînées de frottement, de pression visqueuse et de compressibilité ne seront donc pas calculées dans les estimations faites dans le cadre ce cas test de WIMMO, et ce malgré leur importance. Les valeurs qui seront fournies au département Performances Avions seront donc trop faibles.

9.6.2 Modélisation de la traînée

L'efficacité en traînée (iso- $\alpha_{A/C}$ ou iso- $Cz_{A/C}$) se décompose selon :

$$\Delta Cx = \Delta Cx_{\text{Wing}} + \Delta Cx_{\text{HTP}}$$

Dans ce cas de démonstration, seule la traînée induite est prise en compte pour la voilure. En revanche, la traînée de l'empennage calculée à une incidence de l'avion $\alpha_{A/C}$, en ne considérant pas le frottement pour être cohérent avec la voilure, est modélisée en Performances par :

$$\begin{aligned} Cx_{\text{HTP}}(\alpha_{A/C}) &= [Cx_{\text{induced}}^{\text{HTP}}(\alpha_{A/C}) + Cx_{\text{thrust}}^{\text{HTP}}(\alpha_{A/C})] \\ &= \left[\frac{k_H}{\pi \lambda_H} \cdot (Cz_{\text{HTP}}(\alpha_{A/C}) \cdot \frac{S_{\text{ref}}}{S_H} - Cz_{H_0})^2 \cdot \frac{S_H}{S_{\text{ref}}} \right. \\ &\quad \left. + Cz_{\text{HTP}}(\alpha_{A/C}) \cdot \sin \epsilon(\alpha_{A/C}) \right] \end{aligned} \quad (9.10)$$

avec k_H le facteur d'Oswald, λ_H l'allongement du HTP, Cz_{H_0} constante donnée et ϵ l'angle de déflexion de l'écoulement en aval de la voilure vue par l'empennage. Si le terme $Cx_{\text{induced}}^{\text{HTP}}$ qui

représente la contribution de traînée induite de l'empennage est similaire dans son origine à celui de la voilure, en revanche le terme Cx_{thrust}^{HTP} est la contribution à pousser des efforts aérodynamiques de l'empennage, qui apparaît en les projetant dans le repère avion, et donc en faisant intervenir la déflexion ϵ .

Le calcul de ΔCx_{HTP} nécessite donc de connaître la portance de l'empennage avec et sans ailerons braqués, modélisée selon :

$$Cz_{HTP}(\alpha_{A/C}) = Cz_{\alpha}^{HTP} \cdot \left(\alpha_{A/C} - \epsilon(\alpha_{A/C}) + i_H - \alpha_{0H} \right) \cdot \frac{S_H}{S_{ref}}$$

La variation de la déflexion provoquée par le braquage des surfaces doit donc en toute rigueur être prise en compte. Si celle-ci évolue fortement lorsque les spoilers sont braqués, en revanche sa variation est bien plus faible en ne braquant que les ailerons. En effet, dans le chapitre 5 les forts gradients de charges sur la voilure ont été mis en avant pour expliquer l'évolution de la déflexion provoquée par le braquage des spoilers. La proximité du sillage tourbillonnaire des spoilers et de l'empennage tendait à modifier fortement la déflexion. Pour les ailerons, même si la charge évolue de façon significative, à cause de l'éloignement entre leurs tourbillons de sillage et le HTP, la variation de déflexion peut néanmoins être considérée comme négligeable (fig. 9.6). Pour simplifier, la déflexion ϵ est donc supposée indépendante du braquage des ailerons.

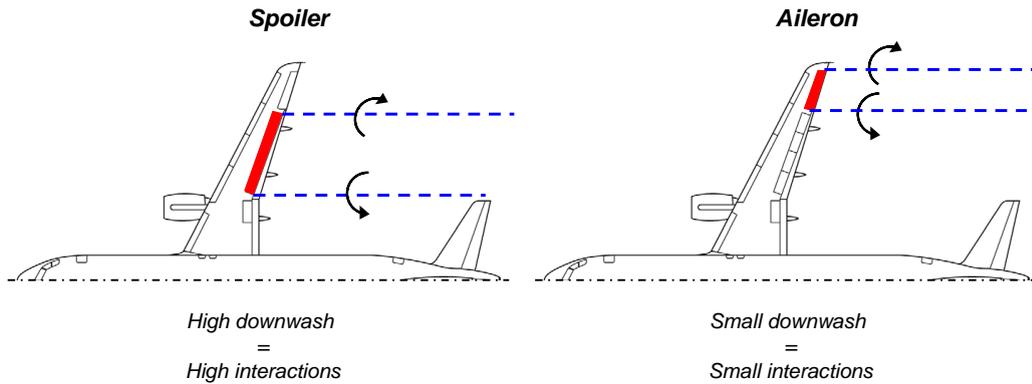


FIG. 9.6 – Rôle de la position du sillage tourbillonnaire des spoilers et des ailerons dans la variation de la déflexion. Le sens de rotations des tourbillons des ailerons est donné pour un cas de braquage négatif (vers le haut)

9.6.3 Calcul de l'équilibrage

Expression de la portance de l'empennage pour équilibrer l'avion en longitudinal

Ce calcul doit être effectué en premier, car il aboutit aux valeurs des incidences auxquelles on travaille (calcul à iso- Cz), et qui permettront de calculer la traînée induite de la voilure correctement. L'objectif est de travailler sur un avion équilibré longitudinalement, c'est à dire que le moment de tangage en son centre de gravité $Cm_{CG}^{A/C}$ est nul. Avec cette supposition, connaissant les caractéristiques aérodynamiques de l'empennage, la portance nécessaire à annuler le moment de tangage et la traînée qui en résulte vont être estimées dans cette section. La portance et le moment de tangage de la voilure en son centre de gravité CG sont supposés connus. On a :

$$Cm_{CG}^{A/C} = Cm_{CG}^{Wing} + Cm_{CG}^{HTP} = 0$$

d'où :

$$Cm_{CG}^{Wing} = -Cm_{CG}^{HTP}$$

en notant Cm_{CG}^{Wing} le moment de tangage de l'avion sans empennage, et Cm_{CG}^{HTP} le moment de tangage de l'empennage horizontal seul, exprimés au centre de gravité de l'avion.

Pour équilibrer l'avion, l'empennage horizontal doit donc créer un effort de portance Cz_{HTP} capable de compenser le moment de la voilure grâce au bras de levier entre le plan et le centre de gravité :

$$Cm_{CG}^{HTP} = -Cz_{HTP} \cdot \frac{L_H}{l_{ref}}$$

où L_H est la distance entre le centre de gravité de l'avion, et le point d'application de la portance de l'empennage horizontal (généralement pris au quart avant de sa propre CMA). On note Cz_{Wing} la portance de l'avion sans empennages, x_{CG} la position du centre de gravité de l'avion sur la CMA de la voilure (exprimée en pourcentage), et $x_{25\%}$ le quart avant de la CMA, pris comme le point de réduction des moments aérodynamiques dans les Données Aérodynamiques par convention. En négligeant l'effet à cabrer des moteurs sur le moment de tangage, on obtient :

$$\begin{aligned} Cz_{HTP} \cdot \frac{L_H}{l_{ref}} &= Cm_{CG}^{Wing} \\ &= Cm_{25\%}^{Wing} + Cz_{Wing} \cdot (x_{CG} - x_{25\%}) \end{aligned}$$

D'où l'expression de la portance de l'empennage nécessaire à l'équilibrage longitudinal de l'avion :

$$Cz_{HTP} = \frac{l_{ref}}{L_H} \cdot [Cm_{Wing,25\%} + Cz_{Wing} \cdot (x_{CG} - x_{25\%})] \quad (9.11)$$

Il sera impératif de prendre en compte cette portance pour calculer l'efficacité des ailerons sur un avion équilibré à iso- Cz avion. Dans ce cas, il faudra rechercher les incidences de la voilure avec et sans ailerons braqués permettant d'atteindre cette portance.

Traînée de l'empennage à iso- $\alpha_{A/C}$

A partir d'une incidence $\alpha_{A/C}$ fixée, on cherche à calculer la portance et la traînée de l'empennage. La polaire de la voilure aileron non-braqué et sans empennage est connue, de même que sa portance et son moment de tangage en fonction de l'incidence. Dès lors, on obtient $Cz_{Wing}(\alpha_{A/C})$ et $Cm_{Wing}(\alpha_{A/C})$ (aileron non-braqué), ainsi que $\Delta Cz(\alpha_{A/C})$ et $\Delta Cm(\alpha_{A/C})$, lorsque l'aileron est braqué en appliquant les modèles précédents.

La condition d'équilibrage de l'équation 9.11 donne les valeurs des portances de l'empennage avec et sans aileron braqué :

$$\left\{ \begin{array}{l} Cz_{HTP}^{clean}(\alpha_{A/C}) = \frac{l_{ref}}{L_H} \cdot [Cm_{Wing,25\%}^{clean}(\alpha_{A/C}) + Cz_{Wing}^{clean}(\alpha_{A/C}) \cdot (x_{CG} - x_{25\%})] \\ Cz_{HTP}^{aileron}(\alpha_{A/C}) = \frac{l_{ref}}{L_H} \cdot \left[\left(Cm_{Wing,25\%}^{clean}(\alpha_{A/C}) + \Delta Cm(\alpha_{A/C}) \right) \right. \\ \left. + \left(Cz_{Wing}(\alpha_{A/C}) + \Delta Cz(\alpha_{A/C}) \right) \cdot (x_{CG} - x_{25\%}) \right] \end{array} \right.$$

Sachant que l'incidence et la déflexion sont connues, et qu'on néglige la variation de déflexion due au braquage des ailerons, soit :

$$\forall \alpha_{A/C} \quad \Delta \epsilon(\alpha_{A/C}) = 0$$

en appliquant le modèle classique de portance de l'empennage, on a :

$$\begin{cases} Cz_{HTP}^{clean}(\alpha_{A/C}) = Cz_{\alpha_{A/C}}^{HTP} \cdot [\alpha_{A/C} - \epsilon(\alpha_{A/C}) + i_H - \alpha_{0H}] \cdot \frac{S_H}{S_{ref}} \\ Cz_{HTP}^{aileron}(\alpha_{A/C}) = Cz_{\alpha}^{HTP} \cdot [\alpha_{A/C} - \epsilon(\alpha_{A/C}) + (i_H + \Delta i_H) - \alpha_{0H}] \cdot \frac{S_H}{S_{ref}} \end{cases}$$

ce qui permet de calculer la valeur du calage du plan pour obtenir de telles portances du plan horizontal et équilibrer l'avion. La traînée du HTP avec et sans aileron est dès lors obtenue en appliquant le modèle de l'équation 9.10. La variation de traînée à iso- α de l'empennage sur un avion équilibré s'exprime alors selon :

$$\Delta Cx_{HTP}(\alpha_{A/C}) = Cx_{HTP}^{aileron}(\alpha_{A/C}) - Cx_{HTP}^{clean}(\alpha_{A/C})$$

Il ne reste alors qu'à calculer la variation de traînée induite de la voilure à iso- $\alpha_{A/C}$ pour obtenir l'efficacité en traînée des ailerons.

Traînée de l'empennage à iso- $Cz_{A/C}$

La portance de l'avion est fixée cette fois-ci et vaut $Cz_{A/C}$. L'avion devant être équilibré, les portances HTP avec/sans aileron braqué Cz_{HTP}^{clean} et $Cz_{HTP}^{aileron}$ ne seront bien entendu pas les mêmes, de même que les incidences de l'avion $\alpha_{A/C}^{clean}$ et $\alpha_{A/C}^{aileron}$ nécessaires pour atteindre cette portance.

La portance de l'avion avec et sans aileron braqué se décompose ainsi :

$$\begin{cases} Cz_{A/C}^{clean}(\alpha_{A/C}^{clean}) = Cz_{Wing}^{clean}(\alpha_{A/C}^{clean}) + Cz_{HTP}^{clean}(\alpha_{A/C}^{clean}) \\ Cz_{A/C}^{aileron}(\alpha_{A/C}^{aileron}) = Cz_{Wing}^{clean}(\alpha_{A/C}^{aileron}) + \Delta Cz(\alpha_{A/C}^{aileron}) + Cz_{HTP}^{aileron}(\alpha_{A/C}^{aileron}) \end{cases}$$

L'avion étant équilibré, Cz_{HTP}^{clean} et $Cz_{HTP}^{aileron}$ vérifient donc la condition d'équilibrage de l'équation 9.11. Le système précédent peut donc s'exprimer uniquement en fonction de Cz_{Wing}^{clean} , Cm_{Wing}^{clean} , ΔCz et ΔCm , qui sont parfaitement connus. Sa résolution conduit donc aux valeurs de $\alpha_{A/C}^{clean}$ et de $\alpha_{A/C}^{aileron}$.

La variation de traînée à iso- $Cz_{A/C}$ de l'empennage horizontal est finalement :

$$\begin{aligned} \Delta Cx_{HTP}(Cz_{A/C}) &= Cx_{HTP}^{aileron}(Cz_{A/C}) - Cx_{HTP}^{clean}(Cz_{A/C}) \\ &= Cx_{HTP}^{aileron}(\alpha_{A/C}^{aileron}) - Cx_{HTP}^{clean}(\alpha_{A/C}^{clean}) \end{aligned}$$

9.6.4 Calcul de la traînée induite de la voilure

Méthodologie

Le calcul de la traînée induite se fait grâce à un outil basé sur le module de post-traitement de PAMELA, qui utilise la loi de charge en portance pour calculer le sillage et en déduire grâce à des plans de Trefftz la traînée induite.

Seulement, PAMELA ne fournissant des lois de charges qu'à faible Mach sur un avion rigide et sans aucune non-linéarité, les lois de charges ne pourront être exploitées en l'état. Aucune solution précise, rapide et qui aurait pu être mise en œuvre dans les délais impartis n'a pu être développée pour obtenir des lois de charges voilure permettant de calculer correctement la traînée induite. Une solution simplifiée a donc dû être développée.

La difficulté réside dans l'obtention de lois de charges prenant en compte les effets Mach, les non-linéarités en braquages et les effets souplesse. Tous ces effets locaux sur la charge ne sont pas prévisibles, et difficilement modélisables. Afin de partir d'une base solide, des lois de charges rigides

aileron non-braqué de l'A320 provenant des Données Aérodynamiques pour Charges ont été utilisées comme référence à $M = 0.8$, Mach demandé par le département Performances Avions.

Le module paramétrique fournit pour un braquage δp_{lin} l'efficacité en braquage $[\Delta Cz(\delta p_{lin}, \alpha)]_{incomp}$ à faibles incidences en incompressible, ainsi que les répartitions de charges associées $[\Delta Kz(\delta p_{lin}, \alpha)]_{incomp}$. Le module d'extrapolation permet de calculer l'efficacité QDV au Mach, à l'incidence, au braquage et à la pression dynamique souhaités, mais ne permet pas de calculer la loi de charge avec ces paramètres. Pour cela, ces effets sur la charge sont modélisés très simplement à partir des mêmes modèles précédents. On obtient donc pour un aileron classique :

$$\forall(M, \delta p, \alpha, P_{dyn}), \forall \frac{y}{b} \in [0, 1]$$

$$\begin{aligned} \left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} &= \left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, \delta p_{lin}, \alpha = 0\right) + \frac{\partial \Delta Kz}{\partial \alpha}\left(\frac{y}{b}, \delta p_{lin}\right) \cdot \alpha \right]_{incomp} \cdot \eta_M(M, \delta p, \alpha) \\ &\quad \cdot \eta_{\delta p}(\delta p - \delta p_{inflexion}) \cdot \eta_{flex}(P_{dyn}) \cdot \frac{\delta p}{\delta p_{lin}} \end{aligned}$$

Le gradient $[\partial \Delta Kz / \partial \alpha]_{incomp}$ est calculé de façon similaire au gradient de l'équation 9.3.

La charge d'un split aileron est calculée sur le même principe que le modèle 9.9, connaissant les coefficients d'interaction $k_z(\delta p_{int}, \delta p_{ext})$:

$$\forall(M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}), \forall \frac{y}{b} \in [0, 1]$$

$$\begin{aligned} \left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} &= k_z(\delta p_{int}, \delta p_{ext}) \cdot \left(\left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int}, \delta p_{ext} = 0^\circ, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} \right. \\ &\quad \left. + \left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int} = 0^\circ, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} \right) \end{aligned}$$

Une fois connues les variations de charges $[\Delta Kz(\frac{y}{b}, M, \delta p, \alpha, P_{dyn})]_{comp}$ pour un aileron classique ou $[\Delta Kz(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn})]_{comp}$ pour un split aileron, les charges complètes de la voilure peuvent être calculées dans les conditions de croisière compressibles, en les additionnant aux charges ailerons non-braqués $[Kz(\frac{y}{b}, M, \alpha, P_{dyn})]_{comp}^{DA}$ provenant des Données Aérodynamiques :

$$\forall(M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}), \forall \frac{y}{b} \in [0, 1]$$

$$\begin{aligned} \left[Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} &= \left[Kz\left(\frac{y}{b}, M, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp}^{DA} \\ &\quad + \left[\Delta Kz\left(\frac{y}{b}, M, \delta p_{int}, \delta p_{ext}, \alpha, P_{dyn}\right) \right]_{comp} \quad (9.12) \end{aligned}$$

La charge de la voilure ainsi obtenue permet de calculer la traînée induite en fonction de l'incidence, et donc de la portance de la voilure, pour un aileron classique et pour un split aileron. Pour cela, un outil nommé P_Cdi et basé sur le module de post-traitement de traînée de PAMELA est utilisé. La loi de charge préalablement calculée constitue l'entrée de P_Cdi. Connaissant la forme en plan de l'avion, le théorème de Kutta-Joukowski permet de calculer très facilement les intensités des tourbillons en fer à cheval. P_Cdi calcule alors et équilibre le sillage, et enfin le post-traitement de traînée induite à partir de plans de Trefftz est appliqué. On obtient la traînée induite $Cx_{induced}^{Wing}(\alpha)$.

Calcul à iso- $\alpha_{A/C}$

A iso-incidence avion $\alpha_{A/C}$, il suffit de générer les lois de charge avec et sans aileron braqué (respectivement $[Kz]_{aileron}^{comp}$ et $[Kz]_{clean}^{comp}$). P_Cdi est ensuite appliqué à ces deux lois de charges pour obtenir l'efficacité des ailerons en traînée induite de la voilure à iso- $\alpha_{A/C}$:

$$\Delta Cx_{induced}^{Wing}(\alpha_{A/C}) = \left[Cx_{induced}^{Wing}(\alpha_{A/C}) \right]_{aileron} - \left[Cx_{induced}^{Wing}(\alpha_{A/C}) \right]_{clean} \quad (9.13)$$

Calcul à iso- $Cz_{A/C}$

A iso- $Cz_{A/C}$, la démarche est quasiment la même, mais il faut calculer les lois de charges aux incidences $\alpha_{A/C}^{clean}$ et $\alpha_{A/C}^{aileron}$, déterminées précédemment lors du calcul de la traînée de l'empennage. L'expression de l'efficacité en traînée des ailerons à iso- $Cz_{A/C}$ est alors :

$$\begin{aligned} \Delta Cx_{induced}^{Wing}(Cz_{A/C}) &= \left[Cx_{induced}^{Wing}(Cz_{A/C}) \right]_{aileron} - \left[Cx_{induced}^{Wing}(Cz_{A/C}) \right]_{clean} \\ &= \left[Cx_{induced}^{Wing}(\alpha_{A/C}^{aileron}) \right]_{aileron} - \left[Cx_{induced}^{Wing}(\alpha_{A/C}^{clean}) \right]_{clean} \end{aligned} \quad (9.14)$$

9.6.5 Discussion sur le modèle de Performances

La méthodologie mise en place pour le calcul des Performances de l'aileron est sensiblement plus complexe que pour le calcul des QDV et des Charges. De plus, compte tenu des difficultés qu'il y a à évaluer précisément la traînée, il semble nécessaire d'insister sur les hypothèses fortes qui ont été faites :

- Prise en compte des seules traînées induites (voilure et HTP) et d'équilibrage. Les traînées de compressibilité, de pression visqueuse et de frottement bien que non négligeables, ne sont pas calculées par manque d'outils disponibles.
- La souplesse de la voilure n'est pas prise en compte dans la forme de la répartition de charge. La souplesse a pourtant un impact important sur la position du centre de poussée, et donc sur les valeurs de l'induit et de la déflexion.
- Pour le calcul des cas de panne (calculs à iso- $Cz_{A/C}$ de la traînée), il faudrait rigoureusement braquer l'aileron sur une seule demi-voilure, et équilibrer l'avion longitudinalement avec le HTP, mais aussi latéralement avec le VTP. Cette manipulation est bien plus complexe à mettre en œuvre et n'a donc pas été effectuée. Seuls des cas de pannes symétriques ont donc été calculés.

Le module de PAMELA_PARAM pour calculer les performances de l'avion a été codé sous Matlab, pour la première partie (calcul de l'équilibrage), et en Python pour la deuxième partie (configuration et lancement de P_Cdi).

9.7 Application de la chaîne PAMELA_PARAM

La chaîne PAMELA_PARAM permet à partir d'un outil aux applications a priori limitées et en utilisant à bon escient la modélisation aérodynamique de fournir très rapidement et automatiquement des Données Aérodynamiques préliminaires pour les QDV, les Charges et les Performances. Bien entendu, la précision atteinte est sujette à discussion, mais dans les phases de développement pendant lesquelles cet outil est censé être utilisé, l'objectif est essentiellement d'obtenir un ordre de grandeur très rapidement plutôt qu'une valeur précise des efficacités des surfaces de contrôle, avec un délai plus important.

De nombreuses fonctionnalités doivent être apportées à PAMELA_PARAM, comme le support des configurations hypersustentées ou la gestion des spoilers. Tous les modules développés sous Matlab pourront également être recodés entièrement en Python afin d'avoir un outil homogène et plus facilement utilisable. Néanmoins, dans sa version actuelle, PAMELA_PARAM a permis de tenir tous les objectifs fixés dans le projet WIMMO.

Les calculs ont été réalisés dans les conditions suivantes :

$$\begin{aligned}
 M &= 0.20, 0.80 \\
 0^\circ \leq \alpha &\leq 15^\circ \text{ (si } M = 0.20) \\
 0^\circ \leq \alpha &\leq 5^\circ \text{ (si } M = 0.80) \\
 P_{dyn} &= 0 Pa, 2500 Pa, 5000 Pa \dots 25000 Pa \\
 \delta p_{int} &= -25^\circ, 0^\circ \text{ et } 25^\circ \\
 \delta p_{ext} &= -25^\circ, 0^\circ, \text{ et } 25^\circ
 \end{aligned}$$

Ces conditions de calculs s'appliquent à toutes les configurations géométriques d'aile : positions en envergure interne (η_{int}), externe (η_{ext}) et de la cassure (η_{split}), position de la charnière sur la corde (x/c) :

$$\begin{aligned}
 \eta_{int} &= 70\%, 72\%, 74\% \text{ et } 76\% \\
 \eta_{ext} &= 96\% \text{ et } 98\% \\
 \eta_{split} &= 82\%, 85\% \text{ et } 88\% \\
 x/c &= 70\%, 72\%, 74\% \text{ et } 76\%
 \end{aligned}$$

Le nombre de cas à calculer en faisant la combinatoire de tous ces effets paramétriques devient rapidement très important. Néanmoins, en pondérant et en ne prenant en compte que les besoins directs des départements clients, le nombre total de cas à calculer peut être significativement réduit. Par exemple, si pour les QDV, l'intégralité de la plage d'incidences doit être couverte, en revanche, pour les Charges et les Performances, une seule incidence (voire deux pour les cas à iso- $Cz_{A/C}$) n'est calculée.

Finalement, le nombre approximatif de calculs réalisés pour chacun des trois clients est :

- QDV : 18 000 calculs,
- Charges : 1 000 calculs,
- Perfos : 1 000 calculs,

Compte tenu des boucles très courtes dans le projet WIMMO, l'ensemble de ces calculs peut être réalisé en une journée environ, en prenant en compte le temps de configuration du programme. Même si ce temps de calcul est très raisonnable, on pourrait songer à encore le réduire en utilisant judicieusement les plans d'expériences.

9.8 Principaux résultats du projet WIMMO

Le projet WIMMO représente une nouvelle façon de dimensionner les surfaces de contrôle. On cherche à utiliser au mieux et très tôt dans le développement les outils disponibles pour optimiser les surfaces selon des critères qualités de vol et performances, mais aussi selon les contraintes liés à l'allègement de charges de la voilure. Dans le processus classique, les aspects liés aux performances et aux charges de l'avion étaient considérés plus en aval du cycle que les QDV, principalement à cause des difficultés qu'il y avait pour évaluer tôt les critères et les objectifs liés à ces disciplines. Dorénavant, grâce à cette capacité de fournir des Données Aérodynamiques pour les trois domaines dès les premières phases du développement, ils peuvent collaborer au dimensionnement des ailerons

et des spoilers plus efficacement.

Onze départements du bureau d'études d'Airbus ont été impliqués dans cette première phase du projet WIMMO dont l'objectif, outre la validation ou l'infirmité du concept de split aileron sur l'A320, était principalement de montrer l'efficacité d'un processus rapide d'évaluation des surfaces de contrôle. Les études systèmes qui avaient été menées jusqu'alors n'avaient pas pu trancher quant à l'intérêt des split ailerons : à l'encombrement réduit des plus petits actionneurs utilisés répondait une masse et des coûts potentiellement plus importants, notamment de par l'utilisation d'actionneurs électro-mécaniques, les EMA, qui, rappelons-le, ne sont pas encore en exploitation sur les avions Airbus.

Les départements clients du département d'Aérodynamique d'Airbus ont été invités à exprimer leurs critères de dimensionnement des surfaces de contrôle de la voilure afin de permettre une vue d'ensemble des cas pour lesquels des Données Aérodynamiques doivent être fournies. Finalement, ces critères ont montré que l'ensemble du domaine de vol doit être couvert, ce qui nécessite de modéliser tous les effets affectant l'efficacité des ailerons et des spoilers (compressibilité, non-linéarités, souplesse de la voilure, effet de sol...). Aucun outil actuellement disponible ne permet une telle étude, qui plus est compatible avec les approches QDV, Charges et Performances. PAMELA s'est d'emblée présenté comme le meilleur outil pour répondre à ce besoin. Cependant, ses limitations le contraignent à une utilisation restreinte aux faibles Mach, pour de faibles incidences et sur une voilure rigide. L'intégralité des effets aérodynamiques a été modélisée grâce à un module d'extrapolation spécifique. Les moments de charnières n'étant pas non plus directement calculés à ce jour, l'hypothèse a été faite qu'ils sont proportionnels à la surface de la gouverne. Connaissant la valeurs des moments sur l'aileron d'origine, leur estimation sur la nouvelle configuration a pu être menée très simplement. La chaîne ainsi développée, PAMELA_PARAM, même limitée aux seuls ailerons et à la configuration croisière pour le moment, répond au reste des demandes formulées.

Les Données Aérodynamiques préliminaires qui ont été générées et fournies aux départements responsables de l'étude des Charges, des Qualités de vol et des Performances ont permis de valider en partie le concept de split aileron sur un avion monocouloir comme l'A320.

Il est apparu que les critères QDV pour les ailerons et les spoilers, sur un avion comme l'A320 ne sont pas dimensionnants. Compte tenu des tailles respectives de l'avion et de ses surfaces, la manœuvrabilité à basse et grande vitesses est assurée en toutes conditions sans aucun problème, quelle que soit le type d'aileron retenu.

Le département responsable des Charges a montré que le split-aileron permettait de tenir les objectifs de déplacement du centre de poussée de la voilure vers l'interne lors de manœuvres d'allègement de charges de la voilure (GLA et MLA). Pour cela, il préconise d'agrandir l'aileron en interne. Cette opération nécessite donc de réduire sensiblement la surface du volet, avec bien entendu des conséquences sur la portance maximale Cz_{max} de l'avion en configuration hypersustentée.

Le département Performances Avions a démontré que cette réduction de la taille du volet pouvait être partiellement compensée par le braquage de l'aileron interne, conduisant à une perte de Cz_{max} faible et peu pénalisante. Cependant, ce département a également montré que sur les avions du gabarit de l'A320, le principal cas dimensionnant pour les surfaces de contrôle est la fonction déporteur à l'atterrissage. En agrandissant l'aileron en interne, automatiquement on réduit les surfaces des spoilers et du volet. Les spoilers étant les seules surfaces capables d'assurer la déportance nécessaire à l'atterrissage, réduire leur surface revient à limiter leur capacité de déporteurs, qui ne pourra être compensée par un braquage négatif des ailerons. **Des études complémentaires en considérant les spoilers et l'effet de sol pour l'atterrissage sont donc impératives pour finir de valider le concept de split ailerons.**

L'estimation de la masse de l'avion avec les split ailerons, en prenant en compte tous les éléments affectés (actionneurs, systèmes, tuyauterie, structure primaire de la voilure...) a finalement démontré un gain significatif par rapport à l'aileron classique. Ce gain ne peut être obtenu qu'avec une approche de dimensionnement multidisciplinaire, où l'on privilégie le temps de réponse sur la précision, quitte à améliorer cette dernière ultérieurement. Ce type de démarche doit donc s'inscrire dans une phase amont du développement de l'avion, où l'on dispose d'une marge de manœuvre suffisante pour imposer des modifications à la géométrie de la voilure et des surfaces de contrôle.

Les résultats très prometteurs obtenus dans WIMMO montrent bien l'intérêt qu'il y a à disposer d'outils rapides, s'éloignant quelque peu de la CFD RANS qui ne doit certainement pas être le seul outil à la disposition de l'ingénieur Modèles Aérodynamiques.

Quatrième partie

SUPPORT AUX AVANT-PROJETS POUR LA CONCEPTION DES SPOILERS

Des règles pour les avant-projets ?

Dans la partie II de ce mémoire, l'objectif a été d'utiliser la CFD pour améliorer les Modèles Aérodynamiques. Les possibilités offertes par cet outil permettent de mieux appréhender les phénomènes physiques. Cette compréhension a notamment été utilisée afin de créer des modèles de charges voilure et HTP, qui ont été conçus et validés à partir de résultats de calculs elsA. Ces modèles trouvent leur application dans une phase avancée du cycle de conception d'un avion, pour établir les Données Aérodynamiques finales.

La partie III s'est placée plus en amont du développement. L'accent a été porté sur l'utilisation d'outils rapides pour fournir des Données Aérodynamiques préliminaires, en privilégiant la réactivité sur la précision. L'utilisation d'outils de ce type dans le projet WIMMO a débouché sur des gains de masse important en remplaçant l'aileron classique de l'A320 par un split aileron en deux parties.

Même si l'étude menée dans WIMMO est partie d'un avion déjà en exploitation, son objectif est d'être appliquée à un concept d'avion en développement, mais suffisamment avancé pour disposer d'un premier dimensionnement des surfaces de contrôle et de leur architecture système.

Si le dimensionnement aérodynamique des ailerons en avant-projets est bien maîtrisé, en revanche celui des spoilers est plus délicat. Comme cela a été montré dans le chapitre 5, l'intérêt du spoiler réside uniquement dans le décollement qu'il génère. Par nature complexe, maîtriser ce phénomène est quelque peu ardu.

Le département des Avant-Projets ne dispose d'aucun outil pour évaluer l'impact d'une modification de la géométrie des spoilers. Des lois très simples sont utilisées, mais leur précision est limitée. De plus, aucune règle sur la conception des spoilers n'existe pour limiter le tremblement de l'empennage lors du braquage des spoilers. La seule règle qui prévaut est de trouver une configuration de spoilers fonctionnelle en limitant le braquage du spoiler incriminé, à partir des résultats d'essais en vol. Ceci ne peut naturellement être effectué que très tard dans le développement, et il est impossible de modifier le dessin de la surface si la limitation du braquage est pénalisante pour l'avion.

Dans cette partie, l'objectif est de répondre à ces lacunes en fournissant au département des Avant-Projets des règles facilement exploitables à partir de simples critères géométriques.

Dans le chapitre 10, la méthode Chimère est appliquée pour calculer des effets paramétriques sur la géométrie des spoilers de l'A320. Différents effets basiques ont donc été calculés, et l'impact de ces effets sur les efficacités QDV des spoilers est présentée, en faisant systématiquement le lien avec l'écoulement et les phénomènes physiques observés.

Dans le chapitre ??, on vient confronter les résultats de différentes campagnes d'essais en soufflerie réalisées dans deux projets de recherche (AWIATOR et BILHI) à des résultats d'essais en vol sur plusieurs avions afin de proposer un critère pour dessiner des spoilers créant moins de tremblement sur l'empennage horizontal.

Les différents résultats de cette partie ont été présentés au département chargé de dimensionner les spoilers, dans le cadre du programme A350XWB.

Chapitre 10

Effets paramétriques sur la géométrie des spoilers

Les calculs RANS basés sur la méthode Chimère représentent une excellente solution pour modéliser simplement et rapidement un avion avec les spoilers braqués. La précision de la solution obtenue étant très intéressante comme l'a prouvé Fillola, il semble raisonnable dans un cadre industriel d'utiliser cette méthodologie pour la prévision des effets des spoilers sur les qualités de vol, les charges de l'avion.

Cependant, lors de phases d'avant-projets, et avant l'établissement des données aérodynamiques, les spoilers sont dessinés pour tenir un certain nombre de critères, traduit en efficacités en roulis, déportance, traînée etc... Lors du cycle d'itérations successives qui aboutit aux spoilers définitifs de l'avion, la géométrie des spoilers évolue, en changeant leur corde, leur envergure ou encore leur position sur la voilure. Les conséquences de telles modifications sont mal connues, car aucune étude spécifique n'a été menée pour les évaluer. Alors, bon gré mal gré, des règles très simples, basées sur l'expérience d'avionneur et le jugement ingénieur ont été développées et sont directement appliquées pour estimer au premier ordre ces modifications.

Comme aucune étude n'existe sur ce sujet dans la littérature, et qu'un essai en soufflerie serait bien trop coûteux, la méthode Chimère apparaît comme le meilleur moyen d'obtenir des résultats rapidement, à moindre coût, et avec une bonne précision. Ainsi, dans cette partie, la méthode Chimère a été appliquée en vue de faciliter l'optimisation du dimensionnement des spoilers en réalisant des effets paramétriques sur leur géométrie, en gardant continuellement un lien entre la géométrie, l'écoulement et l'efficacité QDV des spoilers.

L'objectif est double :

- Fournir l'évolution des efficacités QDV des spoilers selon l'effet géométrique considéré,
- Comprendre l'écoulement pour anticiper et pouvoir extrapoler les résultats à d'autres avions, et d'autres conditions de vol.

10.1 Méthodes numériques et conditions de calculs

Le même maillage avion que pour le chapitre 5 a été utilisé, avec les mêmes réglages numériques (lois de parois, modèle de Spalart-Allmaras, masque parallélépipédique). Le mailleur automatique de spoiler a naturellement servi à générer les maillages de spoilers.

Afin de limiter le nombre de calculs à réaliser, et connaissant le comportement global des efficacités QDV des spoilers, une seule incidence est calculée, à un seul Mach, pour un Reynolds de vol et un

unique braquage :

$$\begin{aligned}\alpha &= 0^\circ \\ M &= 0.5 \\ Re &= 30 \cdot 10^6 \\ \delta_{sp} &= 20^\circ\end{aligned}$$

10.2 Description des effets paramétriques

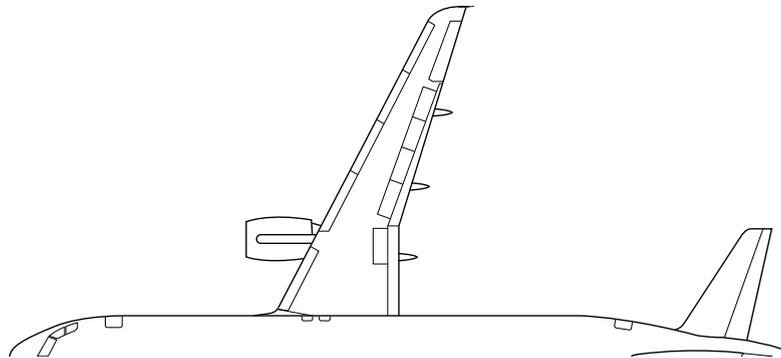


FIG. 10.1 – Vue de dessus d'un A320

Le cas avec les quatre spoilers externes braqués sera le cas de référence, par rapport auquel nous viendrons nous comparer. Hormis le cas de pianotage, les spoilers sont braqués d'un seul bloc, au même braquage. Se référer à la fig. 10.1 pour une vue de dessus de l'A320, avec la position de référence des spoilers. On remarquera que les spoilers ne sont pas effilés. Les spoilers sont numérotés par convention de sorte que le spoiler interne est le 1, le spoiler le plus externe le 5.

Effet de corde

Compte tenu de la taille déjà très importante des spoilers de l'A320, la corde est uniquement réduite de 25% et de 50%. Le cas de référence correspond alors au cas le plus large.

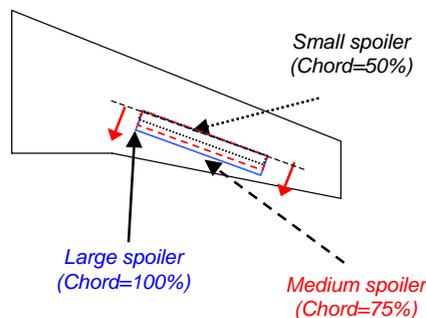


FIG. 10.2 – Effet de corde

Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{x}

La charnière du spoiler est déplacée en amont ou en aval. On est obligé de travailler avec une corde réduite de 50% pour cet effet, car les spoilers de l'A320 sont trop larges pour les déplacer de la sorte. Le cas de référence est donc le petit spoiler de l'effet de corde, qui correspond également au

cas où la charnière est la plus avancée. Cette dernière est reculée d'une distance égale à 25% puis 50% de la corde spoiler.

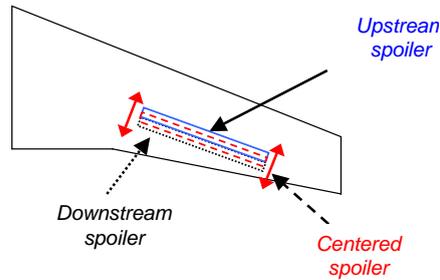


FIG. 10.3 – Effet de position de long de l'axe \vec{x}

Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{y}

A partir de la référence, les spoilers sont translattés en interne et en externe le long de la ligne de la charnière, de 25% de leur envergure. L'envergure des spoilers est gardée constante dans les trois cas.

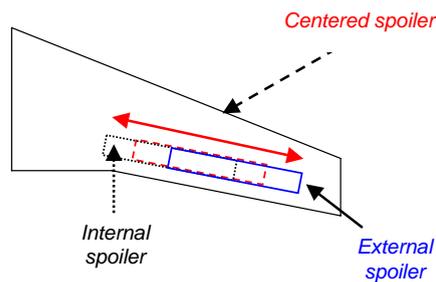


FIG. 10.4 – Effet de position le long de l'axe \vec{y}

Effet de flèche de la charnière

A partir du cas de référence et en prenant comme point de rotation le centre des spoilers, la flèche des spoilers est augmentée ou réduite de 2° .

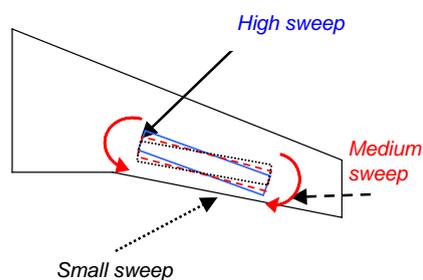


FIG. 10.5 – Effet de flèche de la charnière

10.3 Effet de corde

10.3.1 Analyse des qualités de vol

Les fig. 10.6 et 10.21 sont intéressantes car elles montrent clairement que les quatre efficacités à iso- α calculées ne sont absolument pas proportionnelles à la taille du spoiler, comme cela est souvent supposé lors des phases d'avant-projets :

- Une augmentation de 25% de la corde augmente toutes les efficacités de 10%
- Une réduction de 25% de la corde diminue toutes les efficacités de 15% environ

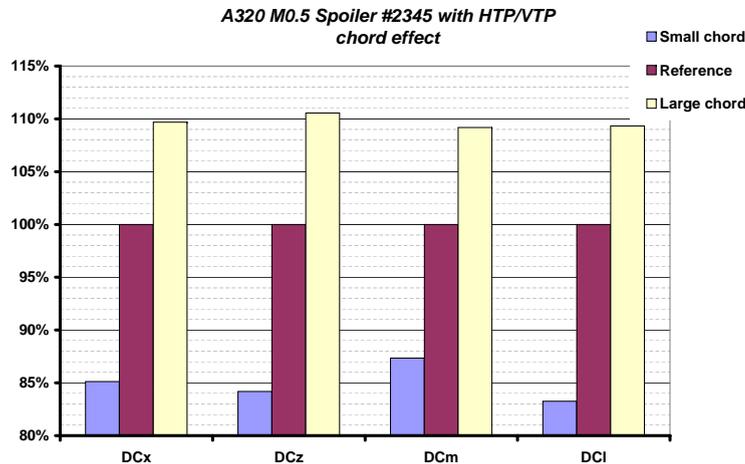


FIG. 10.6 – Evolution des efficacités des spoilers selon la taille du spoiler, pour un avion avec HTP et VTP

Les tendances sont très semblables avec et sans empennage horizontal pour cet effet, et corroborent bien les analyses faites dans le chapitre 5. L'empennage aura donc principalement tendance à réduire l'efficacité en Cx , et à augmenter largement le Cm , rendant l'avion encore plus cabreur. Le HTP a peu ou pas d'effet sur les efficacités en portance et en roulis.

Les moments de charnières évoluent de façon notable, mais limitée, en faisant varier la corde du spoiler (fig. 10.7 et 10.21). Les Cm_c varient peu pour les deux cas les plus petits, alors qu'ils sont globalement plus élevés d'environ 25% pour le cas où la corde est la plus importante. En rappelant la modélisation du moment de charnière, on peut montrer très simplement que si l'on souhaite conserver des efficacités aérodynamiques raisonnables, tout en réduisant les efforts appliqués sur les actionneurs, on a tout intérêt à diminuer la taille des spoilers.

En effet, on a :

$$M_{actuator} = P_{dyn} S_{SP} l_{SP} Cmc \quad (10.1)$$

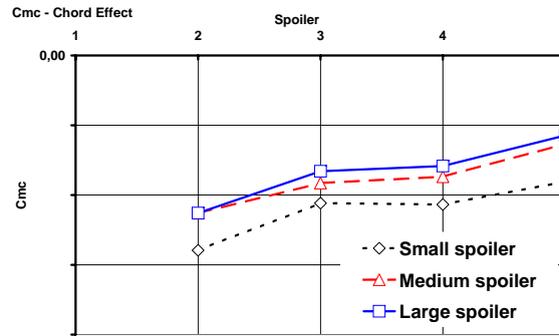
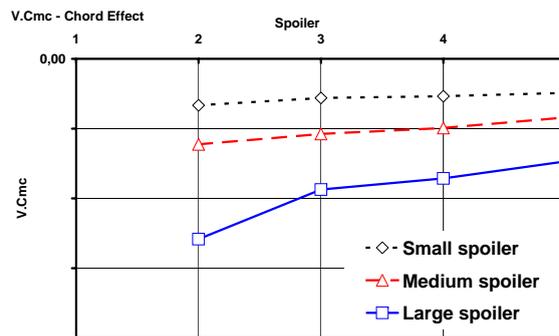
Avec :

- P_{dyn} la pression dynamique
- l_{SP} la corde du spoiler
- S_{SP} la surface de référence du spoiler.

En notant $\Delta\eta_{SP}$ l'envergure du spoiler, on a $S_{SP} = l_{SP} \Delta\eta_{SP}$, et on obtient :

$$M_{actuator} \propto \Delta\eta_{SP} l_{SP}^2 \quad (10.2)$$

Le couple appliqué aux actionneurs varie donc avec le carré de la corde des spoilers. Même si l'on augmente légèrement le coefficient de moment de charnière en réduisant la corde, cela est largement

FIG. 10.7 – Evolution des C_{mc} en fonction de la corde du spoilerFIG. 10.8 – Evolution de $V_{SP} C_{mc}$ en fonction de la corde du spoiler

compensé par la réduction de corde. Finalement, en réduisant de 25% la corde des spoilers, le couple sur les vérins est presque divisé par deux, en ne perdant que peu d'efficacité des spoilers (fig. 10.8 et 10.21).

10.3.2 Analyse locale de l'écoulement

La fig. 10.9 permet de voir que jouer sur la corde d'un spoiler a relativement peu d'effet sur les pressions intrados. De même, toute la zone devant le spoiler n'est pas ou peu affectée par ce changement de géométrie. Finalement, la seule zone qui est modifiée est la zone décollée derrière le spoiler. Cette zone est portante et dépend directement de la taille du spoiler, si bien qu'augmenter la corde du spoiler y diminue la portance générée. Un élément intéressant à noter est que le niveau de dépression atteint à l'extrados derrière le spoiler, reste indépendant de sa corde. La réduction de la portance dans la zone arrière du profil qui accompagne une augmentation de la corde du spoiler, augmente le ΔC_m , et rend l'avion plus cabreur.

Les répartitions de ΔK_z et de ΔK_x sont très classiques, avec un effet de corde uniformément réparti en envergure, sans surprise (fig. 10.10 (a) et (b)). Une répartition si régulière du ΔK_x tend à montrer que le gain de traînée à iso-Alpha est dû à l'augmentation de la surface des spoilers.

10.4 Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{x}

10.4.1 Analyse des qualités de vol

Les taux d'échanges de la fig. 10.11 montrent que l'effet de position en corde du spoiler joue uniquement sur la traînée. Dans la plage de variation étudiée, l'effet est linéaire, et plus le spoiler est avancé, plus il créera de traînée (25% en plus, avec le pas considéré ici).

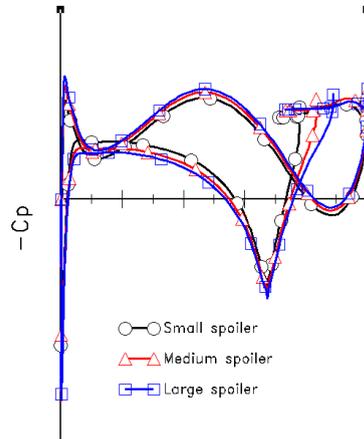


FIG. 10.9 – Coefficient de pression sur la voilure à $\eta = 55\%$ avec les spoilers braqués, pour 3 tailles de la corde du spoiler.

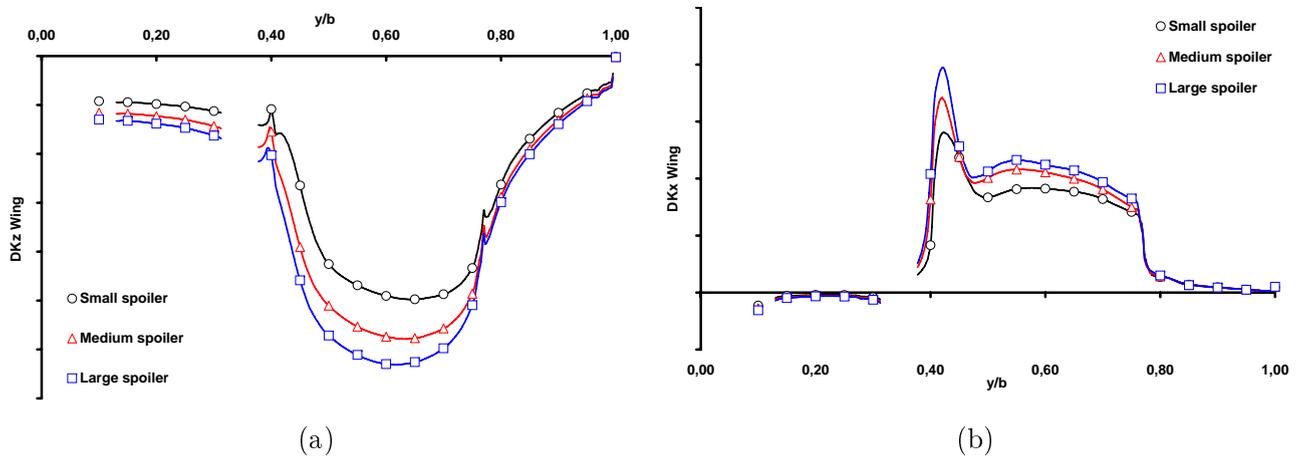


FIG. 10.10 – Variation de la portance (a) et de traînée (b) locales sur la voilure, pour l'effet de corde des spoilers

Selon la fig. 10.22, plus un spoiler est avancé, plus son moment de charnière sera fort, mais avec une évolution différente selon les spoilers. Le spoiler 2 qui subit de plein fouet la recirculation (et la perte de pression totale qui en résulte) qui apparaît en interne d'un bloc de spoiler, a obligatoirement un C_{mc} plus fort que les spoilers 3, 4 et 5, et l'effet de position sur l'axe \vec{x} semble jouer directement sur l'intensité de cette zone de recirculation.

De ce fait, avancer un spoiler augmentera d'une part les efficacités aérodynamiques des spoilers, mais aussi et très fortement le moment de charnière du spoiler 2. Sachant que pour des raisons de coût, les actionneurs des spoilers sont les mêmes pour les différentes surfaces, il est nécessaire de les dimensionner à partir de la valeur la plus élevée du C_{mc} relevée, qui est systématiquement celle du spoiler 2. Augmenter fortement le C_{mc} de ce spoiler implique donc un surdimensionnement des vérins pour les autres surfaces, et une pénalité en terme de masse non négligeable.

10.4.2 Analyse locale de l'écoulement

De même que pour l'effet de taille des spoilers, la position en \vec{x} des spoilers n'a strictement aucun effet sur les pressions intrados (fig. 10.12). Seules les pressions à l'extrados changent, avec

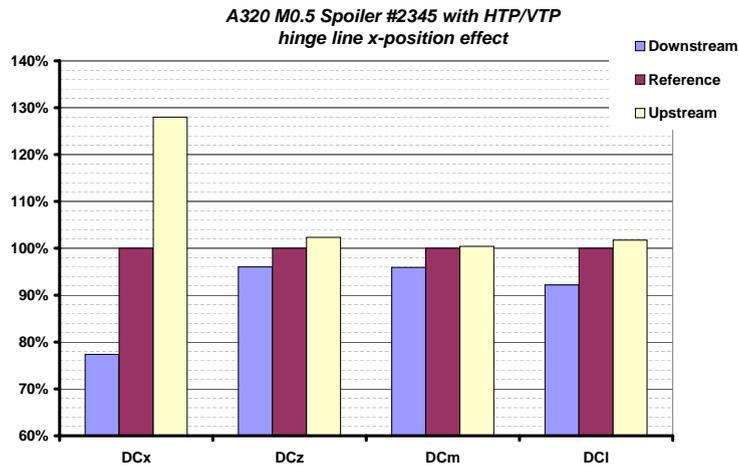


FIG. 10.11 – Evolution des efficacités des spoilers selon la position le long de l'axe \vec{x} , pour un avion avec HTP et VTP

tout d'abord une augmentation du niveau de la dépression derrière le spoiler, et une réduction de la zone déportante devant le spoiler, en avançant le spoiler.

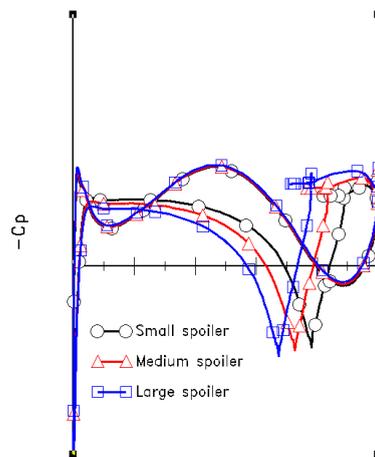


FIG. 10.12 – Coefficient de pression sur la voilure à $\eta = 55\%$ avec les spoilers braqués, selon la position en \vec{x} des spoilers

Cet état de fait est responsable de plusieurs choses :

- L'augmentation de la traînée à iso- α , du fait de la plus forte dépression derrière le spoiler.
- Le peu d'impact de la position en \vec{x} du spoiler sur le ΔC_z . L'augmentation de la taille de la zone déportante en amont du spoiler est contrebalancée par la plus forte dépression derrière le spoiler, et donc par la plus grande portance qui y est générée.
- Des moments de charnières plus forts.

Ainsi, la fig. 10.13-(a) montre les écarts limités entre les trois cas calculés, avec des ΔK_z relativement proches pour chaque type de spoilers. Par contre, le ΔK_x évolue linéairement selon la position du spoiler. Un spoiler avancé crée plus de traînée qu'un spoiler reculé (fig. 10.13-(b)).

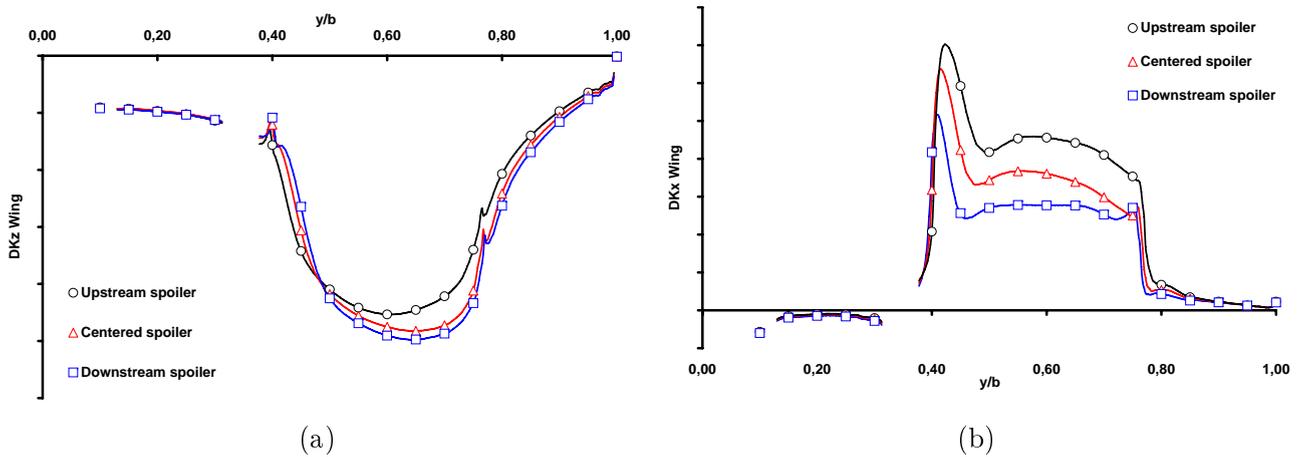


FIG. 10.13 – Variation de la portance (a) et de traînée (b) locales sur la voilure, pour l'effet de position en \vec{x} des spoilers

10.5 Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{y}

10.5.1 Analyse des qualités de vol

L'analyse de cet effet est un peu plus complexe, comme le montre fig. 10.23. D'une part, contrairement aux deux précédents effets étudiés, les tendances en ΔC_z et ΔC_l ne sont pas les mêmes (fig 10.14), avec une efficacité en roulis qui augmente en positionnant les spoilers plus en externe, contrairement à l'efficacité en portance, du fait de la faible charge en bout de voilure. Cette perte d'efficacité globale (mais pas locale) pour la portance, est largement compensée par le bras de levier et permet malgré tout d'augmenter de ΔC_l .

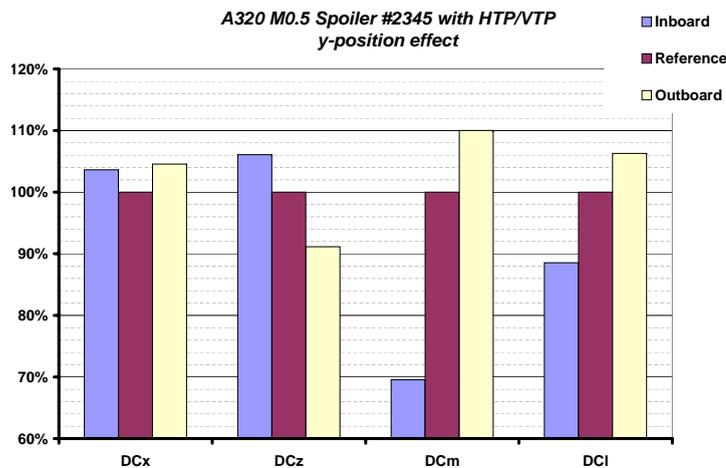


FIG. 10.14 – Evolution des efficacités des spoilers selon la position le long de l'axe \vec{y} , pour un avion avec HTP et VTP

D'autre part, l'évolution du moment de tangage est assez singulière, car les tendances avec et sans HTP sont légèrement différentes (fig. 10.23). Néanmoins, dans les deux cas le ΔC_m augmente fortement en décalant les spoilers vers l'externe, avec comme toujours un gain d'efficacité en ajoutant l'empennage horizontal. Ce gain, qu'on s'attend à voir constant en envergure, est fortement amputé pour le cas le plus interne. La fig. 10.15 explique ce phénomène.

Les deux tourbillons contra-rotatifs apparaissant avec le braquage des spoilers tendent à modifier la déflexion vue par l'empennage horizontal. Selon la position relative des tourbillons par rapport à l'empennage, la déflexion peut être soit augmentée, soit diminuée (fig. 10.15). Ainsi, en se basant sur les positions des spoilers relevées sur la fig. 10.15, on montre que :

- La déflexion est augmentée pour les deux spoilers les plus externes
- Le cas de spoiler le plus interne voit un de ses tourbillons impacter l'empennage horizontal. La déflexion est augmentée en interne et réduite en externe de ce tourbillon.

L'évolution des moments de charnières, tracés sur la fig. 10.23 montre une relative indépendance du niveau global des C_{mc} avec la position en envergure. Les faibles écarts entre les niveaux calculés pour les trois positions seront assimilés à une imprécision liée à une convergence imparfaite.

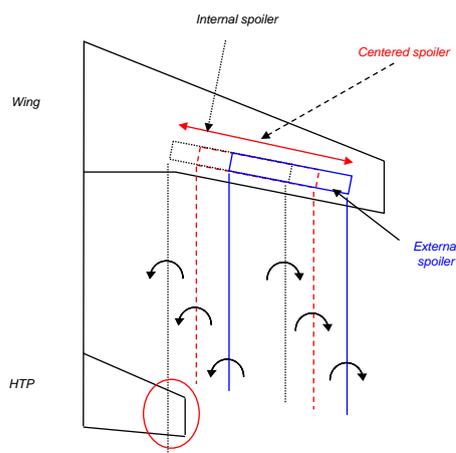


FIG. 10.15 – Schématisation des interactions du sillage tourbillonnaire des spoilers avec le plan horizontal

10.5.2 Analyse locale de l'écoulement

L'analyse des répartitions de ΔKz et de ΔKx ne nous apprendrait rien d'intéressant. En dehors de l'augmentation du bras de levier en déplaçant le spoiler vers l'externe, responsable du gain de moment de roulis dans cette configuration, aucun élément n'est nouveau par rapport aux autres effets sur la voilure.

Par contre, l'interaction de l'empennage horizontal avec le tourbillon interne du spoiler dans le cas du spoiler positionné en interne de la voilure se traduit sur la fig. 10.16 par un changement de signe à $\eta = 80\%$ environ. Nous allons montrer que cela signifie nécessairement un changement de signe de la déflexion.

En notant α_{ind} l'incidence induite par les effets 3D, i_H le calage, et α_∞ l'incidence infini amont, on a localement :

$$Kz_{HTP} = Kz_\alpha^{HTP}(\alpha_\infty + \alpha_{ind} - \epsilon + i_H - \alpha_{0H})$$

A iso- α_∞ , en braquant les spoilers, on obtient :

$$\Delta Kz_{HTP} = Kz_\alpha^{HTP}(\Delta\alpha_{ind} - \Delta\epsilon)$$

Alors, le point en envergure où l'on obtient $\Delta K_{zHTP} = 0$ n'est pas nécessairement le point d'intersection du tourbillon avec le plan horizontal, mais le point où s'annule la quantité $\Delta\alpha_{ind} - \Delta\epsilon$.

En faisant l'hypothèse très grossière que la répartition de charge sur l'empennage est elliptique, l'incidence induite devient constante en envergure de valeur :

$$\alpha_{ind} = -\frac{C_{zHTP}}{\pi\lambda_H} \quad \rightarrow \quad \Delta\alpha_{ind} = -\frac{\Delta C_{zHTP}}{\pi\lambda_H}$$

Puisque pour les trois positions de spoilers en envergure $\Delta C_{zHTP} < 0$, il vient nécessairement :

$$\Delta\alpha_{ind} > 0$$

En interne de l'empennage, on a $\Delta K_{zHTP} < 0$, d'où $\Delta\alpha_{ind} - \Delta\epsilon < 0$ et donc $0 < \Delta\alpha_{ind} < \Delta\epsilon$. Réciproquement, en externe de l'empennage, on montre que $\Delta\epsilon < \Delta\alpha_{ind}$. Compte tenu de la proximité du centre du tourbillon, et de la faiblesse de α_{ind} , on a très certainement $\Delta\epsilon < 0$ dans cette zone.

Finalement, dans le cas du spoiler le plus interne :

- Pour $\eta < 80\%$, la déflexion locale ϵ est **augmentée**, et donc l'empennage est **plus déporteur**
- Pour $\eta > 80\%$, la déflexion locale ϵ est **réduite**, et donc l'empennage est **moins déporteur**

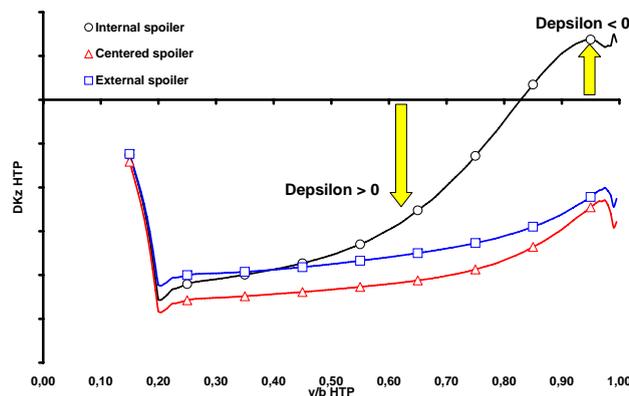


FIG. 10.16 – Variation de la portance locale sur le HTP, pour l'effet de position en \vec{y} des spoilers

10.6 Effet de flèche de la charnière

10.6.1 Analyse des qualités de vol

Des quatre effets étudiés dans cette partie, l'effet de flèche est clairement le moins décisif. Les efficacités des spoilers varient très peu (5% maximum) en changeant la flèche de la charnière, même si une flèche faible (respectivement importante) tend à augmenter (respectivement réduire) globalement tous les coefficients. A noter que seul le ΔC_m semble complètement indifférent avec des valeurs très proches quelle que soit la flèche.

Pourtant, cet effet n'est pas dénué d'intérêt, car la flèche a un impact sur les moments de charnière des spoilers (fig. 10.24). Réduire la flèche de la charnière des spoilers tend à équilibrer le niveau des C_{mc} entre les différents spoilers :

- En augmentant le C_{mc} des spoilers 3, 4 et 5
- Mais en réduisant le C_{mc} du spoiler 2

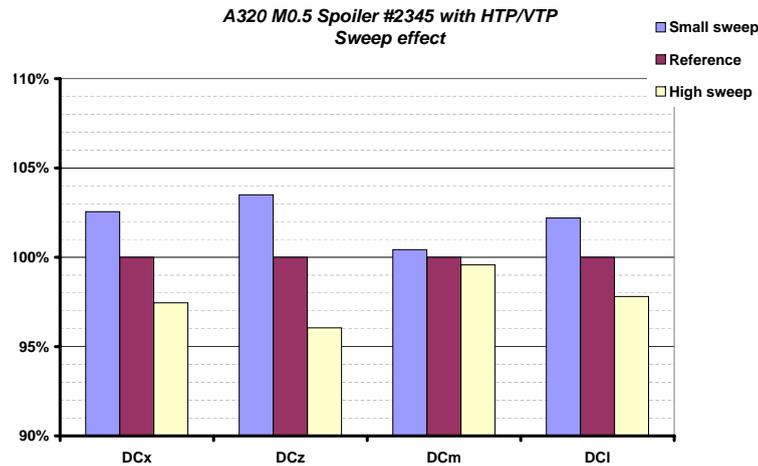


FIG. 10.17 – Evolution des efficacités des spoilers selon l’angle de flèche de la charnière des spoilers, pour un avion avec HTP et VTP

La réduction de la flèche des spoilers permet donc de diminuer le moment de charnière maximum relevé, ce qui pourrait permettre de limiter la taille des actionneurs, et ce sans modifier les efficacités aérodynamiques des spoilers. Ici une réduction de flèche de 2.80° , qui correspond au passage du cas à flèche importante au cas à flèche faible, diminue le C_{mc} du spoiler 2 de 15% environ.

10.6.2 Analyse locale de l’écoulement

L’évolution des tracés des $-C_p$ aux extrémités interne et externe des spoilers à $\eta = 45\%$ et 75% (fig. 10.18 et 10.19) en fonction de la flèche de la charnière est très comparable aux résultats obtenus avec l’effet de position en \vec{x} . En effet, comme le centre de rotation du spoiler a été pris exactement en son centre, une augmentation de la flèche du bord d’attaque du spoiler se traduit par une avancée de la partie interne du spoiler et un recul de la partie externe.

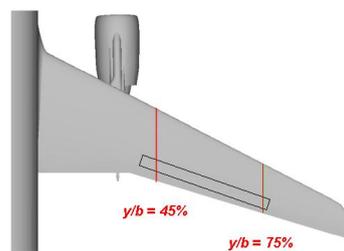


FIG. 10.18 – Position des plans de coupe pour les tracés des courbes de $-C_p$ pour l’effet de flèche

On observe ainsi localement les mêmes évolutions de la zone déportante en amont du spoiler, et de la zone portante en son aval que pour l’effet de position en \vec{x} . Cet effet étant linéaire, et du fait de la position centrale du centre de rotation, ce qui est perdu en interne est gagné en externe et réciproquement, ce qui explique la faible évolution des efficacités, qui se retrouve sur les tracés des répartitions de ΔK_z et de ΔK_x (fig. 10.20).

Finalement, le principal intérêt de l’effet de flèche est, comme on l’a vu pour l’effet de position en \vec{x} , de pouvoir jouer sur les niveaux de moment de charnières des spoilers (fig. 10.24) sans pour autant transformer les efficacités en portance et en traînée. Alors, une réduction de la flèche

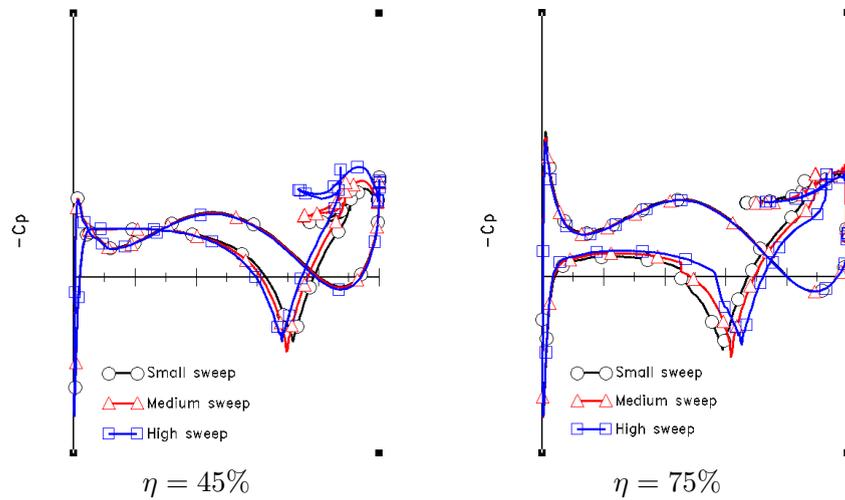


FIG. 10.19 – Coefficient de pression sur la voilure à $\eta = 45\%$ et $\eta = 75\%$ avec les spoilers braqués, selon la flèche de la charnière des spoilers

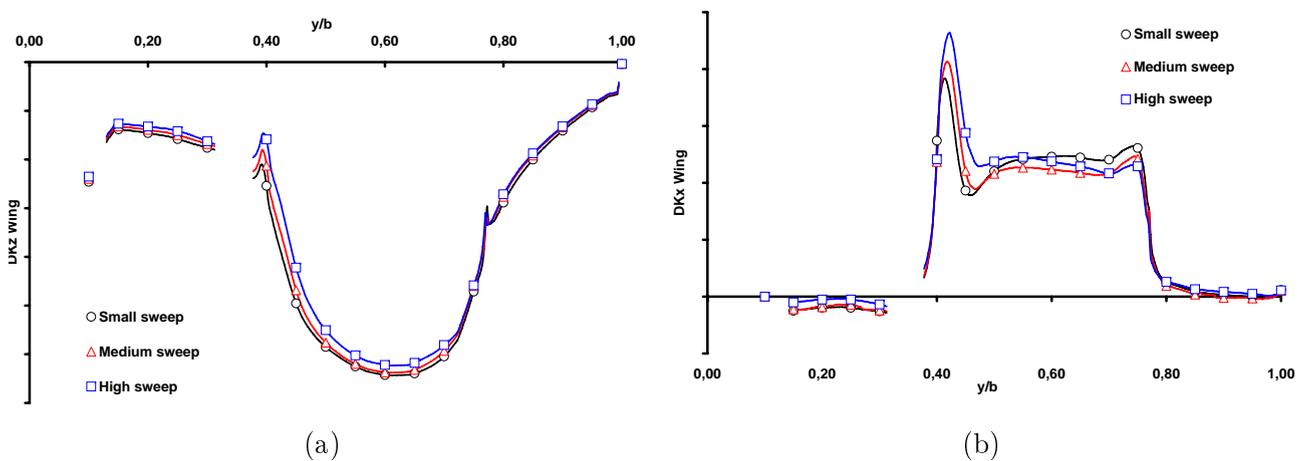


FIG. 10.20 – Variation de la portance (a) et de traînée (b) locales sur la voilure, pour l'effet de flèche des spoilers

des spoilers d'origine de l'A320 fait reculer le spoiler 2 et avancer le spoiler 5 le long de l'axe \vec{x} . Le moment de charnière du spoiler 2 est donc réduit, celui du spoiler 5 augmenté. Ceci est très intéressant car le spoiler 2 est le plus critique et que son C_{mc} dimensionne les actionneurs des spoilers.

10.7 Synthèse

La puissance de la chaîne de calcul elsA-Chimère permet d'effectuer rapidement de nombreux calculs fiables sur des configurations avec spoilers braqués différentes. Les effets géométriques calculés ont permis de fournir des taux d'échange au département qui dimensionne les spoilers pour les qualités de vol.

Jusqu'à présent, on supposait que l'efficacité des spoilers variait linéairement avec sa surface. Si cela est vrai concernant l'envergure, en revanche pour la corde, cette hypothèse est fautive. Dans la plage de variation considérée ($\pm 25\%$ par rapport à un cas de référence), les efficacités varient

seulement d'environ $\pm 15\%$. Finalement, en réduisant légèrement la corde du spoiler, l'efficacité est peu dégradée, mais cela permet d'obtenir des couples à la charnière bien plus faibles.

La position du spoiler en \vec{x} permet principalement de modifier la traînée du spoiler, en conservant son efficacité en portance, roulis et tangage. En avançant un spoiler, on le fait plus traîner, au prix d'une augmentation du Cmc .

Jouer sur la position en \vec{y} du spoiler est extrêmement prévisible pour la contribution voilure. En revanche, on prendra garde que le sillage d'un spoiler interne peut venir impacter l'empennage horizontal, réduisant fortement le moment de tangage à cabrer provoqué par le braquage des spoilers. En outre, dans la pratique, du tremblement peut apparaître dans ce cas de figure. Se référer au chapitre suivant pour plus de détails.

L'effet de flèche se résume à appliquer localement les résultats de l'effet de position en \vec{x} . Aucun effet additionnel n'a été noté.

10.8 Efficacités des spoilers en fonction d'effets paramétriques

Cette section récapitule uniquement les résultats analysés dans ce chapitre.

10.8.1 Effet de corde

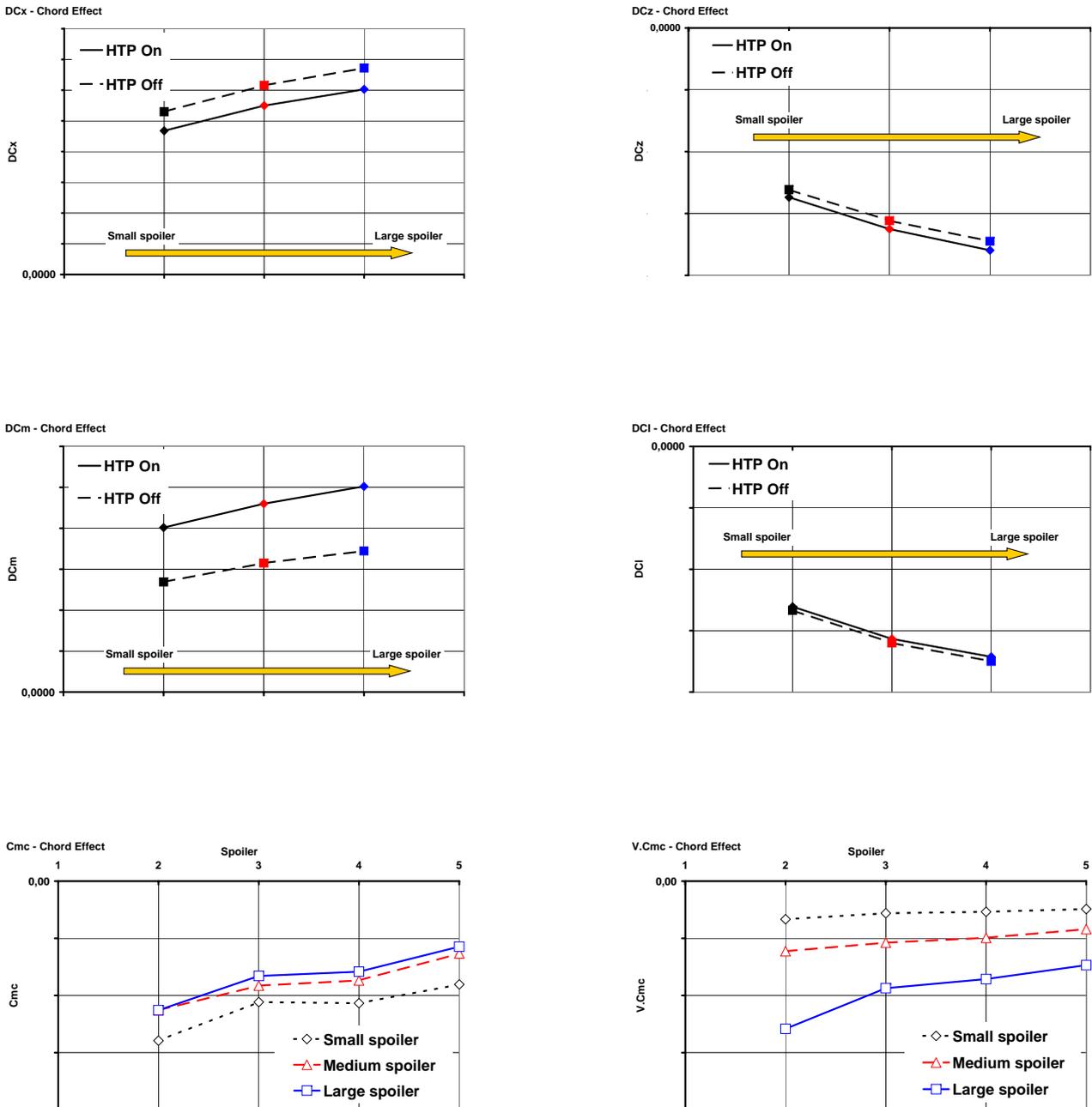


FIG. 10.21 – Evolution des efficacités et des moments de charnière des spoilers en fonction de leur corde

10.8.2 Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{x}

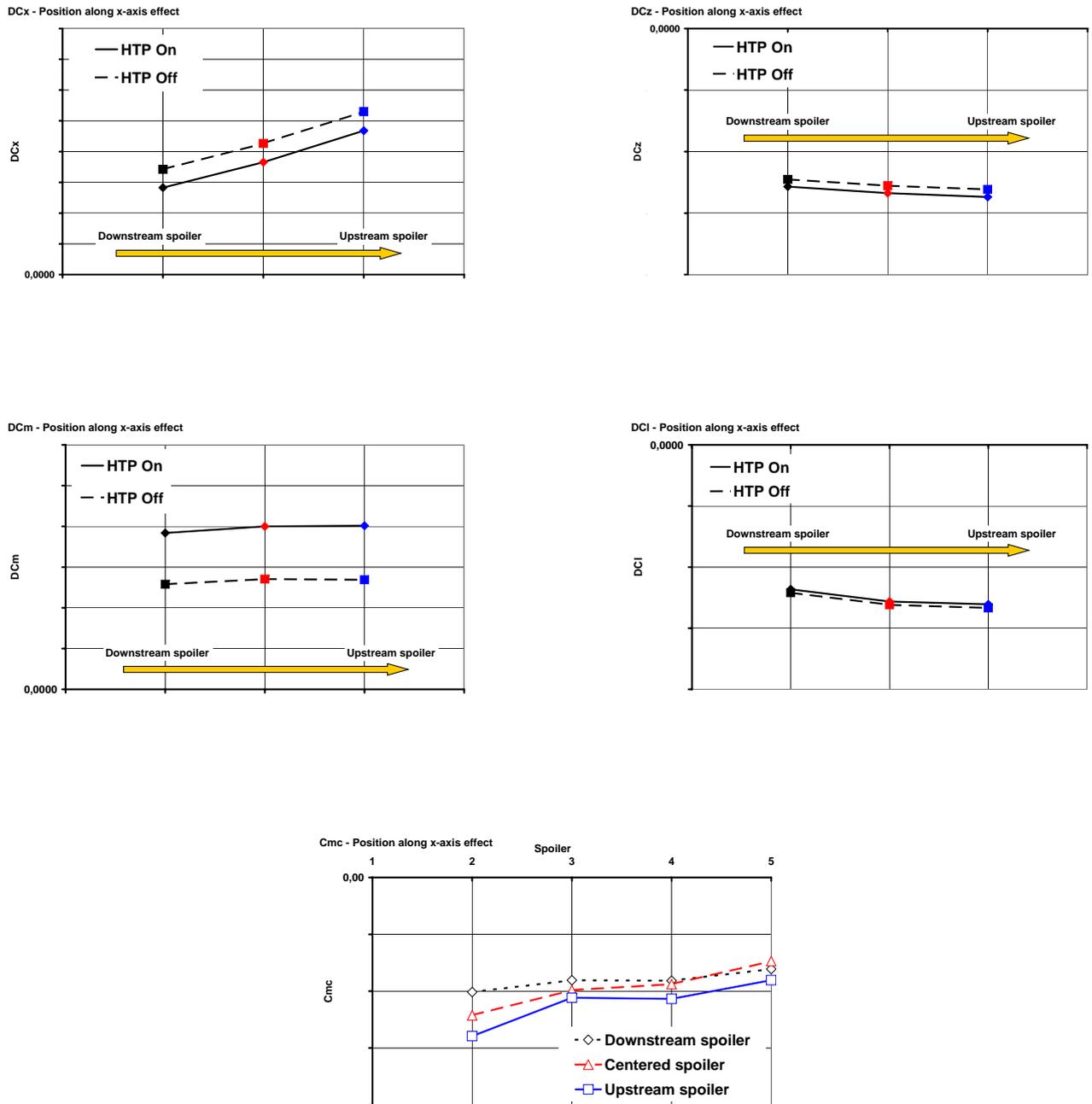


FIG. 10.22 – Evolution des efficacités et des moments de charnière des spoilers en fonction de leur position sur l'axe \vec{x}

10.8.3 Effet de position de la charnière le long de l'axe \vec{y}

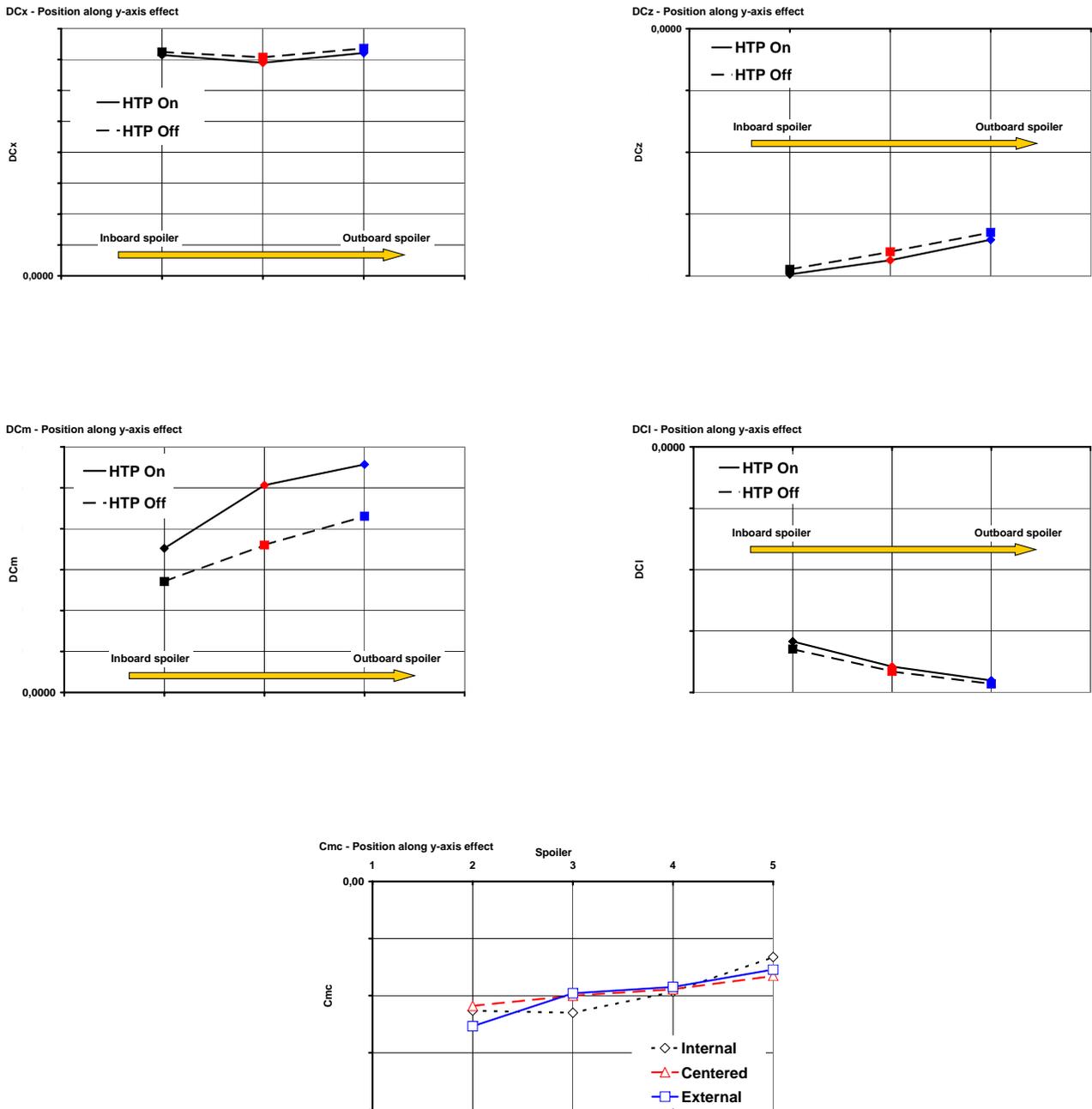


FIG. 10.23 – Evolution des efficacités et des moments de charnière des spoilers en fonction de leur position sur l'axe \vec{y}

10.8.4 Effet de flèche

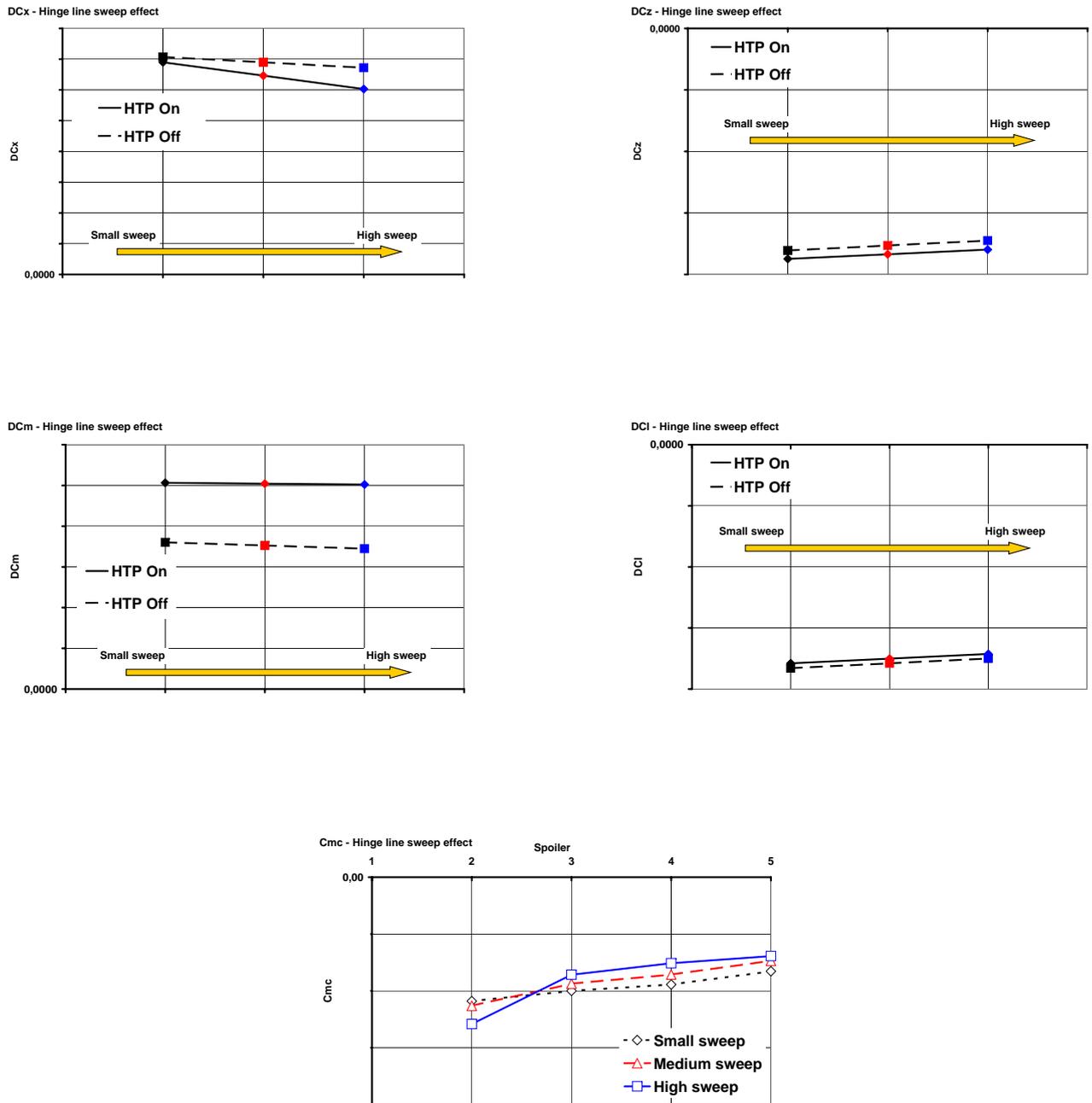


FIG. 10.24 – Evolution des efficacités et des moments de charnière des spoilers en fonction de leur flèche

Chapitre 11

Règles sur la géométrie des spoilers pour limiter le tremblement de l'empennage

L'intensité des interactions entre une voilure avec spoilers braqués et l'empennage horizontal fait partie des éléments qu'on ne peut pas prédire avec précision, du fait de la grande complexité des phénomènes mis en jeu, et de l'incapacité à les modéliser correctement autrement que par des essais en soufflerie. Lors du dimensionnement des surfaces de roulis, ce point est peu étudié, et la principale règle en vigueur à ce jour consiste à utiliser le moins possible le spoiler interne en vol, ce qui n'est pas satisfaisant.

A partir de l'analyse des essais BILHI de la partie précédente, utilisées conjointement aux analyses faites par Namer dans le cadre du projet AWIATOR et au retour d'expérience sur les essais en vol des différents avions Airbus, nous allons déterminer un certain nombre de règles empiriques qui, appliquées lors du pré-dimensionnement des spoilers permettront d'en limiter les interactions avec le plan horizontal.

11.1 Rappel sur les essais AWIATOR

Dans le cadre du projet de recherche AWIATOR, des essais à la soufflerie S1 de Modane-Avrieux ont été réalisés sur une maquette d'A340-300. De nombreuses mesures ont été réalisées, sur plusieurs configurations de braquages de spoilers (interne et/ou externes à plusieurs braquages).

La maquette utilisée est équipée d'un accéléromètre dans l'empennage et de 11 kulites à l'intrados du plan. La figure 11.1 montre clairement que deux paramètres règlent le niveau de buffeting :

- Le type de spoiler braqué (interne ou externe). A iso-braquage, les spoilers internes sont les plus susceptibles de générer du tremblement.
- L'angle de braquage naturellement.

Ce dernier point permet de retrouver le même type de courbe que la fig. ?? avec la fig. 11.4. On met en évidence l'effet non linéaire du braquage des spoilers sur le buffeting, et l'existence d'une zone sûre à faible braquage du spoiler interne ($\delta_{SP} < 10^\circ$), d'une zone où l'on verra apparaître les premiers effets de tremblement notables (environ $10^\circ < \delta_{SP} < 25^\circ$), et enfin d'une dernière zone inaccessible du fait de trop forts niveaux de vibrations ($25_{deg} < \delta_{SP}$). La fig. 11.4 montre également que le braquage même important des spoilers externes, n'a qu'un effet limité sur le tremblement. Enfin, les spectres (fig. 11.2) présentent la bosse fréquentielle caractéristique de l'interaction du sillage du spoiler interne avec l'empennage horizontal.

Ces essais en soufflerie ont permis de mettre plus précisément en évidence le rôle prépondérant du spoiler interne dans le tremblement, ainsi que l'évolution de la fréquence centrale de la bosse fréquentielle avec le braquage. Les zones impactées par le braquage des spoilers ont été représentées

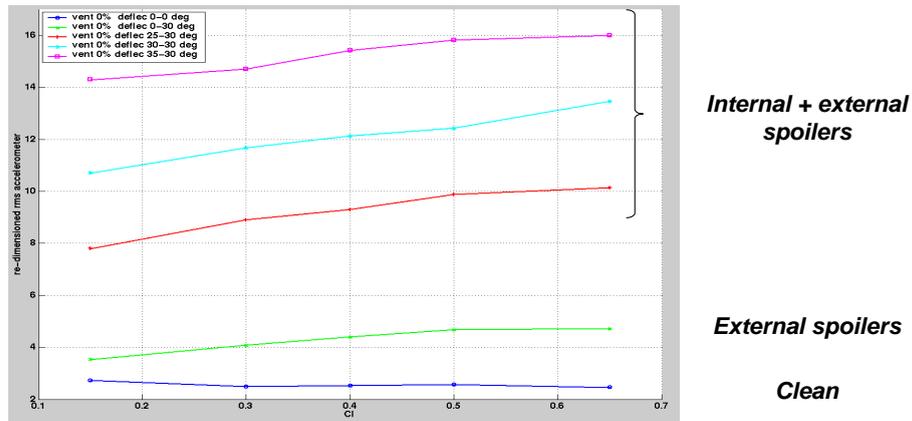


FIG. 11.1 – Niveaux RMS adimensionnés de l'accéléromètre du HTP, pour différents type de braquages de spoilers et en fonction du Cx avion, à Mach=0.5

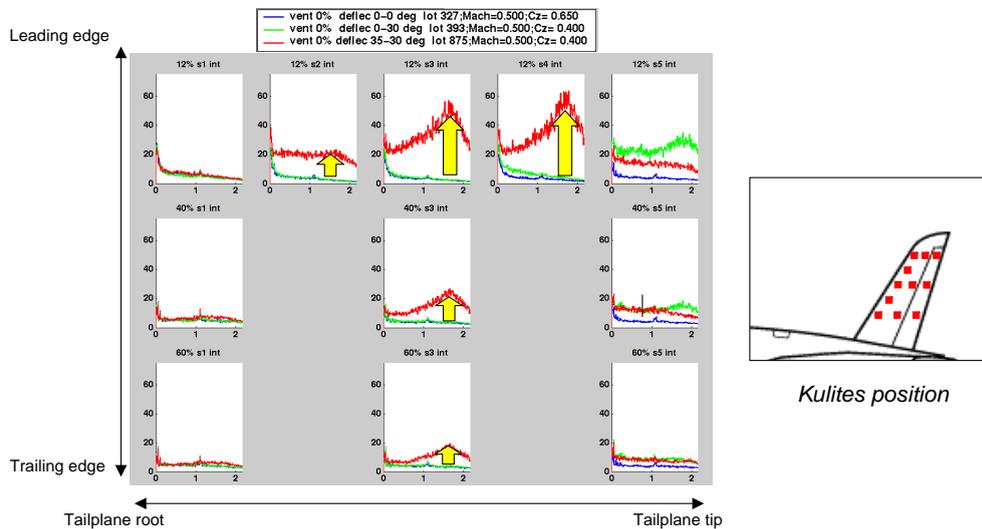


FIG. 11.2 – Spectres des fluctuations de pression, spoilers interne et/ou externes braqués, comparés au cas clean, $Mach = 0.5$, $\alpha = 5^\circ$

schématiquement en s'appuyant sur la répartition des spectres intrados de l'empennage sur la fig. 11.3. Le lien entre la position en envergure des spoilers, et les zones impactées par le sillage des spoilers est clairement mis en évidence. On gardera à l'esprit qu'on ne considère ici que le tremblement généré directement par le sillage des spoilers, et à aucun moment celui créé par une anticipation du décrochage du plan horizontal.

Finalement ces essais ont mis en évidence de façon quantitative l'effet du braquage des spoilers internes sur le tremblement et ont constitué une base solide de travail, avec de nombreux résultats. Plus précisément, le projet AWIATOR a permis de montrer que :

- Le spoiler interne est le plus problématique concernant le tremblement, et que la réduction de la valeur de son braquage est le facteur clé pour réduire les vibrations dues au sillage,
- Le niveau de vibration augmente avec le nombre de Mach,
- Le niveau de vibration n'évolue pas linéairement avec le braquage,
- Sur A340-300, du fait de la position du spoiler interne, les fluctuations de pression sont localisées sur la moitié externe du l'empennage.

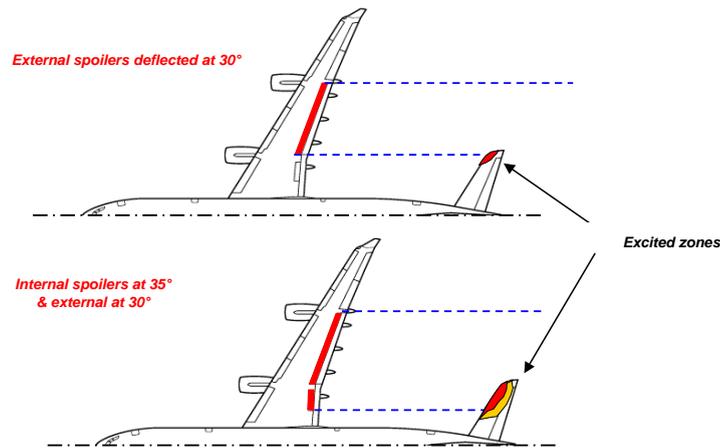


FIG. 11.3 – Schématisation de l'effet du braquage des spoilers internes/externes sur l'empennage horizontal de l'A340-300. En rouge sont dessinées les principales zones impactées.

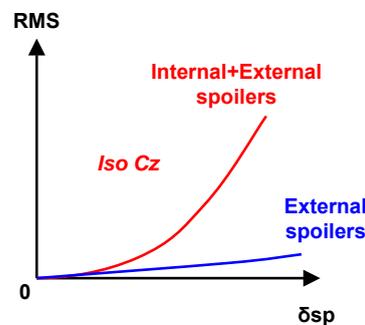


FIG. 11.4 – Schématisation de l'effet du braquage des spoilers internes/externes sur le tremblement en fonction du braquage des spoilers

11.2 Quelques conclusions supplémentaires sur BILHI

Suite à l'analyse faite dans la partie précédente sur le projet de recherche BILHI, et à partir des conclusions qui en ont été tirées et sur lesquelles on ne reviendra pas, on peut également déterminer certaines règles, qui confortent les résultats d'AWIATOR :

- Les vibrations peuvent avoir deux origines : le sillage des spoilers ou bien une anticipation du décrochage du plan.
- Les phénomènes sont globalement similaires en configurations clean et hypersustentée (mais plus complexes à grande incidence dans ce dernier cas).
- Le niveau de vibration n'évolue pas linéairement avec le braquage,
- Seule la zone située environ à $y/b > 45\%$ est excitée par le braquage des spoilers, en se basant sur le tracé des RMS des fluctuations de pression par exemple (fig ?? à ??).
- L'excitation est principalement concentrée au niveau du bord d'attaque du HTP.

Ces conclusions partielles permettent de représenter schématiquement l'emplacement des sources d'excitations sur l'empennage horizontal sur la fig. 11.5, en supposant que l'empennage n'est pas décroché, et que l'on observe la même phénoménologie en clean et en hypersustenté.

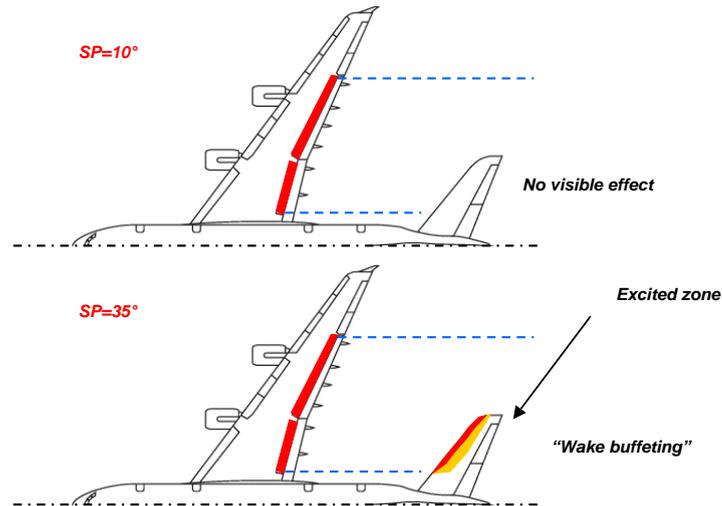


FIG. 11.5 – Schématisation de l'effet du braquage des spoilers internes/externes sur l'empennage horizontal de l'A380. En rouge sont dessinées les principales zones impactées.

11.3 Résultats d'essais en vol

11.3.1 A380 MSN1

Le 51ème vol de l'A380, qui a eu lieu en juillet 2005 concernait les interactions spoilers/HTP. Différents groupements de spoilers ont été testées, mais en l'absence de tout capteur spécifique à ce genre d'analyse (accéléromètre ou kulites), seul le "ressenti" des membres de l'équipage, recueilli à la suite du vol, peut être analysé.

Conditions de vol :

- $Mach = 0.6$
- $z = 15000ft$

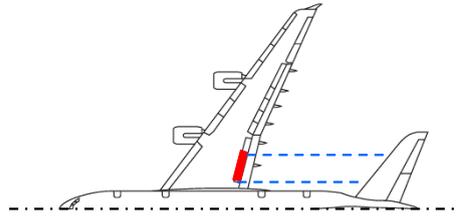
Les braquages du tableau 11.1 ont été testés (liste non exhaustive, car des pianotages des spoilers 1 et 2 ont été réalisés en plus).

Spoilers 1 et 2	Spoilers 3, 4 et 5	Spoilers 6, 7 et 8
25°	0°	35°
25°	5°	35°
25°	10°	35°
25°	35°	35°
25°	0°	45°
0°	0°	45°
25°	0°	45°
20°	20°	45°

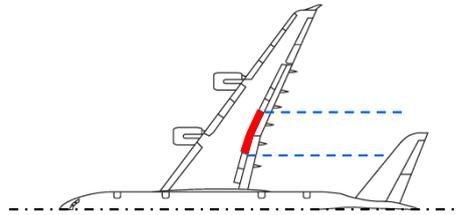
TAB. 11.1 – Liste non exhaustive des combinaisons de spoilers de l'A380 testés en vol. Des pianotages ont été réalisés en plus. La dernière configuration représente la configuration finale choisie pour la descente d'urgence

On considère que seuls les spoilers 1 à 4 de l'A380 sont des spoilers internes, car leur sillage impacte l'empennage.

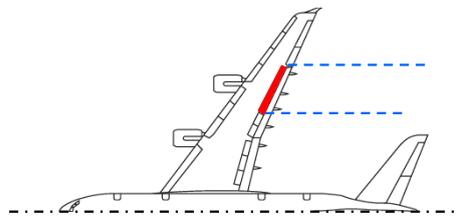
Un élément intéressant est que tous ces spoilers n'ont pas le même effet sur le tremblement, et plus on s'éloigne de l'emplanture, plus les vibrations sont importantes. Sachant que celles-ci se traduisent



(a) Spoilers 1 et 2 : effet présent, mais le spoiler 2 a plus d'effet que le spoiler 1



(b) Spoilers 3, 4 et 5 : Forts niveaux de vibrations observés.
Les braquages supérieurs à 35° ne sont pas acceptables



(c) Spoilers 6, 7 et 8 : aucun effet ressenti

FIG. 11.6 – Compte rendu des principaux effets notés lors des essais en vol

principalement par du roulis, le bras de levier entre l'axe \vec{x} et la zone de l'empennage impactée par les spoilers sera de ce fait un paramètre fondamental.

11.3.2 Configurations de spoilers retenues pour les autres avions de la gamme Airbus

La fig. 11.7 et le tableau 11.2 représentent les configurations exploitées actuellement sur les A330/A340 et sur toute la gamme A318/A319/A320 pour la descente d'urgence. Dans le cas des mono-couloirs, il faut remarquer la taille très imposante des spoilers comparativement à la corde de la voilure, expliquant le fait que seuls les spoiler 2, 3 et 4 sont utilisés pour la descente d'urgence.



FIG. 11.7 – Schématisation du sillage des spoilers internes des longs courriers (a) et des mono-couloirs (b)

SP1	SP2	SP3	SP4	SP5	SP6
< 25°	30°	30°	30°	30°	30°

A340-300

SP1	SP2	SP3	SP4	SP5
0°	20°	40°	40°	0°

A320

TAB. 11.2 – Configuration de spoiler retenue pour la descente d'urgence sur A340 et A320

Sur long-courrier on peut braquer le spoiler interne à 25° pour des $V_c < 330kt$, avant d'être complètement inhibé à $V_c = 365kt$. Ceci n'est permis que grâce à la taille modeste de ce spoiler par rapport à la surface de la voilure.

Sur mono-couloirs, la situation est assez différente, car les spoilers sont comparativement bien plus volumineux. Même si les spoilers 2, 3 et 4 sont largement suffisants pour réaliser cette fonction, le spoiler 1 génère des niveaux de vibrations intolérables.

11.4 Synthèse globale

A partir des observations faites avec BILHI, AWIATOR, le retour d'expérience des essais en vol A380 et connaissant les configurations de spoilers utilisées pour la descente d'urgence sur une partie des avions de la gamme Airbus, le sillage est clairement le facteur déterminant pour la création de tremblement sur le plan horizontal. Les phénomènes d'anticipation du décrochage du plan du fait de l'augmentation de l'incidence locale sont bien plus marginaux, et ne concernent qu'un nombre restreint de points du domaine de vol.

On peut alors mettre en avant les points suivants :

- Le sillage des spoilers est le poste le plus important de buffeting
- La position des spoilers le long de l'axe \vec{y} fixe le bras de levier, et donc l'intensité des vibrations
- Les vibrations varient en polynôme de δ_{SP}^n avec $n > 1$
- Il existe un braquage critique au delà duquel le niveau de vibration est inacceptable
- Plus gros sera le spoiler, plus intenses seront les vibrations

Dés lors, on peut définir trois zones distinctes pour le positionnement des spoilers associées à un risque de vibration de l'empennage (fig. 11.8) : une zone intérieure, une zone médiane et une zone extérieure.

Le sillage des spoilers de la zone intérieure impacte l'interne de l'empennage. Même si l'effet aérodynamique de ces spoilers sur le HTP reste fort, compte tenu du bras de levier plus faible, les vibrations ressenties dans l'appareil devraient être plus faibles. En se basant sur les résultats obtenus suite aux essais en vol A380, des braquages maximums de l'ordre de 25° ou 30° peuvent être envisagés. Naturellement, ce n'est qu'un ordre de grandeur qui dépendra à la fois de la géométrie des spoiler et de l'empennage.

La zone médiane, dans la deuxième moitié de l'empennage, est la plus problématique, car outre les importants effets aérodynamiques, le bras de levier est bien plus fort. Les vibrations seront donc élevées, limitant le braquage de ce fait à des valeurs plus faibles de l'ordre de 20° maximum.

Enfin, la zone externe ne pose pas de problème particulier, dès lors que le sillage des spoilers ne risque pas de toucher l'empennage. Un spoiler situé à une envergure supérieure à b_H ne sera pas problématique.

Ces règles somment toutes basiques sont néanmoins assorties d'un certain nombre de limitations. Tous d'abord, insistons sur le fait que les braquages maximums indiqués ne sont que des ordres de grandeurs, qui dépendent fortement des conditions de vol (nombre de Mach avant tout), de la géométrie de l'avion, ainsi que de son inertie.

Avec une modélisation basique, on écrit le moment de roulis Mx induit par l'effort aérodynamique

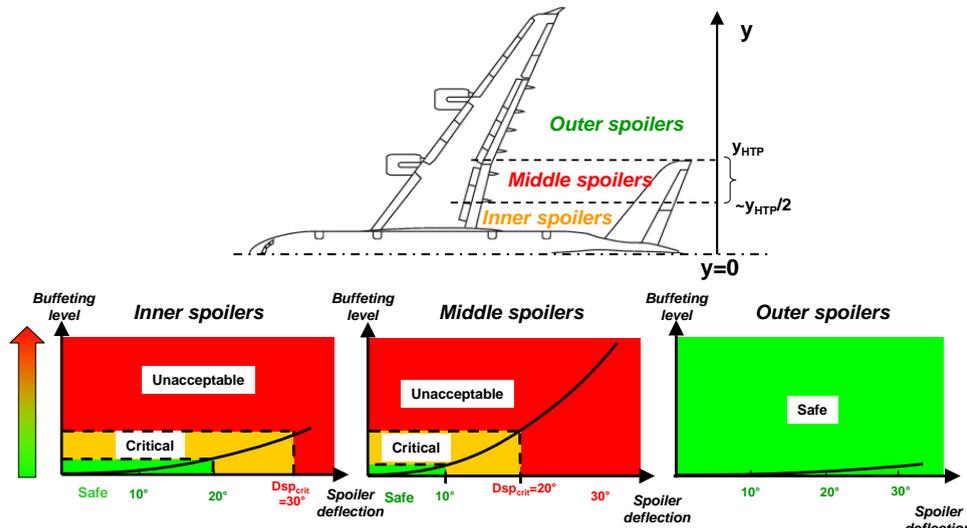


FIG. 11.8 – Règles génériques reliant la position des spoilers et le risque de tremblement sur l'empennage. Les braquages maximums indiqués ne sont que des ordres de grandeur

Fz supposé ponctuel et uniquement selon l'axe \vec{z} , en notant l_V le bras de levier

$$Mx = Fz \cdot l_V$$

Notons $\frac{d^2\theta}{dt^2}$ l'accélération angulaire autour de l'axe \vec{x} qui quantifie les vibrations et I_{xx} le moment d'inertie autour de l'axe \vec{x} . On a donc :

$$I_{xx} \frac{d^2\theta}{dt^2} = Mx \leftrightarrow \frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{Mx}{I_{xx}}$$

et $I_{xx} \propto M_{avion} \cdot b_{aile}^2$, ce qui signifie que plus l'avion sera lourd, plus les vibrations seront atténuées. Les braquages maximums indiqués dans la fig. 11.8, qui ont été établis principalement à partir de données sur des avions lourds (A380 et A340), doivent être revus à la baisse pour des avions plus légers comme des mono-couloirs, mais aucune valeur précise ne pourra être donnée cependant.

CONCLUSION ET PERSPECTIVES

Cette thèse est le prolongement de nombreux travaux qui ont été menés à Airbus depuis plusieurs années et dont le but était d'améliorer la capacité des ingénieurs à modéliser l'aérodynamique d'un avion avec ses surfaces de contrôle braquées.

Les différentes études présentées dans ce mémoire ont montré l'intérêt de méthodes numériques plus ou moins complexes, appliquées à la modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle de la voilure d'un avion. Ces méthodes complètent et supplantent dans certains cas précis les classiques essais en soufflerie et méthodes semi-empiriques, qui étaient les outils de prédilection utilisés à Airbus pour établir les Données Aérodynamiques.

Les modèles et méthodologies qui ont été présentés dans ce mémoire permettent à l'ingénieur Modèles Aérodynamiques de disposer d'outils grâce auxquels il peut fournir des Données Aérodynamiques plus précises, plus rapidement et en adéquation avec chacune des phases du développement de l'avion, qui contribueront à un meilleur dimensionnement des ailerons et des spoilers.

Très appliquée, la démarche proposée a consisté à exploiter les différents outils disponibles afin de créer de nouveaux modèles et méthodologies, améliorant les modélisations des ailerons et des spoilers et permettant donc un meilleur dimensionnement. Toutes les phases du développement ont été abordées, et la plupart des résultats de ces études ont été présentés et exploités par les différents clients du département d'Aérodynamique d'Airbus, intervenant dans des programmes comme l'A380, l'A350 XWB ou même sur des avant-projets.

Dans ce travail de recherche, après une première partie présentant les surfaces de contrôle et de leur modélisation, trois axes ont été traités, consistant en trois étapes majeures du processus de conception d'un avion Airbus :

- Dans le premier axe, représentant les stades les plus avancés du développement, la méthode Chimère a été utilisée pour pouvoir créer de toutes pièces des modèles analytiques de répartitions de charges sur la voilure et sur l'empennage horizontal.
- Situé plus en amont du cycle de développement, le deuxième axe visait à utiliser des méthodes numériques rapides basées sur la théorie de la ligne portante, et à les appliquer conjointement à des modélisation aérodynamiques, pour fournir des Données Aérodynamiques préliminaires.
- Enfin, l'objectif du troisième et dernier axe était de proposer des règles très simples, utilisables dès les phases d'avant-projets, afin de faciliter la conception des spoilers sur la voilure. Des aspects liés aux qualités de vol ont été considérés, mais aussi liés aux performances, en évaluant le tremblement sur l'empennage horizontal qu'ils peuvent générer lorsqu'ils sont braqués.

Dans ces trois parties, l'objectif était de proposer une vue d'ensemble des modélisations des surfaces de contrôle utilisables dans l'industrie, et applicables dans toutes les phases du cycle de développement.

Modèles de charges spoilers braqués pour Données Aérodynamique

Les modèles d'efficacités des surfaces de contrôle pour Qualités de Vol et pour Charges présents dans les Données Aérodynamiques actuelles sont incohérents. D'une part, l'intégration des modèles analytiques de Charges ne permet pas de retrouver les efficacités QDV, et d'autre part l'ensemble des cas traités par les modèles QDV, notamment les cas de pianotages, n'est pas abordé par les modèles de Charges. Le projet DARIUS a été lancé afin de rendre les Données Aérodynamiques pour QDV et pour Charges compatibles, et donc de pallier ces lacunes. Cette partie du mémoire, dont l'objectif était de proposer des modèles de Charges voilure et HTP lorsque les spoilers sont braqués compatibles avec les modèles QDV, s'inscrit dans ce contexte.

La démarche suivie a consisté à analyser l'aérodynamique des spoilers, en termes de charges locales et de coefficients globaux, pour comprendre certaines propriétés qui seront à la base des modèles créés. Pour cela, des calculs numériques ont été produits en utilisant la technique des maillages recouvrants, dite *Chimère*, disponible dans le code elsA de l'ONERA. Outre sa bonne précision, cette technique est exploitée à Airbus dans une chaîne de calcul permettant de générer rapidement des maillages d'avions avec spoilers braqués.

Les modèles présentés ici ont été repris dans le projet DARIUS, afin de servir de base pour l'établissement des Données Aérodynamiques de l'A350 XWB.

Méthodologies pour Données Aérodynamiques préliminaires

L'optimisation du dimensionnement des surfaces de contrôle nécessite de prendre en compte les principaux critères des métiers concernés par l'aérodynamique des ailerons et des spoilers : Qualités de Vol, Performances et Charges. Les Données Aérodynamiques représentent les données d'entrée pour ces métiers, à partir desquelles ils peuvent valider ou non un dessin des surfaces. Jusqu'à présent, à cause des difficultés à fournir rapidement des données exploitables par les Charges et par les Performances, seuls des critères QDV étaient considérés pour le dimensionnement préliminaire. Les autres métiers n'intervenaient que plus tard dans le processus.

S'appuyant en partie sur les avancées récentes dans le domaine des méthodes aérodynamiques rapides, le projet WIMMO a été lancé afin de mettre en place un processus de dimensionnement préliminaire des surfaces de contrôle prenant en considération l'ensemble des critères des métiers impliqués. Pour cela, un ensemble d'outils a été mis en place afin de fournir des évaluations rapides et cohérentes entre elles des efficacités des surfaces de contrôle, adaptées à chacun des trois métiers clients du département d'aérodynamique.

Le cas de démonstration étudié dans ce mémoire consistait à valider un concept d'aileron en deux parties (*split aileron*) sur A320, actionné par quatre Actionneurs Electro-Mécaniques au lieu de deux servocommandes doublées des actionneurs électro-hydrauliques pour un aileron classique. Cette étude s'est avérée prometteuse, avec d'importants gains de masses estimés à la clé.

Cette étude était surtout une étude de faisabilité et de démonstration de l'intérêt d'un projet comme WIMMO. Le principal résultat à retenir est que la mise en place d'un processus multidisciplinaire d'évaluation des surfaces de contrôle, qui privilégie le temps de réponse sur la précision de la donnée fournie, permet de converger rapidement vers une solution prometteuse. Les outils rapides sont donc essentiels et complètent dans les premières itérations d'un programme d'avion les méthodes plus puissantes, mais plus coûteuses, comme la CFD RANS ou les essais en soufflerie.

Support aux avant-projets pour la conception des spoilers

Encore plus tôt dans le développement d'un avion, le département responsable des avant-projets nécessite certaines règles pour guider la conception des spoilers. En générant un fort décollement en leur aval, l'évaluation aérodynamique de ces surfaces est plus complexe que celui des ailerons. L'impact d'une modification géométrique sur leurs efficacités se révèle assez délicat à estimer. De plus, quand ils sont braqués, les spoilers peuvent générer dans certains cas de figure du tremblement sur l'empennage horizontal, fortement dérangeant pour l'équipage et les passagers, et qui fatigue la structure. Ce phénomène aéroélastique doit être réduit au maximum, mais à cause de sa complexité, son évaluation ne peut se faire que très tard dans le développement de l'avion, lors des essais en vol. Ces deux thèmes constituent donc des besoins forts émanant des avant-projets, et ont été étudiés dans la partie IV.

Des calculs elsA-Chimère sur A320 ont été effectués à $M = 0.5$ sur des configurations représentant des effets paramétriques sur la géométrie des spoilers. À partir de cas de référence, l'impact de modifications de la taille de la corde du spoiler, la position en corde et en envergure, ou encore la flèche de leur charnière a été estimé pour les quatre principaux coefficients aérodynamiques (C_z , C_l , C_m et C_x).

Pour fournir des règles relatives à l'évaluation du tremblement de l'empennage, des résultats provenant d'essais en soufflerie dans deux projets de recherches (BILHI et AWIATOR) ainsi que des résultats d'essais en vol sur la plupart des avions de la gamme Airbus ont été confrontés. Le tremblement est apparu la plupart du temps comme dû à une interaction de l'empennage avec le sillage turbulent des spoilers, et n'évolue pas linéairement avec l'angle de braquage des surfaces. De plus, si la zone impactée est située dans la partie externe de l'empennage, compte tenu du plus fort bras de levier, les vibrations seront plus intenses. Ces éléments doivent être considérés lors de la définition préalable des spoilers.

Suites industrielles et perspectives

Le modèle de charges voilure présenté dans la partie II est actuellement à l'étude dans le projet DARIUS, et a servi de point de départ pour élaborer un nouveau modèle de charges spoilers braqués. Le développement se poursuit actuellement, et ce modèle sera utilisé dans le programme A350 XWB. La gestion des interactions entre spoilers, gérée de façon basique dans le modèle du mémoire doit évoluer pour être plus précise et supporter les cas où deux spoilers non consécutifs sont braqués. Le modèle empennage sera repris et amélioré dans les mois qui viennent, toujours dans le cadre du projet DARIUS.

Du fait de la dépendance aux méthodes numériques pour élaborer ces modèles, seules les configurations croisière ont été étudiées. En effet, la méthode Chimère, extrêmement efficace sur ces configurations, se révèle très délicate à mettre en œuvre sur des configurations hypersustentées. Les problèmes que posent le masquage et la gestion des points orphelins dans les zones de recouvrement la rendent plus complexe à industrialiser que l'approche non-structurée disponible dans le solveur Tau par exemple. Finalement, quel que soit l'outil utilisé, il sera nécessaire à terme d'être en mesure de calculer efficacement des configurations hypersustentées, et donc de disposer d'une chaîne de calcul efficace afin de couvrir l'ensemble des besoins de modélisation.

La capacité de modéliser rapidement les surfaces de contrôle, mise en place dans le projet WIMMO a démontré avec le cas de démonstration traité dans ce mémoire, un potentiel très intéressant. Si seuls des ailerons ont été étudiés, la démarche doit être dorénavant étendue aux spoilers. Les outils développés doivent bien entendu être complétés (notamment pour le calcul de la traînée),

et les futures améliorations de PAMELA (gestion de la souplesse, de la compressibilité, de l'effet de sol...) seront apportées de façon continue à la chaîne PAMELA_PARAM. A terme, l'objectif est de disposer d'outils permettant le dimensionnement rapide de l'ensemble des surfaces mobiles de l'avion.

Les règles de dimensionnement des spoilers présentées dans la partie IV ont permis de mieux appréhender la physique de ces surfaces, et surtout de proposer des règles très simples pour faciliter leur dimensionnement. Le besoin avait clairement été identifié, et les résultats de ces études ont été proposés au département responsable du dimensionnement QDV des spoilers. Ils ont été exploités dans le cadre du programme A350XWB.

Il semble maintenant clair que le dimensionnement des surfaces de contrôle sera d'autant plus efficace que des outils pour générer des Données Aérodynamiques, adaptés à chacune des phases de conception de l'avion et permettant de répondre aux besoins de tous les métiers impliqués seront disponibles. En utilisant largement les outils numériques, des modèles et des méthodologies adaptées à l'établissement des Données Aérodynamiques des phases d'avant-projets, jusqu'aux phases les plus avancées du cycle de conception d'un avion ont été développées dans cette thèse. Ces modèles et méthodologies contribuent dès aujourd'hui à améliorer le dimensionnement aérodynamique des ailerons et des spoilers.

Références bibliographiques

- J. A. AL-SAADY : Reynolds number effects, boundary layer transition, and aeroelasticity on longitudinal aerodynamic characteristics of a subsonic transport wing. Tp-3655, NASA, 1997.
- S. AMANT : *Calcul et décomposition de la traînée aérodynamique des avions de transport à partir de calculs numériques et d'essais en soufflerie*. Thèse de doctorat, Supaero, Toulouse, France, 2002.
- A. AYOUB et S. BODAPATI : Unsteady flow patterns associated with spoiler control devices. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 20 th, Orlando, FL*, page 1982, 1982.
- JA BENEK, PG BUNING et JL STEGER : A 3-D chimera grid embedding technique. *Computational Fluid Dynamics Conference, 7 th, Cincinnati, OH, Technical Papers*, pages 322–331, 1985.
- C. BENOÎT, MC LE PAPE et G. JEANFAIVRE : Improvement of the robustness of the Chimera method 32 ndAIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit. 32nd AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit, 2002.
- J.A. BLACKWELL : A Finite-Step Method for Calculation of Theoretical Load Distributions for Arbitrary Lifting-Surface Arrangements at Subsonic Speeds. *NASA TN D-5335, July*, 1969.
- J-L. BOIFFIER : *Dynamique du vol de l'avion*. Cours Supaero, 2001.
- A. BONNET et J. LUNEAU : *Théorie de la dynamique des fluides*. Editions Cépaduès, 1989.
- G. P. BROWN et G. V. PARKINSON : A linearized potential flow theory for airfoils with spoilers. *Journal of Fluid Mechanics*, 57(4), 1972.
- B. CALMELS : Evaluation expérimentale des effets reynolds et aéroélastiques sur l'efficacité d'un aileron. Technical report, Airbus France, 2003.
- F. CHARRU : *Instabilités hydrodynamiques*. Cours de DEA, 2003.
- HK CHENG, SY MENG, R. CHOW et RC SMITH : Transonic swept wings studied by the lifting-line theory. *AIAA Journal*, 19:961–968, 1981.
- V. D. CHIN, C. J. DOMINIK, F. T. LYNCH et D. L. RODRIGUEZ : 2d aileron effectiveness study. AGARD.
- S. W. CHOI, K. S. CHANG et H. OK : Parametric study of transient spoiler aerodynamics with two-equation turbulence models. *Journal of Aircraft*, 38(5):888–894, 2001.
- L.P. COOK et J.D. COLE : Lifting Line Theory for Transonic Flow. *SIAM Journal on Applied Mathematics*, 35(2):209–228, 1978.
- O. COUDRAY : Amélioration de la mse d'efficacités ailerons (dcz, dcl) : compréhension et modélisation des non-linéarités. Note technique, Airbus France, 2005.

- J. DELBOVE : *Contribution aux outils de simulation aéroélastique des aéronefs : prédiction du flottement et de la déformation statique de la voilure*. Thèse de doctorat, Supaero, Toulouse, France, 2005.
- G. FILLOLA : *Etude expérimentale et simulations numériques d'écoulements autour de surfaces mobiles de voilure*. Thèse de doctorat, Supaero, Toulouse, France, 2006.
- G. FILLOLA, G. CARRIER, A. M. RODDE et J-B. DOR : Experimental analysis and numerical simulations of flow around wing control surfaces. ICAS 2006, Hamburg, 2006.
- G. FILLOLA, G. MONTAGNAC et M-C. le PAPE : Numerical simulation around wing control surfaces. ICAS 2004, Yokohama, 2004.
- H. VON GEYR : *Airbrake Wake Optimization*. AWIATOR WP1.2, 2003.
- R. HINDMAN, N. CRIST, B. WILLIAMS, X. CHI, Y. CHOO et TIP SHIH : Q3D-Wing : Validation of a Modern Lifting-Line Method for Application to Clean and Iced Wings. *44 th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pages 1–9, 2006.
- J-M. MOSCHETTA : *Introduction à la résolution numérique des équations d'Euler*. Cours Supaero, 1997.
- F. JIANG : CFD modeling of 2-D aileron effectiveness. *SAE transactions*, 108(1):1317–1332, 1999.
- F. JIANG : Assessing computational fluid dynamics predictions for control surface effectiveness. *Journal of Aircraft*, 38(6):1032–1039, 2001.
- F. JIANG, M. Y. AN et S. J. MYSKO : Computational analysis of aileron effectiveness characteristics on an advanced wing. *AIAA Applied Aerodynamics Conference, 18 th, Denver, CO, Collection of Technical Papers.*, 2:541–551, 2000.
- J. JOURNADE : *DTP Modèle phase 1*. 2005.
- H. J. KIM : *PAMELA v3.2 Technical Documentation*. Airbus Technical Report, 2007.
- J. H. KIM et O. H. RHO : Numerical simulation of the flowfield around an airfoil with stationary and oscillating spoiler. *AIAA Applied Aerodynamics Conference, 14 th, New Orleans, LA, Technical Papers. Pt. 2*, pages 1051–1061, 1996.
- C. S. LEE et S. BODAPATI : Flow Field Measurements of an Airfoil with Deflected Spoiler. *AIAA paper*, pages 83–0365, 1983.
- C. S. LEE et S. BODAPATI : A comparison between experimental and theoretical flow fields of an airfoil with deflected spoilers. *AIAA paper* 85-0269, 1985.
- C. S. LEE et S. BODAPATI : Experimental investigations of the flowfield of an airfoil with spoiler. *AIAA Journal*, 25:1411–1416, 1987.
- M. MACK, H. C. SEETHARAM, H. C. KUHN et W. G. BRIGHT : Aerodynamics of spoiler control devices. *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aircraft Systems and Technology Meeting, New York, N. Y*, 1979.
- B. G. McLACHLAN et K. KARAMCHETI : Experimental study of an airfoil with deflected spoiler, 1982.
- B. G. McLACHLAN, K. KARAMCHETI, A. AYOUB et H. C. SEETHARAM : A study of the unsteady flow field of an airfoil with deflected spoiler, 1983.

- R.L. MEAKIN : Composite Overset Structured Grids. *Handbook of Grid Generation, CRC Press, Eds. Thompson, Soni, Weatherill, 1998.*
- R.L. MEAKIN : Object X-Rays for Cutting Holes in Composite Overset Structured Grids. *AIAA Paper, 2537:15, 2001.*
- R. MERTINS, S. BARAKAT et E. ELSHOLZ : 3D Viscous Flow Simulations on Spoiler and Flap Configurations. *CEAS Aerospace Aerodynamics Research Conference, Paper, 2003.*
- R. MERTINS, E. ELSHOLZ, S. BARAKAT. et B. COLAK : 3D viscous flow analysis on wing-body-aileron-spoiler configurations. *Aerospace science and technology, 9(6):476-484, 2005.*
- R. MINECK : Reynolds effects on the performance of aileron and spoiler. *AIAA paper 01-0908, 2001.*
- R. E. MINECK : Reynolds number effects on the performance of lateral control devices. *Tm-2000-210541, NASA, 2000.*
- Y. J. MOON et M-S. LIOU : Conservative treatment of boundary interfaces for overlaid grids and multi-level grid adaptations. *AIAA Paper 89-1980, 1989.*
- A. NAMER : Analysis of airbrake effect on horizontal tailplane buffet for full and vented airbrakes. analysis of wind tunnel tests and flight tests results. Technical report, AWIATOR WP1.2, 2004.
- H. OK et D. S. EBERHARDT : Calculation of the flowfield around an airfoil with spoiler. *AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 31 st, Reno, NV, 1993.*
- Y. OMORI : Spoiler. *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 11(108), 1963.*
- ONERA DSNA : *Manuel Théorique elsA. 2006.*
- G. V. PARKINSON et P. Tam DOO : Prediction of aerodynamic effects of spoiler on wings. *AGARD, 1977.*
- WF PHILLIPS et DO SNYDER : Modern adaptation of Prandtl's classic lifting-line theory. *Journal of Aircraft, 37(4):662-670, 2000.*
- M.M. RAI : A relaxation approach to patched-grid calculations with the Euler equations. *Journal of Computational Physics, 66(1):99-131, 1986.*
- S. E. ROGERS : Computation of viscous flow for a boeing 777 aircraft in landing configuration. *AIAA paper 2000-4221, 2000.*
- T. SCHWARZ : Development of a wall treatment for Navier-Stokes computations using the overset grid technique. *European Rotorcraft Forum, 26 th, The Hague, Proceedings., 1:45, 2000.*
- JL STEGER, FC DOUGHERTY et JA BENEK : A chimera grid scheme. *Advances in grid generation, pages 59-69, 1983.*
- H. Kurt STRASS et E. W. STEPHENS : An engineering method for the determination of aeroelastic effects upon the rolling effectiveness of ailerons on swept wings. Technical report, NACA Langley Aeronautical Laboratory, 1953.
- E. N. TINOCO, D. R. BOGUE, T. J. KAO, N. J. YU, P. LI et D. N. BALL : Progress toward CFD for full flight envelope. *Aeronautical Journal, 109(1100):451-460, 2005.*

- CP VAN DAM, JC VANDER KAM et JK PARIS : Design-oriented high-lift methodology for general aviation and civil transport aircraft. *Journal of Aircraft*, 38(6):1076–1084, 2001.
- J.C. VANDER KAM : *Reduced-order High-fidelity Methodologies for the Design of Civil Transport High-lift Systems*. Thèse de doctorat, University of California, Davis, 2000.
- ZJ WANG : A Fully Conservative Interface Algorithm for Overlapped Grids. *Journal of Computational Physics*, 122(1):96–106, 1995.
- J. WEISSINGER : *The Lift Distribution of Swept-back Wings*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1947.
- W. H. WENTZ, C. OSTOWARI et H. C. SEETHARAM : Effect of design variable on spoiler control effectiveness, hinge moments and wake turbulence. AIAA paper 81-0072, 1981.
- W. M. WILKINSON, T. R. LINES et N. J. YU : Navier-Stokes calculations for massively separated flows. *AIAA Applied Aerodynamics Conference, 14th, New Orleans, LA*, pages 97–106, 1996.
- L. C. WOODS : Theory of aerofoil spoilers. Technical report, Aeronautical Research Council, 1953.

ARTICLE PRÉSENTÉ À LA 1ST CEAS -
EUROPEAN AIR & SPACE CONFERENCE ,
10-13 SEPTEMBRE 2007

PARAMETRIC EFFECTS ON SPOILER GEOMETRY ASSESSMENT WITH CHIMERA TECHNIQUE

X. Bertrand

Airbus

316 route de Bayonne 31060 Toulouse Cedex 9, France

1. ABSTRACT

This paper presents the use of CFD methods based on RANS equations and Chimera technique to simulate the flow on a transport aircraft with deployed spoilers to improve the physical understanding of these control surfaces.

The first part of the paper explains spoiler aerodynamics and their interactions with the wings, HTP and VTP. Then, spoiler geometry is modified as a function of various parameters (position on wing span and chord, hinge line sweep, spoiler chord size) and the impact of these geometrical effects on handling qualities coefficients is detailed.

2. INTRODUCTION

Prediction of spoiler effectiveness and hinge moment is an important part of the aircraft sizing process, as these devices have a significant impact on handling qualities and final aircraft weight. The flowfield of a wing with deflected spoiler is complex, with massive separation, possible reattachment and vortex shedding, making the study of this control surface very difficult to simulate with CFD. Until recently, only costly wind tunnel tests and semi-empirical methods (SEM) with limited accuracy were employed to model spoiler effectiveness of Airbus aircraft.

Spoilers are first sized thanks to SEM, based on Airbus experience on previous aircraft. SEM are very fast and they provide good results in many cases, if these cases are not too different from existing aircraft. Nevertheless, SEM accuracy is limited, and the physical understanding of the phenomenon can be further improved. Consequently, some margins have to be considered, to ensure the handling qualities of the aircraft in all cases. These margins increase the aircraft weight, on the one hand directly through the spoiler size, and on the other hand by requiring bigger actuators.

The next step is to test a representative model in a wind tunnel to determine more precisely the spoiler effectiveness, in order to create Aerodynamic Data. Because of the significant cost of each wind tunnel model, and the required manufacturing lead-time to build it, it is very difficult to improve spoiler-sizing relying only on wind tunnel tests. Consequently, there is an opportunity to optimize the sizing of spoilers and actuators compared to the past.

Several studies (see [4] & [6] for example) have been realized to determine the flow around an airfoil with a

deflected spoiler through numerical computations. While the 2D physical phenomena appears to be well known, the limited number of 3D studies (see [1], [2], [3], & [5]) suggests the physical understanding of the flow around a wing with deployed spoilers is quite restricted.

CFD has been used at Airbus for a long time for shape design and optimization. With the recent progress in numerical simulations, involving automatic mesh generation and a wide use of the Chimera technique (see [8] and [9]), CFD is more and more used to generate Aerodynamic Data, including aileron and spoiler effectiveness. The capability of elsA to compute configurations with deflected spoilers was studied by Fillola et al. ([1] & [2]) demonstrating the accuracy of elsA with Chimera meshes to determine spoiler effectiveness for Aerodynamic Data, by comparison with wind tunnel tests. This study also emphasized the interactions between Horizontal and Vertical Tail Planes (HTP & VTP) and spoiler wake, and the necessity to simulate asymmetrical aircraft to calculate rolling moment, because of interactions between left and right wings.

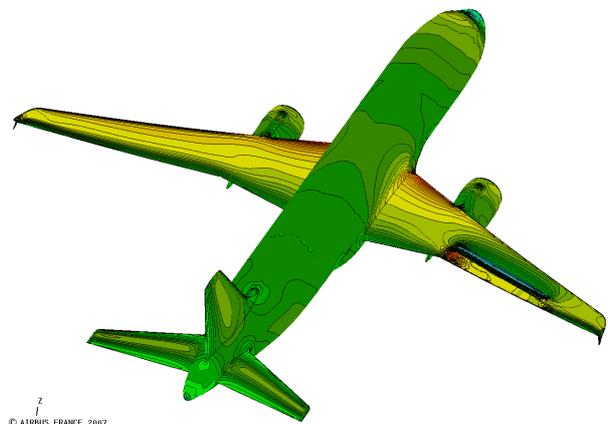


FIG. 1: Cp curves on a single aisle aircraft with deflected spoiler at $M=0.5$, $\alpha=2^\circ$, $\delta_{sp}=30^\circ$. The spoiler is modelled thanks to a Chimera overset mesh.

The Chimera approach is revealed to be extremely interesting because it enables easy & quick modelling of aircraft with deployed spoilers and allows to improve the physical understanding of the associated flow features. In this paper, several basic effects on spoiler layout have been identified, such as spoiler size and position. This has been investigated through application on a classical Airbus aircraft with conventional HTP and VTP. The objective is to provide

a physical analysis of the flow behaviour according to the considered effect in order to ease the configuration optimization.

3. NUMERICAL METHODS

The numerical analysis has been realized with the *elsA* (see [7]) solver, developed by ONERA, CERFACS and Airbus. *elsA* is an object-oriented solver, for structured multiblocks and multigrid meshes. The main interest of *elsA* for this study is its ability to treat Chimera overset meshes, which is useful for moveable surface applications.

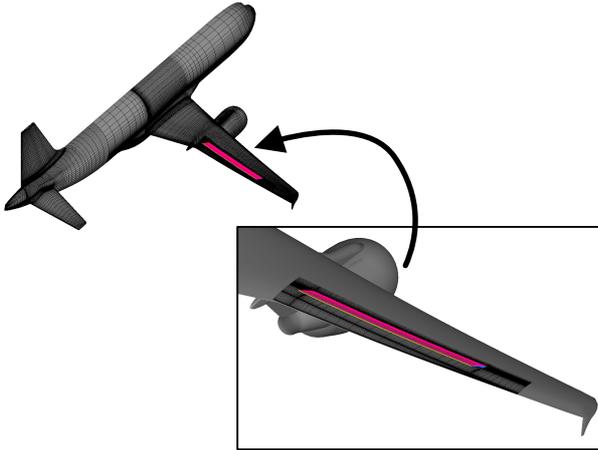


FIG. 2: Chimera mesh overset for spoiler

A global aircraft mesh with deflected spoiler can be decomposed into two domains:

- Aircraft mesh
- Spoiler mesh (generated with an automatic mesher)

The aircraft mesh is the same for all calculated cases and only new spoiler meshes have to be generated. Fillola has validated this approach by comparison of CFD calculations with wind tunnel tests, in order to generate data for handling qualities. There was a good agreement between wind tunnel test results and his calculations for DCz, DCx, DCI and DCm, with and without HTP/VTP.

This paper, based on the results of this previous study, assumes that *elsA* with Chimera mesh for spoiler deflection represents an appropriate means to model the airflow, and can give accurate data easily

The aircraft mesh represents a classical single aisle aircraft, with HTP (setting angle $i_H = -0.82^\circ$), VTP, wing tip fences, nacelle and pylon. There are 4M nodes in this mesh, and approximately 1M in the spoiler mesh.

The turbulence model used is the Airbus standard model Spalart-Allmaras. All calculations have been carried out by applying a multigrid method with two levels, with both angle of attack and sideslip at 0° . The Mach number is 0.5, with a Reynolds number of 29.10^6 .

DCz, DCx and DCm are calculated on a symmetrical mesh (spoilers deflected on both wings), whereas DCI is calculated on a asymmetrical mesh with spoiler deflected on right wing only, in order to take into account interaction between left and right wings (see §4.2).

4. SPOILER PHYSICS

4.1. Spoiler aerodynamics

Even if spoilers/airbrakes have different applications (lift dumping, emergency descent, roll control, load alleviation...), the goal of these surfaces is globally to increase aircraft drag and to decrease lift through a massive separation on the upper wing.

Pressure in front of the deflected surface rises, and shockwaves move upstream at transonic Mach number. The flow separates behind the spoiler, dividing the pressure distribution in three zones with positive and negative lift (FIG. 3), with a massive impact on wing loads distribution (FIG. 5). Wing lift is then completely destroyed, and thanks to the flow separation behind the spoiler, drag is widely increased.

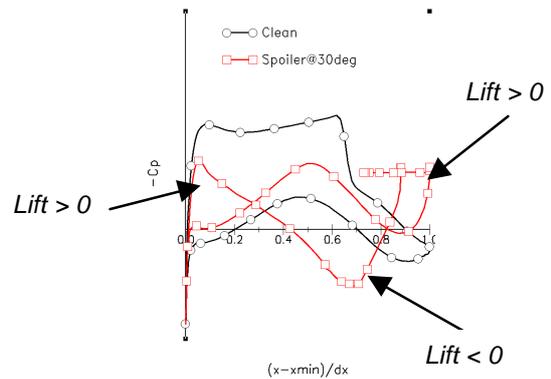


FIG. 3: Pressure distribution on wing with and without deployed spoilers at $y/b=0.55$, $M=0.8$, $\alpha=2^\circ$, $\delta sp=20^\circ$

The huge negative lift zone at mid-profile with a deployed spoiler increases wing pitching moment calculated at 25% Aerodynamic Mean Chord (AMC) (FIG. 4).

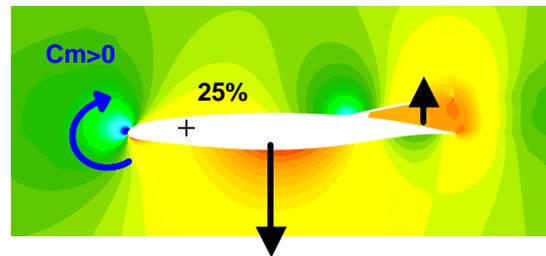


FIG. 4: Spoiler deflection creates nose-up pitching moment

4.2. Interactions

4.2.1. Left/right wing interactions

FIG. 5 shows the necessity to use asymmetrical meshes to model accurately interactions between right and left wings to calculate rolling moment. Discrepancies appear on the internal right wing between symmetrical and asymmetrical configurations. The right wing spoiler has also a small effect on the whole left wing, decreasing its lift. Finally, interactions between left and right wings are extremely important for rolling moment calculation. A full asymmetrical aircraft mesh gives more accurate results.

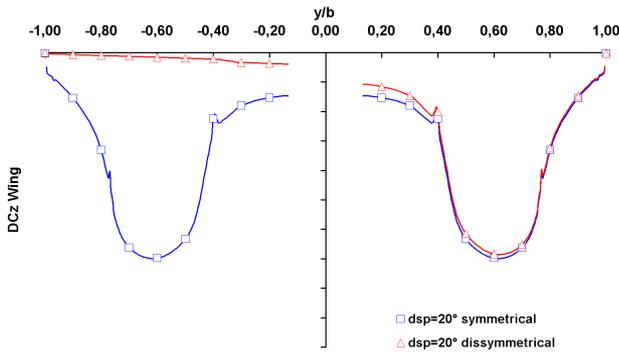


FIG. 5: Wing lift increment distribution in clean configuration and symmetrical/asymmetrical external spoiler deflection $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

	Half A/C	Asymmetrical A/C
DCI	100%	92%

TAB 1: rolling moment effectiveness calculated with a asymmetrical aircraft mesh (interactions modelled) or a half aircraft mesh (no interactions between the two wings)

4.2.2. Spoiler/Tailplanes interactions

Because of loads gradient at spoiler tips (FIG. 6), two contra-rotating vortices are generated, which induce velocities on the HTP.

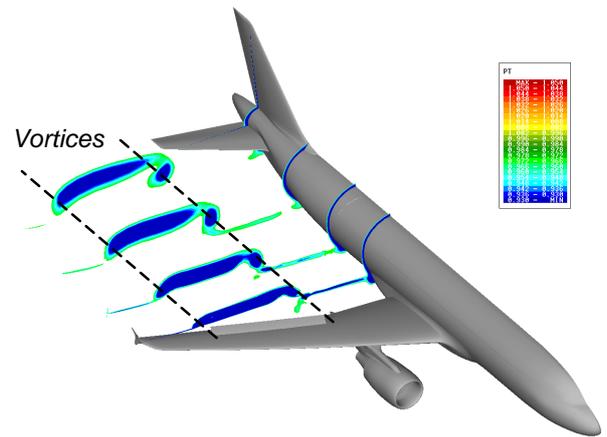


FIG. 6: The total pressure loss in the spoiler wake highlights vortices at spoiler tips

Therefore, even if the spoiler's wake does not touch directly the tailplanes, these vortices modify the local downwash ϵ on the HTP, and determine the main part of spoiler/horizontal tailplane interactions according to the following principle:

$$(1) C_{z_{HTP}} = \left(\frac{\partial C_z}{\partial \mathbf{a}} \right)_{HTP} (\mathbf{a}_\infty - \mathbf{e} + i_H - \mathbf{a}_{0H})$$

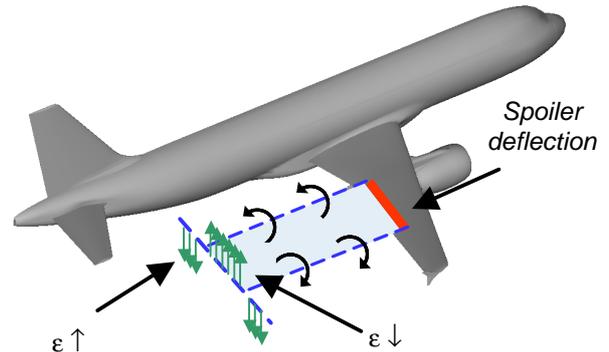


FIG. 7: Vortices trailing from spoiler tips induce vertical velocities that modify the local downwash

Consequently, the relative position of HTP and spoiler is the preponderant factor. In this study, as deflected spoilers are always external to the HTP, they increase the downwash. Hence, HTP lift is slightly reduced, which increases global aircraft lift effectiveness:

	Full A/C	Wing	HTP
DCz	100%	97%	3%

TAB 2: lift effectiveness decomposition

Nevertheless, this downwash increment on HTP reduces the drag effectiveness (FIG. 8). The projection of HTP lift in aircraft aerodynamic axis system shows a drag term along x-axis ($C_{z_{HTP}} \cdot \sin \epsilon$). For negative HTP

lift and positive downwash, this drag is negative as well.

Finally, with deployed spoilers, because of downwash increment $\Delta\epsilon$, HTP drag increment is negative, reducing spoiler drag effectiveness.

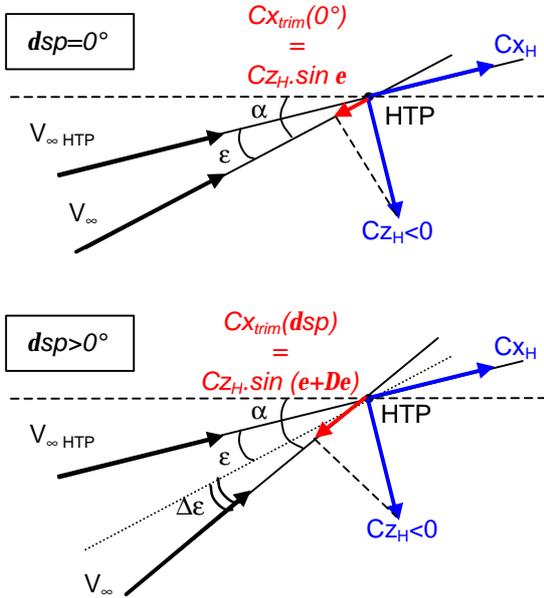


FIG. 8: Trim drag principles. Deploying spoilers increases downwash ($\Delta\epsilon>0$), resulting in a negative trim drag increment: $DC_{xtrim} = C_{xtrim}(dsp) - C_{xtrim}(0^\circ) < 0$

	Full A/C	Wing	HTP
DCx	100%	105%	-5%

TAB 3: drag effectiveness decomposition

Because of the lever arm between HTP and 25% AMC, even a small modification of HTP lift will deeply modify full aircraft pitching moment. Consequently, horizontal tailplanes represent a large contribution to spoiler C_m effectiveness.

	Full A/C	Wing	HTP
DCm	100%	70%	30%

TAB 4: pitching moment effectiveness decomposition

Therefore, for an asymmetrical deflection, right wing vortices will induce vertical velocities on both left and right HTP (FIG. 9), which will slightly contribute to rolling moment.

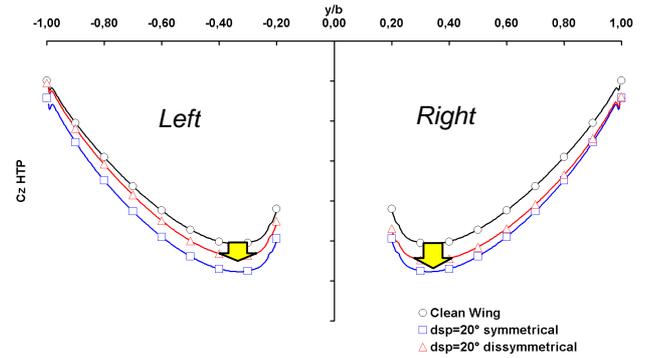


FIG. 9: HTP lift distribution in clean configuration and symmetrical/asymmetrical external spoiler deflection $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta sp=20^\circ$.

With asymmetrical spoiler deflection, VTP is put in a sideslip field, also contributing to rolling moment (FIG. 10).

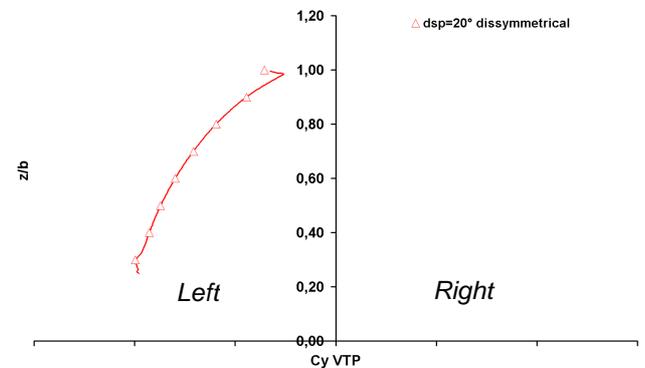


FIG. 10: VTP lateral force distribution with asymmetrical external spoiler deflection at $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta sp=20^\circ$

HTP and VTP play opposite role in rolling moment effectiveness with deployed spoilers. Their total influence is very limited, and the wings create the main part of rolling moment.

	Full A/C	Wing	HTP	VTP
DCI	100%	102%	0.5%	-2.5%

TAB 5: rolling moment decomposition

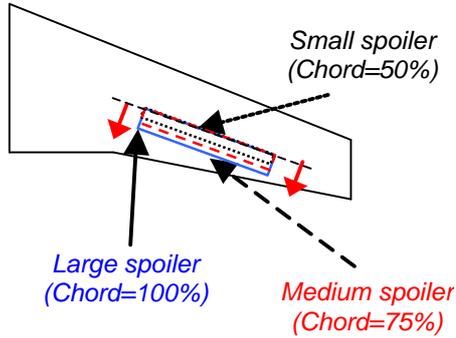
5. PARAMETRIC EFFECTS ON SPOILER GEOMETRY

5.1. Effects description

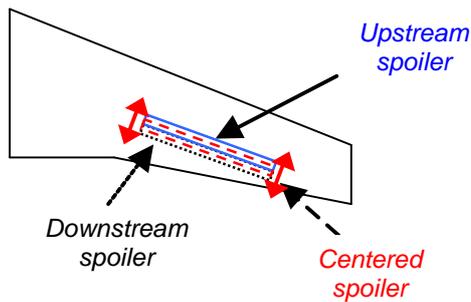
The following study aims at understanding the impact of elementary modifications on spoiler geometry. The whole study has been realized on a classical single aisle aircraft. The four external spoilers (spoiler 2, 3, 4 and 5) deflected all together at 20° , represent the reference configuration. For all the effects studied in this paper, we suppose there are four spoilers deflected

all together.

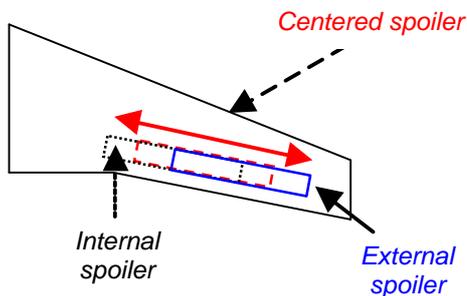
- Spoiler chord modification:** the reference case is the large one. The chords of the two other cases are smaller, representing 50% and 75% of the reference chord.



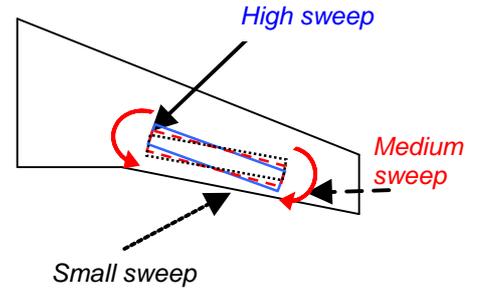
- Spoiler position along x-axis:** the spoiler hinge line is moved upstream or downstream from the reference (centered) position. As the basic aircraft spoilers are quite large, the chord of all these 3 cases is taken as 50% of the reference one. Hinge line is moved by half the spoiler chord.



- Spoiler position along y axis:** the spoiler is moved by 25% of its length in the inboard or outboard direction, with the same span and the same hinge line. The used chord is the reference one.



- Sweep effect of the hinge line:** the spoiler hinge line sweep angle is increased or decreased by 2° steps, through a rotation around the spoiler centre.



5.2. Physical analysis

5.2.1. Spoiler chord effect

First of all, spoiler chord length has little effect on lower wing pressures, whereas the separated zone behind the spoiler depends directly on this size (FIG. 11). A large spoiler naturally increases lift effectiveness: the downstream lifting zone is slightly reduced and has a huge impact on wing lift distribution (FIG. 12).

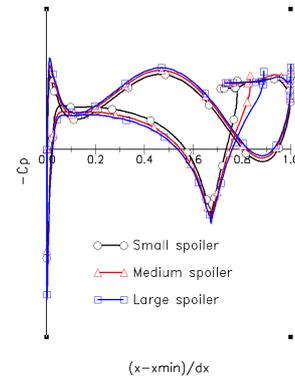


FIG. 11: Pressure distribution on wing with different spoiler chords at $y/b=0.55$, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

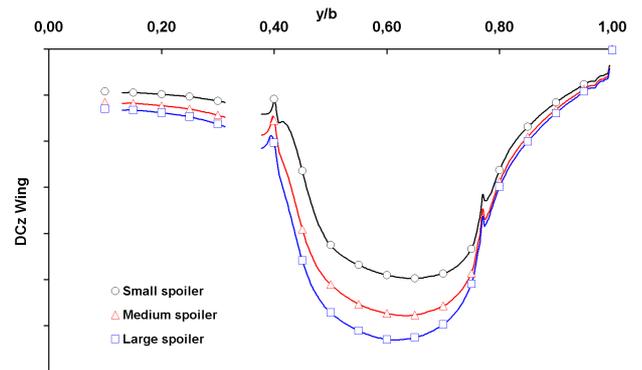


FIG. 12: Wing lift increment distribution for small, medium and large spoiler chords, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

Due to area increment, drag effectiveness grows linearly with spoiler size (FIG. 13).

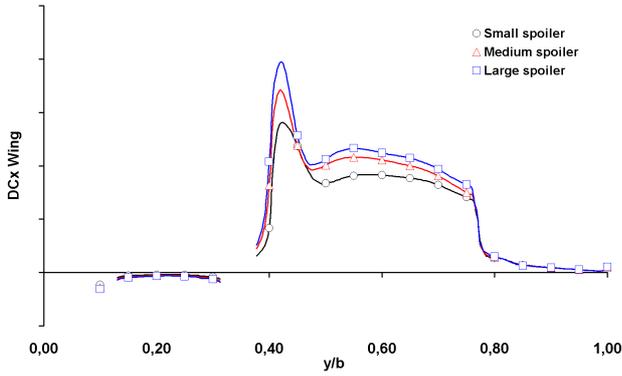


FIG. 13: Wing drag increment distribution for small, medium and large spoiler chord, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta sp=20^\circ$

As detailed in TAB 5, HTP and VTP represent only a small part of rolling moment effectiveness. Its main part comes from the wing, so a large spoiler is more efficient in terms of rolling moment.

Pitching moment is higher for large spoilers than for small ones: the larger lifting zone behind the small spoiler reduces the nose-up pitching moment.

Regarding hinge moment coefficient, direct comparison between the three cases is not objective because the spoiler reference surface is modified. The fairest way to compare the results is to consider the product of the reference volume and the hinge moment as directly proportional to the dimensioned torque M applied to the spoiler:

$$(1) M_{spoiler} = P_{dyn} V_{spoiler} Cmc$$

$$(2) V_{spoiler} = S_{spoiler} \cdot l_{spoiler} \propto l_{spoiler}^2$$

$V_{spoiler}$ is the reference volume of the considered spoiler, P_{dyn} the dynamic pressure, $S_{spoiler}$ the spoiler surface and $l_{spoiler}$ its chord length. $V_{spoiler}$ is thus proportional to the square of $l_{spoiler}$ (eq. 2).

As Cmc is more or less of the same order of magnitude with the three different chords, $V \cdot Cmc$ also mainly depends on the square of the chord. Therefore, reducing the spoiler chord by 25% nearly divides by two the torque applied to the actuator.

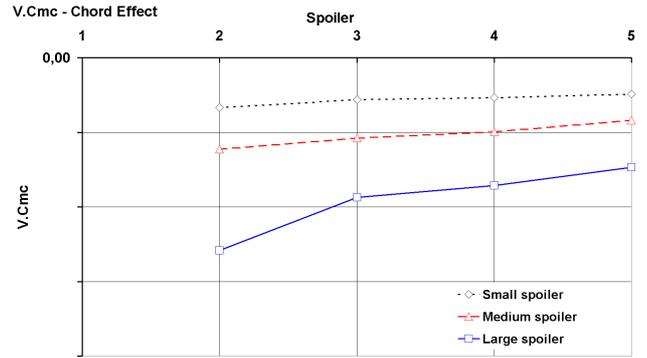


FIG. 14: product of hinge moment coefficient by reference volume of the spoiler, which is proportional to the dimensioned torque

5.2.2. Spoiler position along x axis

Shifting the spoiler hinge line position along the x-axis with constant spoiler chord, lower wing pressures are unchanged. Only upper wing pressures vary. The lift loss with an upstream spoiler (huge negative lift zone in front of it) is balanced by lift creation behind the surface. Finally, the global wing lift is the same in the three cases, and FIG. 16 highlights the limited discrepancies between the three calculated cases.

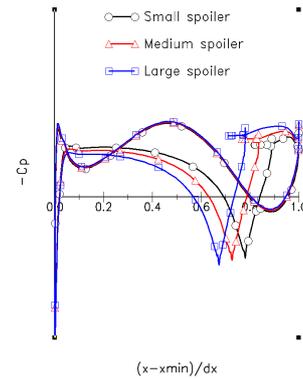


FIG. 15: Pressure distribution on the wing at $y/b=0.55$ for 3 positions of the spoiler

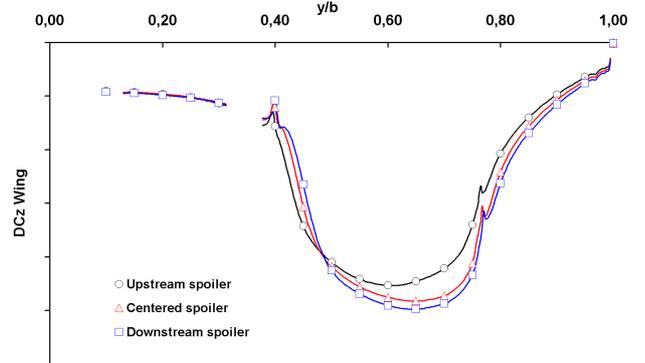


FIG. 16: Wing lift increment distribution for upstream, centered and downstream spoilers, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta sp=20^\circ$

DCx depends linearly on this effect. An upstream spoiler will create more drag than a downstream spoiler, because of higher pressure differences around the surface (FIG. 17).

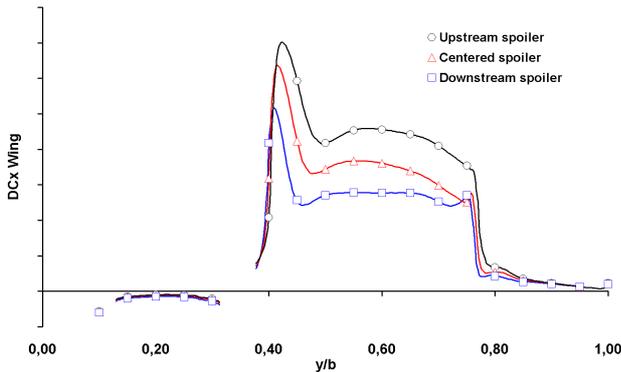


FIG. 17: Wing drag increment distribution for upstream, centered and downstream spoilers, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

It is the same phenomenon for C_{mc} : the more the spoiler upstream, the higher the hinge moment.

This geometrical effect does not modify pitch and rolling moment effectiveness. Vortices intensity do not vary, so spoiler/tailplane interactions are the same in the three cases.

5.2.3. Spoiler position along y-axis

We saw in §4.2 that spoiler/HTP interactions mainly depend on their relative position along y-axis: downwash value evolves. This has therefore many consequences on lift, drag and pitching moment.

First of all, we can consider an aircraft without tailplanes. As drag mainly depends on spoiler area, it is not changed by spoiler position along y-axis. However, an internal spoiler has a better lift effectiveness than an external spoiler.

Thanks to a higher lever arm external spoiler has better rolling moment effectiveness than internal spoilers. Due to wing sweep angle, the external spoiler is further from the reference point for pitching moment calculation (25% AMC). Therefore, external spoiler increases DC_m on an isolated wing.

FIG. 18 shows that spoiler/HTP interactions are completely different in the three cases. Contrary to internal spoiler, external and centered spoiler vortices do not intersect HTP. Thus, internal spoiler will not increase downwash on the whole HTP span.

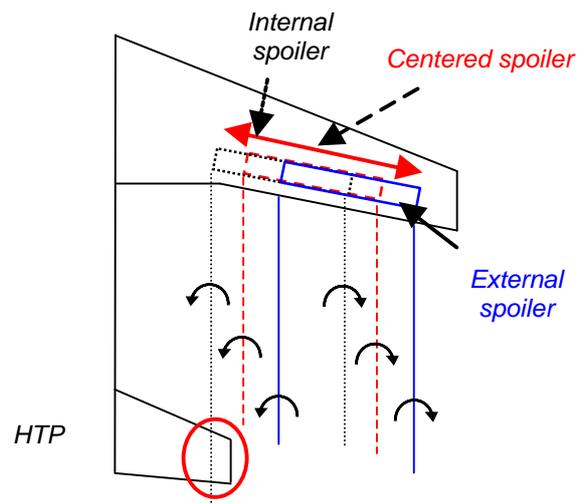


FIG. 18: Simplified representation of vortices position for position along y-axis effect. Inner vortex of internal case intersects HTP

This causes the lift increment on the HTP to vary with the y-position of the spoiler, which is evidenced in FIG. 19, showing a downwash increment or decrement.

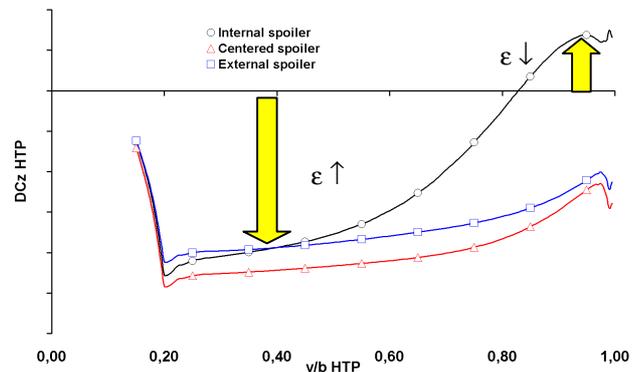


FIG. 19: HTP lift increment distribution for inner, centered and outer spoiler. Inner case creates positive and negative downwash

Internal spoiler has a smaller impact on HTP lift than the other cases, and consequently smaller pitching moment effectiveness.

5.2.4. Spoiler sweep effect

An analysis of pressure distributions at three different sections of the wing (internal, medium and external spoiler span) shows that spoiler sweep effect can be explained only by considering the spoiler hinge line position on wing profile. A spoiler with a small sweep will have its internal side further downstream than a spoiler with a high sweep angle, and the opposite for the external side. Finally, pressure distributions are locally very similar to those found when considering the effect of varying the position along x-axis (FIG. 20). Sweep effect might be regarded as a simple change of spoiler local position on the wing chord.

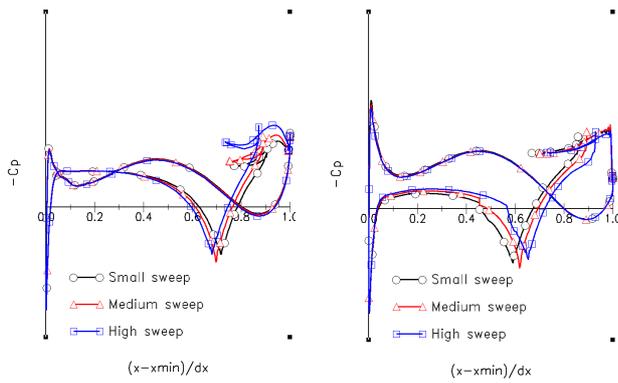


FIG. 20: Pressure distribution at $y/b=45\%$, and 75%

Therefore, increasing spoiler sweep angle has not much effect on the spoiler lift effectiveness, while this sweep increment remains small (FIG. 21). On the studied case, a small sweep angle is a little more efficient than a high one. This observation probably depends on wing and spoiler geometry, and it is certainly dangerous to extend this remark to other aircraft. With different spoiler chord, other wing planform or another reference point for the rotation the tendencies would probably be different.

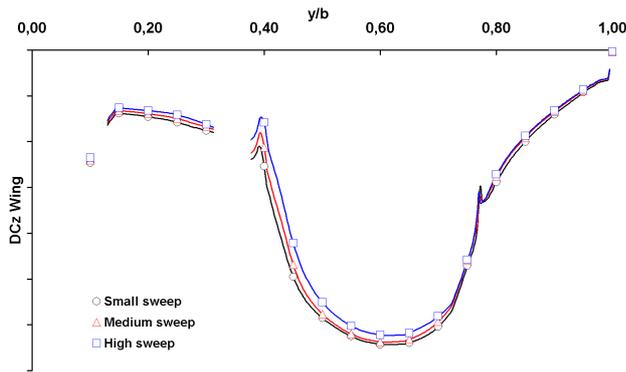


FIG. 21: Wing lift increment distribution for small, medium and large hinge line sweep angle, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

Drag increment distribution (FIG. 22) emphasizes the equivalence sweep effect/position along x-axis. The most important drag on internal side is obtained with a high sweep spoiler, whereas on external side it is obtained with small sweep spoiler.

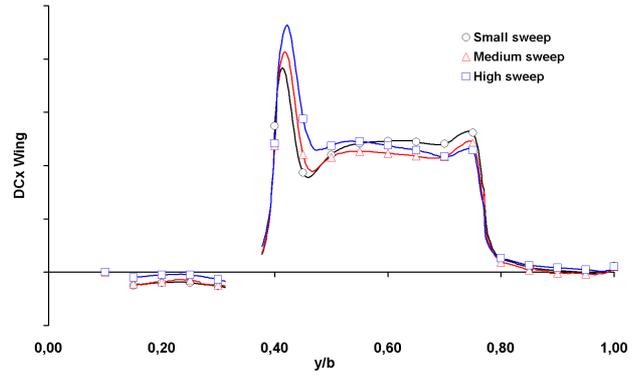


FIG. 22: Wing drag increment distribution for small, medium and large hinge line sweep angle, $M=0.5$, $\alpha=0^\circ$, $\delta_{sp}=20^\circ$

Because of the limited effect on wing load distribution of hinge line sweep, pitching and rolling moments do not vary a lot.

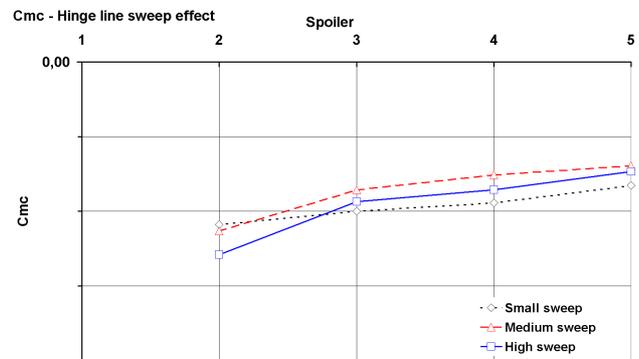


FIG. 23: Hinge moment coefficient for small, medium and high spoiler sweep angle.

Nevertheless, the hinge line sweep effect seems to have an important impact on C_{mc} (FIG. 23). High sweep angle generates low pressure levels behind spoiler 2, implying high C_{mc} for this particular spoiler. Reducing the sweep angle limits the hinge moment of this spoiler, even if it increases the ones of the other spoiler.

6. CONCLUSION

The complexity of the flow, with massive separated zones, on an aircraft with deployed spoilers was a severe constraint for handling qualities quantification. Wind tunnel tests were mandatory to estimate accurately the effectiveness of this kind of control surfaces, with an important cost and limited optimisation possible during aircraft development. Thanks to Chimera meshing technique, CFD computations on an aircraft with deflected airbrakes are affordable, and moreover they have an excellent accuracy.

A great advantage is the improvement of the physical understanding of spoiler aerodynamics: interactions

with the tailplanes in symmetrical and asymmetrical configuration have been explained.

Then, a database of effects on spoiler geometry has been calculated for the purpose of configuration optimisation. The main tendencies have been explained and can be used for back-to-back assessments.

Nowadays, the interest of the Chimera technique for the prediction of handling qualities of an aircraft is clear. The methodology described in this paper can be extended to all the others moveable surfaces such as ailerons, rudder and elevator with the same advantages and accuracy.

7. REFERENCE

- [1] Fillola, G., Carrier, G., Dor, J-B, "Experimental Study and Numerical Simulation of Flow Around Wing Control Surface", ICAS 2006 Hamburg
- [2] Fillola, G., Le Pape, M-C., Montagnac, M., "Numerical Simulations Around Wing Control Surfaces", ICAS 2004, Yokohama
- [3] Mertins, R., Barakat, S., Elsholz, E., "3D viscous flow simulation on spoiler and flap configuration"; German Aerospace Congress 2003, Munich
- [4] Al-Bahi, A., "Investigation of the Flow Field Past an Airfoil-Spoiler Configuration", AIAA 1996, Reno
- [5] Tinoco, E., Bogue, D., Kao, T-J., Li, P, Ball, D., "Progress Toward CFD for Full Flight Enveloppe", Aeronautical Journal Volume 109, October 2005
- [6] Costes, M, "Comparison Between Experimental and Computational Results for Airfoils Equipped with a Spoiler and a Flap", AIAA 1985, Colorado Springs
- [7] Gazaix, M., Jolles, A., Lazareff, M., "The elsA Object Oriented Computation Tool for Industrial Applications", ICAS 2002, Toronto
- [8] Jeanfaivre G., Benoît, Ch., Le Pape, M-C., "Improvement of the Robustness of the Chimera Method", AIAA paper, 02-3290, St Louis, June 2002
- [9] Steger, J-L., Dougherty, F-C., Benek J-A., "A Chimera grid Scheme", in Advance in Grid Generation, K.N. Ghia and U. Ghia, eds, ASME FED, Vol. 5 pp56-69, 1983

Modélisation aérodynamique des surfaces de contrôle de la voilure d'un avion de transport

Les surfaces de contrôle de la voilure (ailerons et spoilers) permettent d'assurer la manœuvrabilité et le contrôle d'un avion dans tout son domaine de vol. Cette thèse s'inscrit dans une démarche d'amélioration de la modélisation aérodynamique de ces surfaces, afin de permettre une optimisation plus fine de la configuration avion. Plus précisément, l'objectif est l'élaboration d'une méthodologie reposant sur différents outils (CFD RANS et CFD rapide principalement) permettant d'améliorer, en terme de précision et de coût, l'estimation des efficacités des ailerons et des spoilers, dans toute l'enveloppe de vol et à chaque étape du développement.

L'apport des progrès réalisés par l'utilisation de cette nouvelle méthodologie a ainsi été évalué dans une optique de production de *Données Aérodynamiques*, essentielles dans le processus de dimensionnement pluridisciplinaire de l'avion.

Mots-clés : aérodynamique, aileron, spoiler, aérofrein, CFD, ligne portante, Chimère, Navier-Stokes

Aerodynamic modelling of wing control surfaces

Wing control surfaces (ailerons and spoilers) ensure aircraft maneuverability and control in its entire flight envelope. This thesis aims at improving aerodynamic modelling of these surfaces, in order to allow a smoother optimization of aircraft sizing. More precisely, the goal is to set-up a methodology using several tools such as CFD RANS and lifting line code to improve ailerons and spoilers effectiveness prediction, in the whole flight envelope, for each step of the development.

Progresses brought about by this methodology were integrated in the production of *Aerodynamic Data*, mandatory in the framework of multidisciplinary aircraft sizing process.

Keywords : aerodynamics, aileron, spoiler, airbrake, CFD, lifting line, Chimera, Navier-Stokes