ETUDE THEORIQUE ET EXPERIMENTALE D'UN PARAFOIL DE GRANDE TAILLE

Frédéric Chalot

Dassault Aviation, DGT/DTA/Mod/Aéro 78, quai Marcel Dassault, 92214 Saint-Cloud Tél: 01-47-11-33-78 – Fax: 01-47-11-45-35 e-mail: chalot@dassault-aviation.fr

<u>Résumé</u>

Les qualités de finesse des parafoils les rendent attractifs pour minimiser le coût de la récupération d'engins spatiaux de type capsule en réduisant considérablement l'étendue du site d'atterrissage. Un démonstrateur est à l'étude sous l'égide de l'Agence Spatiale Européenne et du CNES afin d'en appréhender les caractéristiques aérodynamiques et de déterminer le comportement de ce genre de configuration.

La présente communication décrit l'approche proposée par Dassault Aviation afin d'identifier les paramètres principaux qui gouvernent le comportement aérodynamique du parafoil. Des essais en soufflerie ont été menés à l'installation S1 Modane de l'ONERA, dans le but de mesurer les coefficients aérodynamiques et la tension des suspentes à l'aide d'un système de balance spécialement mis au point. Ces essais au sol d'un parachute de grande taille constituent une première en Europe et fournissent une base de validation importante pour les différentes simulations. D'un point de vue théorique, l'ensemble des outils numériques disponibles (méthodes de singularités, calculs tridimensionnels Euler et Navier-Stokes turbulent) a été utilisé pour reproduire l'essai de soufflerie. La prise en compte du caractère non rigide de la voile a également été abordée grâce à une modélisation de la structure souple et du couplage aérodynamique qui détermine le calage en veine.

Abstract

The capability of gliding parachute to have a lift of drag ratio enough to reduce the size of the landing site is quite of interest to minimize the recovery cost of spacecraft like classical or advanced capsules. Studies around a demonstrator, sponsored by ESA/CNES, are in progress in order to assess its aerodynamic characteristics and to determine the behavior of such a kind of complex configuration.

This paper describes the strategy proposed by Dassault Aviation. The baseline is to identify the main parameters governing the aerodynamic behavior. Wind tunnel experiments were performed at the ONERA S1 Modane facility in order to measure the aerodynamic coefficients and the stress in the suspension lines using a specially designed balance system. This ground test of a large parafoil is a first in Europe and provide a solid validation basis for all numerical simulations. The complete set of available theoretical tools was used to rebuild the wind tunnel test (pannel method, 3-D Euler and turbulent Navier-Stokes). The non-rigid behavior of the wing was also considered with the modelization of the flexible structure and of the aerodynamic coupling which drives the equilibrium state in the wind tunnel.

1. Introduction

Ce papier décrit l'approche mise en place à Dassault Aviation pour l'étude expérimentale et théorique d'un parafoil de grande taille destiné à la récupération d'un engin spatial. Une telle étude permet d'évaluer le comportement aérodynamique de la voile en vol avant même celui-ci, et fournit les coefficients aérodynamiques nécessaires à la réalisation d'un guidage et d'une optimisation de la trajectoire en fonction du point de largage et de la zone d'atterrissage considérée.

Une première partie rappelle le contexte historique de l'étude, qui a amené Dassault Aviation à s'intéresser aux parachutes manœuvrants. Les essais en soufflerie sont abordés dans la partie suivante. Et enfin les différents niveaux de simulations numériques sont décrits.

2. <u>Historique</u>

Le programme spatial européen s'oriente aujourd'hui vers des projets d'un caractère technique moins critique que l'avion spatial Hermès, en particulier en ce qui concerne les coûts de développement et d'utilisation. Afin de respecter ces contraintes, le nouveau projet sépare la phase de réentrée hypersonique (problèmes de tenue thermique, de fléxibilité d'utilisation et de réutilisation, et éventuellemnt capacité de déport latéral) et la phase d'atterrissage (problèmes de précision et de maîtrise des coûts de récupération).

Ce dernier point est critique d'un point de vue

technique et requiert des études sur les phases finales et de récupération. Les critères de conception d'un tel système de récupération devront inclure les points suivants:

- masse;
- précision d'atterrissage;
- sensibilité aux conditions atmospheriques (vent, turbulence, etc...);
- fiabilité et sécurité.

Le système de récupération candidat devra avoir une finesse suffisante pour réduire la taille du site d'atterrissage et diminuer ainsi l'infrastructure nécessaire à la récupération. Les composantes de vitesse verticales et horizontales devront de surcroît être aussi faibles que possible lors de la phase d'arrondi de façon à limiter les charges sur l'équipage à l'impact. Un système de récupération sous parafoil peut alors s'avérer une solution viable.

Depuis 1993, l'ESA et le CNES financent des études de systèmes de récupération à travers différents programmes spatiaux: Assured Crew Return Vehicle (ACRV), Non Winged Return Vehicle (NWRV), Crew Transport Vehicle (CTV), Parafoil Technology Demonstrator (PTD), et le Manned Space Transport Program (MSTP) "Prediction Tools for Classical Capsule". DASA est le contractant principal du PTD, alors que le MSTP "capsule" est animé par Aerospatiale. Dassault Aviation participe à chacune de ces activités et apporte son savoir-faire dans les domaines de l'aérodynamique théorique et expérimentale.

3. <u>Essai en soufflerie</u>

En comparaison aux essais en vol, les essais en soufflerie sont intéressants du fait qu'ils fournissent, outre de nombreuses informations qualitatives lors du gonflage et tout au long de l'essai, des mesures des coefficients aérodynamiques, de la tension des suspentes, de l'angle d'attaque et même éventuellement des répartitions de K_p . Les essais de soufflerie se doivent également de permettre la validation des outils numériques grâce à des conditions bien identifiées. Ils permettent également de vérifier l'angle de suspentage choisi a-priori pour la configuration étudiée. A l'aide d'un dispositif particulier, on peut aussi imaginer de faire varier l'incidence de l'aile pour en déterminer les caractéristiques générales ainsi que les limites d'utilisation.

L'étude des souffleries pouvant accueillir des essais de parafoil a montré que l'installation de l'ONERA, S1 Modane, était la plus grande disponible en Europe (voir Figure 1). La chambre de tranquilisation de la soufflerie en amont de la section de test transsonique habituelle, d'un diamètre de 24 m, a été retenue comme section d'essai (Figure 2). La soufflerie peut générer des conditions amont jusqu'à 24 m/s. La chambre de tranquilisation de S1 est capable de recevoir des parachutes atteignant 80 m², soit une maquette de grande taille, et donc de fournir un nombre de Reynolds proche de celui du vol.

Des modifications ont été apportées à la chambre de tranquilisation de façon à installer une balance aérodynamique à 6 composantes sous le sol de la soufflerie. Une salle spéciale a été aménagée afin de recevoir cette balance. Ce concept original permet d'effectuer de nouveaux essais classiques dans la soufflerie sans devoir démonter la balance. Une plaque facilement amovible donne accès à la balance et aux points d'encrage des suspentes, ce qui permet de commencer une nouvelle série d'essais de parafoil dans un délai très court.

L'étude complète de la balance aérodynamique a été réalisé par Dassault Aviation. Outre la détermination des coefficients aérodynamiques, cette balance possède un système particulier permettant de faire varier l'incidence de la voile durant l'essai. Des enrouleurs télécommandés permettent également le braquage des freins du parafoil.

Le parafoil D80 testé à S1Ma constitue une maquette environ à l'échelle 1/2 du modèle de vol et représente une surface de 71 m² (voir Figure 3). Différents angles d'incidence avec différents braquages symétriques des freins ont été etudiés.

La Figure 4 montre la plaque à trou qui guide les suspentes vers leurs points d'encrage et permet le passage des cables des capteurs vers la salle où se trouve la balance. On discerne un certain nombre de suspentes équipées de capteurs d'efforts, ainsi que la découpe de la plaque qui permet de fermer l'accès à la balance.

Pour plus de détails concernant cet essai, le lecteur se réfèrera au papier présenté conjoitement par l'ONERA et Dassault-Aviation [5].

4. <u>Simulations numériques</u>

Etant donné les phénomènes aérodynamiques complexes entourant l'évolution d'un parafoil, on se doit de procéder étape par étape afin d'évaluer les caractéristiques de l'aile et d'isoler les paramètres principaux qui gouvernent son comportement. Tout d'abord, une méthode élémentaire est utilisée afin de quantifier l'effet de paramètres géométriques sur l'aérodynamique de la voile. Ensuite des calculs Navier-Stokes sont réalisés pour identifier les effets visqueux, et enfin une stratégie de couplage fluide/structure est mise en place pour simuler l'interaction de l'écoulement avec la structure souple du parafoil.

4.1. Méthode des singularités

Les dérivées aérodynamiques qui contribuent à la stabilité et au guidage sont générées par l'interférence de déformations géométriques et de perturbations dans l'écoulement. Afin d'étudier l'influence de variations géométriques sur les coefficients aérodynamiques, nous avons défini quatre dérivées de forme à partir d'une forme de référence. Cette forme de référence est basée sur un profil Clark "Y", sans gonflage des cellules en envergure, ni braquage du bord de fuite. Les variations de forme proviennent d'observations pendant les essais et du rapport d'essai de l'ARS (*Advanced Recovery System*) dans la grande soufflerie de NASA Ames [2].

Lorsque le parafoil est complètement gonflé dans la section d'essai, on observe le comportement suivant:

- le bord de fuite semble légèrement défléchi. Ce phénomène se produit losque la pression dynamique est trop faible pour assurer le bon gonflage de l'aile. Dans ce cas, la traînée des suspentes arrière, qui se déchargent, entraîne ce braquage.
- le bord d'attaque s'arrondit dans la partie supérieure de l'entrée d'air.
- étant donné la charge aérodynamique sur le premier quart du profil, celui-ci se cambre vers le haut.

- en envergure, l'évolution géométrique est déterminée par la forme des cellules gonflées.

Les variations géométriques envisagées à partir des observations précédentes sont représentées sur les Figures 5, 7, 9, 11 et 13:

1) forme de référence;

- 2) 1 + braquage du bord de fuite;
- 3) 2 + bord d'attaque arrondi;
- 4) 3 + cambrure;
- 5) 4 +cellules gonflées.

Une méthode de singularité, sans modèle de décollement, est utilisée dans cette partie préliminaire de l'étude. La contribution des suspentes n'est pas prise en compte dans l'évaluation des coefficients aérodynamiques. Une estimation de la traînée de suspente [4] est retranchée de la traînée expérimentale pour permettre les comparaisons. Les évolutions du coefficient de pression pour les différentes variations géométriques sont présentées sur les Figures 6, 8, 10, 12 et 14.

L'analyse des résultats numériques montre que le braquage du bord de fuite (Forme 2) accroît le coefficient de portance; l'arrondi du bord d'attaque (Forme 3) limite l'accélération de l'écoulement, ce qui entraîne une portance plus faible que pour la Forme 2; la forme cambrée (Forme 4) produit les coefficients de portance et de traînée les plus élevés; le Forme 5 correspondant à la forme la plus réaliste conduit à une portance plus faible que pour la Forme 4, probablement due à la forme en envergure générée par le gonflage des cellules.

La comparaison des données expérimentales et des résultats numériques montre une surévaluation de la portance d'environ 50% par le calcul, alors que la finesse est prédite à 4% près. Ces calculs de singularités ne prennent pas en compte les effets visqueux. Un calcul Navier-Stokes turbulent bidimensionnel a en effet montré que le braquage du bord de fuite induit un décollement important de l'écoulement sur l'extrados. Cette forte interaction visqueuse permet d'envisager une amélioration des prédictions initiales par l'utilisation d'un code Navier-Stokes.

4.2. Calculs Navier-Stokes tridimensionnels

Le régime de vol des parachutes se situe dans une gamme de vitesses allant de zéro à quelques dizaine de mètres par seconde. Les solveurs compressibles montrent des performances dégradées lorsqu'utilisés à des nombres de Mach très bas. C'est la raison qui a motivé la modification du code Navier-Stokes de Dassault-Aviation de façon à mieux traiter les écoulements incompressibles [3].

Description du code de calcul

Le code Navier-Stokes de Dassault-Aviation, dénommé VIRGINIE, utilise une formulation aux éléments finis, construite à partir d'une forme symétrique des équations de Navier-Stokes réécrite à l'aide de variables entropiques. Les avantages de ce changement de variables sont multiples: il permet une meilleure analyse théorique de la stabilité et de la convergence de la méthode; la propriété de symétrie contribue à l'efficacité des solveurs linéaires itératifs, tels que GMRES; enfin, la solution discrète satisfait automatiquement le second principe de la thermodynamique, ce qui améliore la stabilité de la méthode.

La méthode Galerkin/moindres-carrés (Galerkin/least-squares ou GLS) garantit de bonne caractéristiques de stabilité tout en conservant une grande précision. Le contrôle de la solution au voisinage de forts gradients est amélioré par un opérateur non-linéaire de capture de discontinuités. Une marche en temps complètement implicite est utilisée: elle s'appuie sur un solveur linéaire itératif, basé sur l'algorithme GMRES et implémenté par une technique qui s'affranchit du calcul de Jacobiens afin de minimiser l'espace mémoire nécessaire. Le code, complètement vectorisé et parallélisé, est disponible sur différentes plateformes allant de la station de travail au supercalculateur parallèle. Il comprend différents modèles de turbulence, algébriques et à une ou plusieurs équations (Baldwin-Lomax, Spallart-Almaras, K- ε , etc...) [1].

VIRGINIE a été utilisé de façon intensive durant le programme Hermès sur des configurations à basses et hautes vitesses [7].

Grâce à sa formulation à base d'éléments finis, VIRGINIE utilise des maillages non-structurés, ce qui permet de discrétiser des formes complexes en contrôlant au maximum le nombre de points utilisés. Le maillage fluide d'un demi-parafoil comprend typiquement environ 100.000 nœuds.

Couplage avec un modèle de structure

Afin de prendre en compte le caractère nonrigide du parafoil, quelques extensions ont été apportées au code VIRGINIE. Tout d'abord, il a été généralisé à une formulation Arbitrairement Lagrangienne/Eulérienne (ALE) qui permet la discrétisation sur un maillage mobile dans une approche instationnaire. Un algorithme simple de déformation de maillage a également été introduit; il prend en charge la déformation du maillage fluide, étant donné le déplacement d'une frontière solide [6]. Enfin, le calcul de la structure est réalisé par un module ad-hoc d'analyse de matériaux solides qui est couplé au calcul fluide par un jeu de conditions aux limites. Le solide est le maître: son déplacement pilote le mouvement du maillage fluide et ses vitesses pariétales sont imposées au fluide comme condition aux limites. Après un pas de temps fluide, le tenseur d'effort est appliqué au solide, qui répond à son tour à la solicitation du fluide. Il est à noter que les maillages fluides et solides ne sont pas nécessairement coïncidents.

La Figure 15 présente la différence entre les configurations de vol et de soufflerie. En vol stabilisé les deux cas de figure sont équivalents. Par contre, l'équilibrage dynamique de la voile est différent dans les deux cas. En vol, l'équilibre global est déterminé par la charge, la vitesse du vent relatif étant une inconnue; le référentiel de la charge dans lequel le parafoil se déplace est non-galilléen. La configuration de soufflerie se prête plus facilement à une simulation numérique: le vent, fixé par l'opérateur, est a priori connu en module et direction. L'équilibre du parafoil résulte de l'annulation du moment de tangage autour du point d'encrage, la réaction du sol s'adaptant aux efforts aérodynamiques transmis par les suspentes. Bien évidemment le réferentiel lié à la soufflerie peut être considéré comme galilléen.

Un calcul préliminaire destiné à tester la validité du couplage est présenté Figure 16. Ce calcul bidimensionnel, réalisé à faible nombre de Reynolds, montre l'équilibrage du parafoil et son déplacement par rapport à sa position initiale. Le parafoil est ici modélisé par un solide élastique plein et les suspentes par des barres elastiques. On visualise le champ de pression dans le domaine fluide et les contraintes principales dans la structure.

Un modèle strutural complet du D80 est présenté Figure 17. La demi-voile est modélisée par environ 5000 panneaux de coque, et les quelques 200 suspentes par des éléments de barre. Le faisceau de suspentes possède un double cascadage. Chaque suspente est discrétisée par plusieurs éléments de barre ce qui lui permet de flamber comme un fil et de n'offrir aucune résistance à la compression. La Figure 18 montre le champ de pression correspondant à la configuration initiale du parafoil en veine.

Les Figures 19 et 20 présentent respectivement une vue de la structure de coques déformée et le champ fluide correspondant après quelques itérations de couplage. D'un point de vue pratique, le domaine fluide ne s'étend qu'à l'extérieur du parafoil; les cellules sont maintenues gonflées à la pression dynamique, qui s'établit à l'intérieur de la voile comme l'ont montré des calculs bidimensionnels. Cette approximation modifie cependant la zone d'arrêt et pourrait faire l'objet d'un raffinement ultérieur.

Conclusion

Nous avons présenté l'étude exprérimentale et la reconstitution par le calcul d'un parafoil de grande taille. Les activités expérimentales ont porté sur l'étude d'un système permettant de modifier l'incidence du parachute en veine et d'une balance donnant accès aux composantes des efforts aérodynamiques sur la voile.

Afin d'aider l'analyse des essais expérimentaux et de contribuer à l'extrapolation au vol, une étude théorique du modèle testé en soufflerie a été menée. Elle a permis d'identifier les paramètres qui gouvernent le comportement général d'une telle configuration. Un modèle simplifié à base d'une méthode de singularités, a montré en particulier l'effet de variations géométriques sur les coefficients aérodynamiques.

Le code Navier-Stokes de Dassault Aviation a été adapté de façon à prendre en compte le caractère non rigide du parafoil par le couplage avec un code de mécanique du solide. Les caractérisques globales du parafoil dans la soufflerie ont pu être reproduites numériquement, et en particulier l'incidence d'équilibre.

Le niveau de modélisation pourrait être amélioré dans le futur pour tenir compte de façon plus réaliste des caractéristiques mécaniques du tissu de la voile et de sa porosité. Afin de mieux modéliser la zone d'arrêt et les variations de pression dans les cellules, il serait souhaitable d'étendre le domaine fluide à l'intérieur de cellesci. Les calculs fluides ont de plus été réalisés en domaine infini: la prise en compte des parois de la soufflerie pourrait améliorer le niveau de confiance du modèle.

Dans un contexte de budgets d'essais limités et considérant les contraintes de temps associées à la conception d'un système de récupération sous parafoil, les outils de simulation numérique peuvent s'avérer particulièrement utiles pour prédire le comportement aérodynamique et mécanique de l'ensemble. La stratégie présentée dans ce papier propose de progresser pas à pas pour isoler les principaux paramètres qui gouvernent le comportement d'un parafoil équilibré. Dans l'avenir, afin de couvrir les aspects les plus délicats de la récupération, il faudra s'attaquer à la modélisation dynamique du système en virage et en phase d'arrondi. Il sera également indispensable de progresser dans l'étude des critères de faceyement des voiles, lié au décrochage.

Remerciements

Nous remercions particulièrement P. Perrier (Dassault Aviation) et J.F. Rives (Aerazur) pour les conseils qu'ils ont pu apporter lors de cette étude. Nous sommes également profondément redevables envers B. Stoufflet et l'ensemble de son équipe pour leur contribution à ce travail.

Références

- F. CHALOT, M. MALLET, AND M. RAVA-CHOL, "A Comprehensive Finite Element Navier-Stokes Solver for Low and High Speed Aircraft Design," Papier AIAA 94-0814, Reno, 1994.
- [2] R.H. GEIGER AND W.K. WAILES, "Advanced Recovery Systems, Wind Tunnel Test Report," NASA CR 177563, Août 1990.
- [3] G. HAUKE, A unified approach to compressible and incompressible flows, and a new entropyconsistent formulation of the K-epsilon model, Ph.D. Thesis, Stanford University, 1995.
- [4] T.W. KNACKE, Parachute Recovery Systems, Design Manual, 1ère édition, Para Publishing, Santa Clara, 1992.
- [5] J.M. MASSONNAT AND M. STOJANOVSKY, "Essais de parafoil dans la soufflerie S1MA de l'ONERA," AAAF, 33ème Colloque d'Aérodynamique Appliquée: Aérodynamique des Basses Vitesses, Poitiers, 24–26 mars 1997.
- [6] A. MASUD, A space-time Finite Element method for fluid-structure interaction, Ph.D. Thesis, Stanford University, 1993.

[7] "Hermès, theoretical aerothermodynamic report on level 3," H-NT-1-1379 AMD, 17/03/94.



Figure 1. Vue de la soufflerie S1 Modane



Figure 2. Schéma de principe de la soufflerie S1 Modane



Figure4. Parafoil D80 en veine



Figure 3. Plaque à trous et implantation du suspentage



Figure 5. Forme de référence (Forme 1)



Figure 6. Forme de référence (Forme 1)



Figure 7. Forme de référence avec braquage du bord de fuite (Forme 2)



Figure 8. Forme de référence avec braquage du bord de fuite (Forme 2)



Figure 9. Forme 2 avec bord d'attaque arrondi (Forme 3)



Figure 10. Forme 2 avec bord d'attaque arrondi (Forme 3)



Figure 11. Forme 3 cambrée (Forme 4)



Figure 12. Forme 3 cambrée (Forme 4)



Figure 13. Forme 4 avec gonflage des cellules (Forme 5)



Figure 14. Forme 4 avec gonflage des cellules (Forme 5)



Figure 15. Comparaison des configurations en vol et en soufflerie



Figure 16. Calcul d'une position d'équilibre



Figure 17. Modèle de structure de référence (non déformé)



Figure 18. Calcul aérodynamique sur la forme de référence



Figure 19. Déformée de la structure de coques



 $\label{eq:Figure 20. Calcul aérodynamique sur la structure déformée$