

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

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

PAR
SIMON JONCAS

CONCEPTION ET FABRICATION D'UNE AILE ROTATIVE BASSE VITESSE
POUR UN HÉLICOPTÈRE À PROPULSION HUMAINE

MONTRÉAL, DÉCEMBRE 2000

© droits réservés de Simon Joncas 2000



National Library
of Canada

Acquisitions and
Bibliographic Services

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Bibliothèque nationale
du Canada

Acquisitions et
services bibliographiques

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence

Our file Notre référence

The author has granted a non-exclusive licence allowing the National Library of Canada to reproduce, loan, distribute or sell copies of this thesis in microform, paper or electronic formats.

The author retains ownership of the copyright in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque nationale du Canada de reproduire, prêter, distribuer ou vendre des copies de cette thèse sous la forme de microfiche/film, de reproduction sur papier ou sur format électronique.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur qui protège cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

0-612-56055-4

Canada

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

- M. Christian Masson, directeur de mémoire
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure
- M. Louis Lamarche, professeur
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure
- M. Anh Dung Ngô, professeur
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure

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

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

CONCEPTION ET FABRICATION D'UNE AILE ROTATIVE BASSE VITESSE POUR UN HÉLICOPTÈRE À PROPULSION HUMAINE

Simon Joncas

(Sommaire)

En janvier 1998, à l'École de technologie supérieure, une équipe composée d'étudiants gradués et sous-gradués débuta la conception et la fabrication d'un hélicoptère à propulsion humaine (HPH) dans le but de relever le défi Igor Sikorsky présenté par l'American Helicopter Society. Depuis 1980, 19 HPH ont été fabriqués dans le but de remporter l'épreuve mais jusqu'à ce jour, aucune n'a su répondre aux exigences du concours et seulement deux ont pu s'arracher à la gravité l'instant de quelques secondes.

Une des difficultés du projet réside dans la conception et la fabrication des rotors qui se doivent d'avoir un diamètre minimum de près de 30 mètres pour générer suffisamment de poussée. Le présent mémoire présente les différentes étapes menant à la conception et à la fabrication des pales de l'HPH de l'ETS. D'un point de vue aérodynamique, une méthode de calcul de la géométrie et des performances des rotors en effet de sol sera développée. Un module de calculs des performances hors point de conception sera également développé dans le but de connaître le comportement global des pales. Le design final des rotors convergea vers des rotors de 35 mètres de diamètre absorbant une puissance de 300 Watts et conçu pour tourner à une vitesse de sept rotations par minute. D'un point de vue mécanique, la structure jugée idéale pour résister au chargement aérodynamique est de type monocoque fabriquée principalement de fibres de carbone et de polystyrène expansé recouvert d'un mince film Mylar®. Sur le plan fabrication, une série de quatre moules et un four utilisé pour polymériser la fibre de carbone furent fabriqués pour rendre possible la mise en forme des pales.

Finalement, une série de tests statiques sur différents prototypes de pales ont mené au développement final de ces dernières, qui afficheront en bout de ligne un poids de 16 kilogrammes chacune.

REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier sincèrement tout ceux qui ont pu contribuer de près ou de loin au projet Hélios, l'hélicoptère à propulsion humaine de l'École de technologie supérieure (ÉTS). Je tiens d'abord à souligner la contribution majeure des commanditaires du projet qui ont su alimenter l'équipe de précieux conseils, de dons monétaires et d'une multitude de produits de tous genres. Sans pouvoir nommer toutes les personnes de l'industrie qui ont supporté notre projet, je tiens à leur exprimer tout mon respect parce qu'ils l'ont tous fait pour la beauté de la cause et dans l'esprit de contribuer à l'effort d'ingénierie dans lequel nous nous étions lancés. Messieurs, mesdames, au nom de toute l'équipe Hélios, je vous remercie de nous avoir permis d'aller au bout de nos idées.

J'aimerais également exprimer ma sincère reconnaissance au personnel de l'École de technologie supérieure (ÉTS). Nombre d'entre eux ont su nous démontrer intérêts et encouragements depuis la naissance du projet en janvier 1998. Sans que je puisse tous vous nommez, soyez certains que votre support journalier a grandement contribué à conserver notre motivation dans un projet d'une telle envergure. J'admire la philosophie que l'ÉTS a su conserver depuis plusieurs années concernant le support

qu'elle offre aux projets étudiants. Étant impliqué depuis plusieurs années dans les projets étudiants de l'ÉTS, je peux vous confirmer que votre support est extrêmement précieux pour la communauté étudiante et qu'il permet la formation d'ingénieurs d'application de très au niveau.

Finalement, j'aimerais remercier les gens qui, au fil du projet, m'ont fait vivre plusieurs expériences enrichissantes faisant de moi un meilleur ingénieur et une meilleure personne. Sur le plan technique, j'aimerais tout d'abord remercier Louis Thirion, l'ingénieur mécanique le plus complet que je connaisse, qui a su m'encourager et me prodiguer ses précieux conseils. Je tiens également à remercier les membres de l'équipe Hélios, qui ont su résister à mes échéanciers souvent très optimistes, plus particulièrement Christian Belleau à qui je dois exprimer mon respect pour m'avoir épaulé techniquement depuis plus de deux ans. Sur le plan personnel, j'aimerais remercier chaleureusement tout ceux et celles qui ont toléré le train de vie plutôt intense que j'ai mené ces dernières années, plus spécialement ma famille qui m'a toujours supporté sans jamais me juger. Mes remerciements vont également à celle qui n'a pu me tolérer, tu m'as fait grandir, et fait de moi une meilleure personne, en m'obligeant à voir les choses d'un autre œil.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
SOMMAIRE.....	i
REMERCIEMENTS.....	ii
LISTE DES TABLEAUX.....	viii
LISTE DES FIGURES	ix
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 MISE EN SITUATION.....	3
1.1 Historique des hélicoptères à propulsion humaine	3
1.2 L'équipe Hélios	7
1.2.1 Généralités	7
1.2.2 Philosophie de design	8
1.3 Élaboration du concept	9
1.3.1 Effet de sol.....	9
1.3.2 Contrôler la rotation de la nacelle et la position en vol	11
1.3.3 Système de propulsion efficace et fabrication ultra légère	11
1.3.4 Types de configurations.....	11
1.3.5 Ergonomie et optimisation du ratio poids/puissance	13
1.4 Système de contrôle.....	17
CHAPITRE 2 CONCEPTION AÉRODYNAMIQUE	20
2.1 Choix du profil.....	21
2.1.1 Hypersustentation	21
2.1.2 Caractéristiques de l'écoulement.....	24

2.2	Calculs de la géométrie de la pale	29
2.2.1	Théorie de Froude.....	30
2.2.2	Théorie de l'élément de la pale.....	34
2.2.3	Théorie tourbillonnaire des rotors.....	37
2.3	Conception d'une pale hors effet de sol.....	43
2.3.1	Résolution des équations de vitesses induites	43
2.3.2	Données d'entrées	44
2.3.3	Données de sortie.....	47
2.3.4	Limitation du programme de conception hors effet de sol	51
2.4	Module de calcul des performances hors point de design	52
2.4.1	Problématique	52
2.4.2	Calcul des performances hors point de conception.....	53
2.5	Module de calcul des performances en effet de sol	60
2.6	Optimisation et design final.....	60
2.6.1	Optimisation d'une pale.....	60
2.6.2	Évaluation des performances	63
2.6.3	Positionnement de l'arbre de la pale.....	64
	CHAPITRE 3 CONCEPTION MÉCANIQUE.....	67
3.1	Recherche bibliographique concernant la structure.....	67
3.2	Structure.....	70
3.2.1	Chargement.....	70
3.3	Section de la pale	72
3.4	Choix des matériaux	73
3.5	Détermination théorique des laminés	76
3.5.1	Caractérisation des laminés	77
3.5.2	Modèle isotropique	80
3.6	Conception de l'arbre de la pale	86
	CHAPITRE 4 FABRICATION D'OUTILLAGE	90

4.1 Étapes de fabrication des moules.....	90
4.1.1 Fabrication des modèles.....	91
4.1.2 Fabrication des moules	94
4.2 Fabrication du four.....	101
CHAPITRE 5 FABRICATION DES PALES	103
5.1 Évolution de la méthode de fabrication	103
5.2 Assemblage de l'extrados	104
5.2.1 Fabrication de l'arbre et de ses nervures.....	104
5.2.2 Découpe du polystyrène.....	106
5.2.3 Drapage de l'extrados	106
5.2.4 Assemblage des longerons.....	108
5.2.5 Montage sous vide et cuisson	109
5.3 Assemblage de l'intrados.....	110
5.3.1 Drapage et cuisson de l'intrados.....	111
CHAPITRE 6 TEST STATIQUE.....	114
6.1 Tests statiques des arbres.....	115
6.1.1 Méthode utilisée.....	115
6.1.2 Résultats.....	117
6.2 Tests statiques des pales	119
6.2.1 Condition du test.....	119
6.2.2 Première pale test.....	121
6.2.3 Deuxième pale test.....	122
6.2.4 Troisième pale test.....	124
CONCLUSION.....	125
RECOMMANDATIONS.....	128
BIBLIOGRAPHIE	130
ANNEXES	
A : RÈGLEMENTS DU CHALLENGE IGOR SIKORSKY.....	131

B : PHOTO DU BANC D'ESSAI PÉDALEUR	135
C : DONNÉES DU PROFIL DAEDALUS 31	137
D : PROGRAMME DE CONCEPTION DES PALES D'HÉLIOS	143
E : PERFORMANCE DE L'HPH DE 0.5MÈTRE À 3MÈTRES.....	153
F : PROPRIÉTÉ DE LA FIBRES DE CARBONE	160

LISTE DES TABLEAUX

	Page
1.1 Avantages et désavantages des différents types de configuration d'HPH.....	12
1.2 Évaluation des diamètres des rotors en fonction de l'équipage.....	16
2.1 Données des profils retenus	27
2.2 Fichier de sortie (conception hors effet de sol).....	48
2.3 Coefficients de portance et de traînée de +90° à -90° du Daedalus 31	53
2.4 Performances et caractéristiques de quelques rotors.....	62
2.5 Performances des deux rotors	63
3.1 Chargement de la pale du rotor inférieur	71
3.2 Propriétés du laminé unidirectionnel carbone/époxy.....	78
3.3 Résultats des essais de compression sur des panneaux de l'extrados	79
3.4 Propriétés de section de la zone structurale	81
3.5 Contraintes dans la zone structurale.....	82
3.6 Contraintes à la section 3.1 à 4.0 mètres de la pale.....	86
3.7 Chargement de l'arbre de la pale	87
3.8 Caractéristiques des laminés de l'arbre de la pale	88
6.1 Chargement de test pour les pales.....	120

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1 Hélicoptère à propulsion humaine DaVinci III, CalPoly.....	4
Figure 1.2 Hélicoptère à propulsion humaine Yuri I, Nihon University	5
Figure 1.3 Hélicoptère à propulsion humaine Yuri II, Nihon University	6
Figure 1.4 Effet de sol: une augmentation de poussée à puissance constante	10
Figure 1.5 Configuration de l'hélicoptère à propulsion humaine Hélios	13
Figure 1.6 Performance d'un athlète sur une période de 45 secondes.....	17
Figure 2.1 Mécanisme de bord d'attaque	22
Figure 2.2 Effet du mécanisme de bord d'attaque sur le coefficient de portance.....	22
Figure 2.3 Mécanisme de bord de fuite.....	23
Figure 2.4 Effet du mécanisme de bord de fuite sur le coefficient de portance.....	23
Figure 2.5 Mécanismes d'hypersustentation par contrôle de la couche limite.....	24
Figure 2.6 Profil Wortmann FX63-137.....	26
Figure 2.7 Profil Daedalus 31	28
Figure 2.8 Polaire du profil Daedalus 31	28
Figure 2.9 Volume de contrôle associé à la théorie de Froude	31
Figure 2.10 Position de l'élément dr de la pale sur un rotor.....	35
Figure 2.11 Diagramme des vitesses de l'élément de la pale.....	35
Figure 2.12 Système tourbillonnaire en forme de fer à cheval	38
Figure 2.13 Système de tourbillons des hélices	39
Figure 2.14 Écoulement d'un tourbillon classique.....	40
Figure 2.15 Système de tourbillons dans le plan d'un rotor	40

Figure 2.16 Représentation mathématique classique de l'ellipse	45
Figure 2.17 Influence de l'exposant sur l'aspect de l'ellipse.....	46
Figure 2.18 Éléments de poussée et de traînée en fonction du rayon	50
Figure 2.19 Répartition de poussée et de traînée typique sur un pale.....	51
Figure 2.20 Calcul des performances d'une pale hors point de conception.....	55
Figure 2.21 Méthode des images appliquée à l'aile d'avion.....	57
Figure 2.22 Répartition de la circulation typique sur une pale de 17.5 m	58
Figure 2.23 Performance en effet de sol d'un rotor de 17.5 m de rayon	59
Figure 2.24 Moments de torsion à l'arbre de la pale.....	65
Figure 3.1 Structure tube et profil.....	68
Figure 3.2 Avion à propulsion humaine Raven	69
Figure 3.3 Section de la pale.....	73
Figure 3.4 Propriétés de certains matériaux.....	75
Figure 3.4 État plan de contrainte de l'extrados	83
Figure 3.5 État plan de contrainte de l'intrados	84
Figure 3.6 État plan de contrainte du longerons	84
Figure 3.7 Variation du module d'élasticité par rapport à l'axe des fibres.....	85
Figure 3.8 Section de l'arbre de la pale.....	86
Figure 3.9 Montage pour tester, en flexion pure, des sections d'arbre	87
Figure 4.1 Méthode de fabrication classique de moules femelles	91
Figure 4.2 Assemblage des gabarits par tiges filetées avant d'être recouvert de plâtre..	92
Figure 4.3 Montage des gabarits sur la surface de référence	93
Figure 4.4 Application d'une couche du produit Polyfill®	94
Figure 4.5 Application du Gelcoat.....	97
Figure 4.6 Pose du voile de surface	98
Figure 4.7 Projection de fibre de verre.....	99
Figure 4.8 Séparation des moules des modèles.....	100
Figure 4.9 Moules des pales des rotors supérieurs et inférieurs	100

Figure 4.10 Description du four de cuisson	102
Figure 5.1 Fabrication des arbres de pales.....	105
Figure 5.2 Fabrication des nervures de l'arbre.....	105
Figure 5.3 Découpe de polystyrène.....	106
Figure 5.4 Drapage de l'extrados.....	108
Figure 5.5 Assemblage des longerons.....	109
Figure 5.6 Mise sous vide et cuisson de l'assemblage de l'extrados.....	110
Figure 5.7 Phase finale de la fabrication de l'assemblage de l'extrados.....	111
Figure 5.8 Montage de l'assemblage de l'extrados sur l'intrados	112
Figure 6.1 DCL et diagrammes réels de l'arbre.....	115
Figure 6.2 DCL et diagrammes lors du test de l'arbre.....	116
Figure 6.3 Rupture du coté compression causée par concentration de contraintes.....	117
Figure 6.4 Âme collée à l'intérieur de l'arbre pour prévenir le cisaillement	119
Figure 6.5 Principe de chargement de test	120
Figure 6.6 Test statique de la pale #1.....	122
Figure 6.7 Déroulement du test de la pale #2	123
Figure 6.8 Pale #3 chargée à 75%.....	124

INTRODUCTION

De 1994 à 1997, un groupe d'étudiants au baccalauréat en génie mécanique et génie électrique de l'ÉTS s'est sérieusement intéressé à la fabrication de sous-marins à propulsion humaine. Les sous-marins OMER 2, biplace, et OMER 3, monoplace, ont participé à plusieurs compétitions internationales d'ingénierie où ils ont pu démontrer qu'ils avaient été conçus par un groupe animé d'une grande passion et d'un souci du détail exemplaire. OMER 2 s'empara en 1996 du record de vitesse dans la catégorie biplace avec une vitesse de 6.55 nœuds, tandis que OMER 3 fit de même dans sa catégorie en 1997 en atteignant 6.98 nœuds. Motivé par ces résultats, le cœur de l'équipe d'OMER décida de poursuivre leur apprentissage en ingénierie en fondant à l'ÉTS un nouveau projet étudiant. Le projet Hélios, l'hélicoptère à propulsion humaine (HPH) de l'ÉTS, a comme but premier de remporter le prix Igor Sikorsky (voir Annexe A pour règlements).

Comme il sera expliqué dans la mise en situation de ce rapport, de par sa nature même, l'HPH impose au concepteur un combat éternel entre le poids des composantes et leurs capacités de contenir les charges qu'on leur impose. Puisque la puissance disponible pour s'arracher à la gravité est très faible (moins de 750 Watts sur une période d'une minute), l'HPH se doit d'être optimisé en poids jusqu'au dernier gramme. Les pales de l'HPH ont donc été conçues et fabriquées en suivant cette ligne directrice d'optimisation en fonction du poids, qui est devenue la philosophie de base au sein de l'équipe Hélios. La conception des pales s'est effectuée sur une période de quelques mois, conception à laquelle a grandement participé Christian Belleau, responsable de la programmation de l'outil de développement des pales d'Hélios. La fabrication des pales

débuta par la fabrication d'outillages nécessaires à leur mise en forme. L'équipe s'est alors investie à fond dans le développement de méthodes de fabrication capables de produire des pales d'une qualité acceptable, et dans l'amélioration de la structure pour assurer que les pales soient capables de supporter les contraintes d'un vol.

Presque trois années plus tard, l'équipe possède maintenant la recette pour fabriquer des pales fonctionnelles statiquement sans pouvoir autant effectuer un vol officiel. Cet effort soutenu de près de trois ans d'une quinzaine d'étudiants démontre bien la difficulté que représente l'accomplissement d'un vol vertical d'une minute en ayant de disponible que la faible puissance d'un athlète de premier niveau.

CHAPITRE 1

MISE EN SITUATION

1.1 Historique des hélicoptères à propulsion humaine

L'American Helicopter Society cherche à remettre 20 000\$ US à la première équipe capable de concevoir et fabriquer un hélicoptère à propulsion humaine (HPH) pouvant compléter un vol d'une minute lors duquel l'appareil pourra atteindre momentanément l'altitude de 3 m tout en démontrant une certaine stabilité en maintenant sa position dans un carré de 10m x 10m. Cette compétition, le "Igor Sikorsky Challenge" (voir annexe A: règlements de la compétition), nommée en l'honneur de l'inventeur de l'hélicoptère tel qu'on la connaît de nos jours, a été lancée à l'échelle mondiale il y a plus de 20 ans. Elle a suscité l'intérêt de plusieurs personnes reliées de près ou de loin au domaine de l'ingénierie, œuvrant seules ou en équipe. Jusqu'à ce jour, environ une vingtaine d'équipes ont été formées et des dizaines d'individus ont investi temps et énergie à la cause des hélicoptères à propulsion humaine. Les travaux de ces équipes et individus peuvent se classer dans les trois catégories suivantes:

- 1- Conception et fabrication d'HPH ayant volé ou pas, mais n'ayant pas satisfait complètement les exigences de vol du challenge;
- 2- Conception et fabrication d'HPH en cours de processus susceptibles d'effectuer une tentative de vol dans un avenir rapproché;
- 3- Travaux de recherche reliés à différents sujets touchant la conception d'HPH (aérodynamique, conception mécanique, contrôle et stabilité, etc.) ayant pour but de contribuer à l'avancement des recherches faites dans le domaine.

Depuis 1980, 17 HPH ont été fabriqués et ont fait des tentatives de vols, mais seulement deux ont quitté le sol. Cette statistique, bien que désolante, souligne le degré de difficulté associé à la conception et la fabrication d'un HPH capable de satisfaire les exigences de la compétition. Le premier vol officiel d'un HPH fut celui du DaVinci III de la California Polytechnic University. Ayant vu le jour seulement un an après l'annonce de la compétition, l'équipe du professeur William B. Patterson a investi huit ans à fabriquer trois prototypes, le DaVinci I (1984), le DaVinci II (1987) et le DaVinci III (1989), étant en fait que des versions améliorées et optimisées du même concept de base. Les HPH DaVinci appuie leur design sur un rotor à deux pales propulsé par des hélices placées en bout de pale. Le pilote, placé dans une nacelle sous le rotor transmet la puissance aux hélices par l'entremise d'un câble déroulé des hélices et enroulé au pédalier. Puisqu'aucun couple n'est transmis directement au rotor principal de l'appareil, un rotor de queue n'est pas nécessaire pour immobiliser la nacelle en rotation. Le DaVinci III (figure 1.1), affichant un poids total de 43.6 kg , était équipé d'un rotor de 30.5 mètres de diamètre lors de son vol officiel de 7.1 secondes en décembre 1989. L'altitude atteinte lors du vol (qui ne démontrait pas une grande stabilité) fut de seulement quelques centimètres.

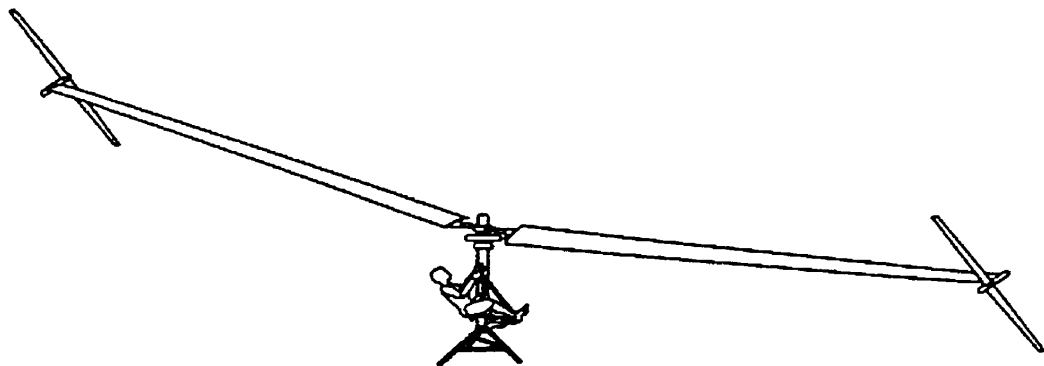


Figure 1.1 Hélicoptère à propulsion humaine DaVinci III, CalPoly

Le deuxième et dernier vol enregistré par l'AHS jusqu'à ce jour fut celui du Yuri I, fabriqué sous la direction du professeur Akira Naito de l'Université Nihon au Japon. L'HPH japonais, pesant seulement 38 kg, appuie son design sur une configuration à quatre rotors à deux pales de 10 mètres de diamètre chacun (voir figure 1.2).

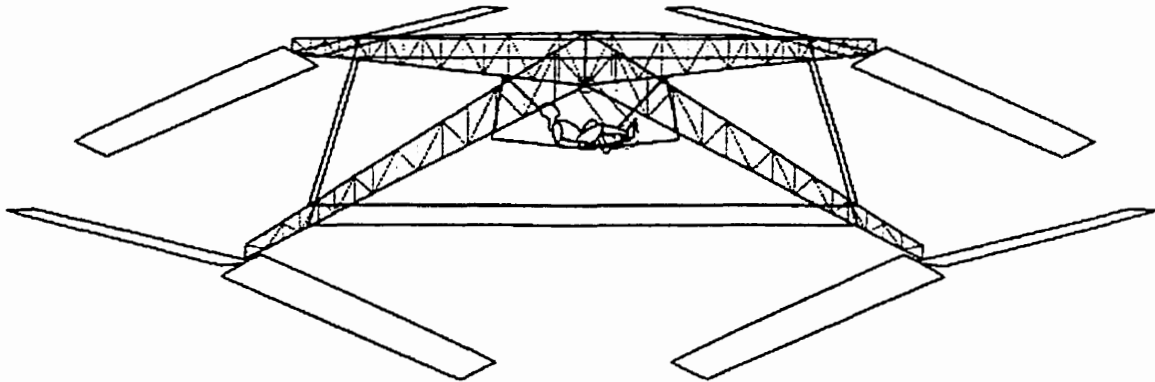


Figure 1.2 Hélicoptère à propulsion humaine Yuri I, Nihon University

Le Yuri I a volé l'instant de 19.5 secondes à une altitude de 75 cm en mars 1994. Contrairement à celui du DaVinci, le vol du Yuri I était beaucoup plus gracieux et semblait demander moins d'effort au pilote. Plutôt que de se terminer pour des raisons d'instabilité ou de manque de puissance, le vol du Yuri a été interrompu par l'appareil lui-même qui a quitté le carré réglementaire de 10 x 10 m après 19.5 secondes du décollage. En mars 1994, le professeur Naito était loin d'en être à sa première tentative. En effet depuis 1985, ce dernier a tenté de remporter le prix Igor Sikorsky à l'aide de 4 concepts d'HPH différents (voir tableau 1.1). Les trois premiers, le Day Fly, le Papillon A et le Papillon B étaient trois versions différentes de l'application des rotors contrarotatifs coaxiaux. Ces trois HPH affichaient tous des rotors et des masses totales d'environ 20 mètres de diamètre et 40 kg respectivement. Entre 1985 et 1990, ces trois prototypes ont tous tenté de quitter le sol, mais leurs tentatives se sont toutes soldées par des échecs. Ils ont tous échoué suite à des bris mécaniques sévères ou tout simplement par manque de puissance. Finalement, avant d'aborder la fabrication du Yuri I, le

professeur Naito testa un dernier principe, le papillon C, un prototype similaire au DaVinci III utilisant deux hélices pour mettre en rotation un rotor à deux pales, qui s'avéra lui aussi un échec.

Depuis 1994, aucun nouveau vol a été enregistré par l'AHS, mais encore plusieurs équipes développent de nouveaux principes et prototypes. Le professeur Naito a maintenant complété le Yuri II qui semble être sur le point d'effectuer une tentative. Le Yuri II est une version trois pales du concept du DaVinci III équipé d'un rotor de 20 mètres de diamètre (voir figure 1.3). À l'Université du Michigan, un concept plutôt original de turbine caréné est exploré et devrait être fabriqué d'ici deux ans. Finalement, il est également connu que plusieurs travaux de recherches sont entrepris dans plusieurs universités nord-américaine comme l'Université de la Colombie-Britannique, la Penn State University, et l'Austin University pour en nommer que quelques-unes.

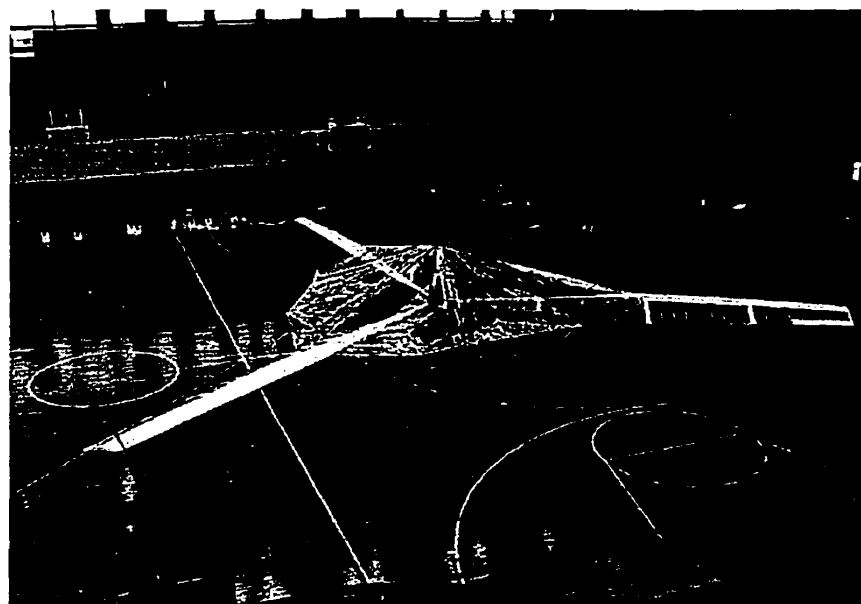


Figure 1.3 Hélicoptère à propulsion humaine Yuri II, Nihon University

En résumé, 20 ans se sont écoulés depuis l'inauguration de la compétition sans qu'aucune équipe ne s'approche réellement des critères de vol. Suite à cette très lente progression, les organisateurs de la compétition croient qu'il serait peut-être temps de diminuer le degré de difficulté en exigeant seulement un vol stable d'une minute sans l'atteinte de l'altitude de 3m. Toutefois, puisque le design d'un HPH est fortement influencé par l'effet de sol, l'AHS hésite, à mettre en application ce changement puisqu'il pourrait sérieusement affecter certaines équipes qui ont investi plusieurs années de développement de prototypes spécialement conçus pour atteindre 3m.

1.2 L'équipe Hélios

1.2.1 Généralités

De 1994 à 1997, un groupe d'étudiants de l'École de technologie supérieure s'est intéressé à la conception et à la fabrication de sous-marins à propulsion humaine. Adoptant le mariage de l'électronique et de la mécanique comme philosophie de conception, et bénéficiant de la participation de commanditaires importants comme Bombardier Aéronautique, l'équipe d'OMER a pu se démarquer en remportant plusieurs records de vitesse lors de compétitions internationales de submersibles à propulsion humaine avec leurs sous-marins OMER 2 et OMER 3, respectivement monoplace et biplace. L'atteinte d'un tel objectif a fait naître chez quatre membres de l'équipe OMER le désir de pousser les limites de la propulsion humaine à un niveau supérieur en travaillant maintenant à la conception d'un hélicoptère à propulsion humaine. Ainsi est né le projet Hélios en janvier 1998. Sur une période de plus de deux ans, l'équipe a pris de l'ampleur, amenant une douzaine d'étudiants du baccalauréat à se joindre à quatre étudiants inscrits au programme de maîtrise. Le but ultime de l'équipe Hélios est de fabriquer un HPH dans l'espoir de remporter le Challenge Igor Sikorsky, une épreuve qui

n'a jamais été remportée jusqu'à ce jour. Dans la poursuite de cet objectif, les étudiants impliqués dans le projet doivent trouver du financement auprès de commanditaires et les représenter adéquatement lors d'événements médiatiques en plus d'œuvrer à la fabrication de l'HPH.

1.2.2 Philosophie de design

Concernant la conception et la fabrication des composantes de l'HPH, la recherche de matériaux à très haut ratio résistance mécanique/densité (S/ρ) et à très haut ratio module de rigidité/densité (E/ρ) sera le premier critère à optimiser pour assurer une diminution maximale du poids de l'appareil, tandis que le second critère sera le raffinement du design pour pouvoir contenir les charges de la manière la plus efficace possible. Ces deux critères sont à la base de la conception et de la fabrication d'Hélios et ont servi de philosophie de design tout au long du projet.

Fonctionnant dans un environnement de conception si contraint, les membres de l'équipe ont presque toujours dû passer par les quatre étapes suivantes:

- Design préliminaire souvent accompli en séance de remue-méninge;
- Conception assistée par ordinateur appuyée d'une étude des contraintes par une méthode par éléments finis (MEF);
- Fabrication de la composante;
- Validation de la conformité de la composante par tests statiques ou dynamiques.

Suite à ces quatre étapes, deux scénarios sont possibles. Le premier transporte le concepteur dans un processus itératif pouvant mener à plusieurs itérations de ces quatre étapes, lorsque la pièce ne satisfait pas les critères lors des tests. Dans cette

situation, la composante subira une série de révisions qui mènera éventuellement à un design final satisfaisant. En général, plus la pièce est complexe et plus les conditions d'utilisation sont incertaines, plus le nombre d'itérations sera grand avant d'atteindre le design optimal. Dans le projet Hélios, la fabrication des pales est un exemple parfait de cette situation, car trois versions de structure de pale ont été complètement fabriquées et testées avant d'en arriver à un design fonctionnel. Quant au deuxième scénario, il constitue le scénario idéal, celui qui confirme les prédictions de la MEF et de la conception en complétant la série de tests avec succès.

1.3 Élaboration du concept

Les caractéristiques désirées d'un HPH le plus susceptible de satisfaire toutes les exigences de vol du challenge Igor Sikorsky sont les suivantes:

- Maximiser l'effet de sol
- Contrôler la rotation de la nacelle
- Fabrication ultra légère
- Système de propulsion très efficace
- Contrôler la position et la stabilité de l'appareil

1.3.1 Effet de sol

La proximité du sol d'un rotor a pour effet de réduire la quantité d'air passant à travers ce dernier. Sachant que la quantité d'énergie fournie à un rotor pour générer une certaine poussée est proportionnelle à la quantité d'air que celui-ci absorbera, la conséquence bénéfique de cette réduction d'aspiration du rotor est que pour une même

puissance fournie, la poussée peut être sérieusement augmentée en fonction de la proximité du sol. Selon Johnson (1980), en général, l'effet de sol peut être considéré négligeable lorsque le rotor atteint une altitude supérieure à son diamètre ($z/R > 2$) et suit une distribution parabolique tel qu'illustré sur la figure 1.4 lorsque son altitude est inférieure à son diamètre. Étant donné qu'un diamètre typique d'HPH est d'environ 25 mètres et que l'altitude maximum désirée est de 3 mètres, le ratio maximum z/D des HPH est très faible ce qui permet ainsi d'obtenir un excellent ratio de poussée en effet de sol versus poussée hors effet de sol (T/T_∞). Il est donc très clair que maximiser l'effet de sol (z/R le plus petit possible) est un des critères les plus importants lors du design d'un HPH.

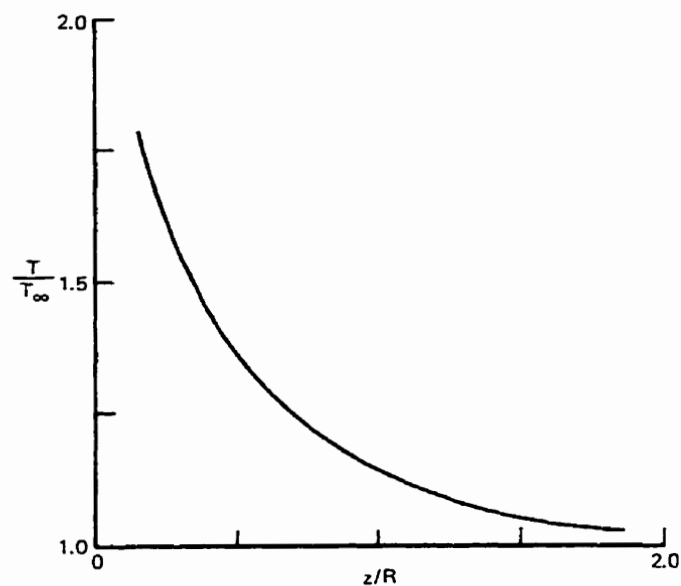


Figure 1.4 Effet de sol: une augmentation de poussée à puissance constante

1.3.2 Contrôler la rotation de la nacelle et la position en vol

En raison du règlement 4.1.2 (voir annexe 1) qui spécifie qu'au moins un des membres de l'équipage se doit de ne pas tourner lors du vol, un bon contrôle de la

rotation de la nacelle devra être pris en considération lors du choix de la configuration de l'appareil.

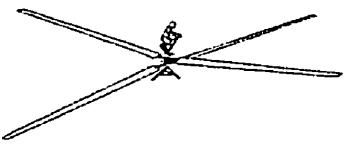
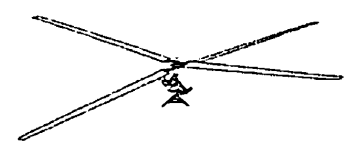
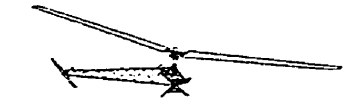
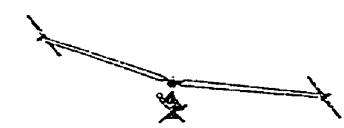
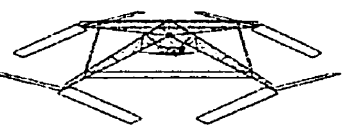
1.3.3 Système de propulsion efficace et fabrication ultra légère

Étant donné que la puissance qu'un athlète peut développer n'est seulement que de 600 W sur une durée d'un minute (voir section 1.3.5.2), et que le poids de l'athlète est fixe et sera au minimum de 65 kg, l'optimisation du poids des composantes de l'HPH s'avère la seule solution pour accroître le ratio puissance/charge à soulever. Dans cette optique, il est d'une importance capitale d'assurer la transmission de puissance de l'athlète au rotor en conservant une efficacité s'approchant le plus possible de 100%. Concernant la conception et la fabrication des composantes de l'HPH, comme mentionné plus tôt, la recherche de matériaux à très haut ratio résistance mécanique /densité (S/ρ) et à très haut ratio module de rigidité/densité (E/ρ) sera le premier critère à optimiser pour assurer une diminution maximale du poids de l'appareil, tandis que le second critère sera le raffinement du design pour pouvoir contenir les charges de la manière la plus efficace possible.

1.3.4 Types de configurations

Suite à une revue approfondie d'articles scientifiques, vidéos, et sites WEB concernant les HPH, il a été possible de connaître les tendances actuelles et passées concernant le choix de la position de la nacelle et de la configuration des rotors que les autres équipes ont adopté depuis 1980. Le tableau 1.1 résume les avantages et inconvénients des différents types de configurations exploitées depuis l'existence de la compétition :

Tableau 1.1 Avantages et désavantages des différents types de configuration d'HPH

<i>Configuration</i>	<i>Description</i>	<i>HPH</i>	<i>Avantages et désavantages</i>
	<ul style="list-style-type: none"> - Rotors coaxiaux contrarotatifs - Nacelle placée au-dessus des rotors 	<ul style="list-style-type: none"> - Day fly - Papillon A - Vertigo 	<p>A: La configuration maximise l'effet de sol</p> <p>D: L'interférence entre les deux rotors lors des croisées crée des problèmes d'instabilité</p> <p>Si les pales reste horizontale, l'appareil est naturellement instable puisque le centre de gravité de l'appareil est situé au dessus du centre de lift</p>
	<ul style="list-style-type: none"> - Rotors coaxiaux contrarotatifs - Nacelle placée en dessous des rotors 	<ul style="list-style-type: none"> - Papillon B 	<p>A: La configuration maximise la stabilité</p> <p>D: L'interférence entre les deux rotors lors des croisées crée des problèmes d'instabilités</p>
	<ul style="list-style-type: none"> - Rotor principale avec un rotor de queue. 	<ul style="list-style-type: none"> - Aucun 	<p>A: Principe éprouvé et simple</p> <p>D: 10 à 15% d'énergie perdue dans le rotor de queue</p>
	<ul style="list-style-type: none"> - Rotor à deux pales mis en rotation par deux hélices de bout de pale 	<ul style="list-style-type: none"> - DaVinci III - Yuri II 	<p>A: Aucun couple n'est transmis directement à l'arbre du rotor, donc le contrôle en rotation de la nacelle n'est pas nécessaire</p> <p>D: Rendement faible puisque la puissance n'est pas transmise directement au rotor</p>
	<ul style="list-style-type: none"> - Deux rotors tournent en sens horaire - Deux rotors tournent en sens anti-horaire 	<ul style="list-style-type: none"> - Yuri I 	<p>A: Bonne exploitation de l'effet de sol</p> <p>Configuration naturellement stable</p> <p>D: Système de propulsion peu efficace</p> <p>Beaucoup de composantes ne contribuant pas à la poussée</p>

Suite à cette revue de littérature, la configuration retenue fut celle de plusieurs compromis entre les cinq critères énumérés plus tôt et les configurations utilisées par d'autres équipes. Une configuration de rotors coaxiaux plaçant la nacelle entre les deux rotors a été choisie. Cette configuration, offrant un bon compromis entre la stabilité et

l'effet de sol, réduit également les dangers d'interférence entre les deux rotors. La figure 1.5 montre un schéma de la configuration d'Hélios. Les deux rotors ont une envergure de 35 m de diamètre et tourneront à 7 RPM. Leurs pales ont une distribution de corde elliptique passant d'un maximum de 1.25 mètres à l'emplanture jusqu'à un minimum de 0.1 mètre en bout de pale.

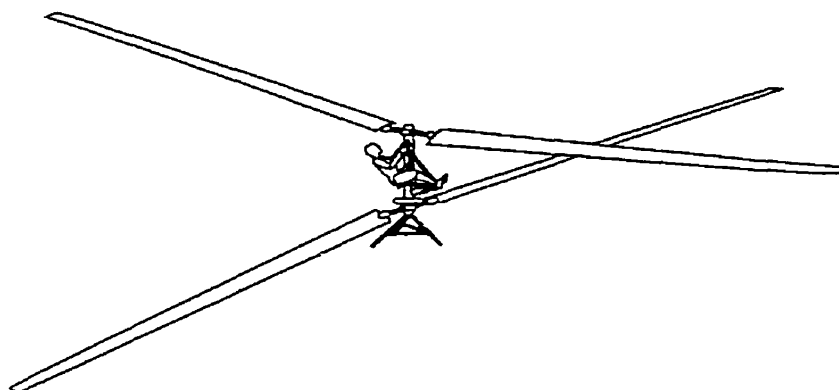


Figure 1.5 Configuration de l'hélicoptère à propulsion humaine Hélios

1.3.5 Ergonomie et optimisation du ratio poids/puissance

1.3.5.1 Ergonomie

À une certaine étape du projet, la position à imposer au pédaleur pour qu'il soit en mesure de délivrer le plus de puissance durant le vol a fait l'objet de quelques recherches. Dans d'autres appareils à propulsion humaine (hydrofoil, avion, vélo, etc.), deux positions ont été fréquemment utilisées : une position debout et une position assise. Règle générale, pour des efforts de longue durée, la position debout est préférable puisqu'elle tire profit de la gravité pour transmettre une puissance supplémentaire au pédalier. Par contre, la position assise surclasse la position debout pour des efforts de

courte durée. Considérant cette caractéristique, nous avons arrêté notre choix sur la position assise en appuyant notre choix sur les trois caractéristiques supplémentaires suivantes:

- La position assise a pour effet de rabaisser le centre de gravité du pédaleur et par le fait même celui de l'HPH, améliorant ainsi la stabilité de l'appareil.
- La position assise est plus compacte verticalement, permettant ainsi de faire fonctionner le rotor supérieur plus près du sol augmentant ainsi l'effet de sol sur ce dernier.
- En effort, la poussée générée par les jambes est contrée par le siège qui supporte et stabilise l'athlète durant son travail contrairement à la position debout qui laisse le corps libre de se déplacer. La position assise est donc moins sujete à faire osciller le centre de gravité de l'HPH lors d'un vol, réduisant ainsi le risque d'instabilité.

1.3.5.2 Nombre optimum de pédaleurs

Il est clairement spécifié à l'article 4.2.1 des règlements (voir annexe A) que le nombres de personnes à bord de l'hélicoptère est illimité. Il était donc essentiel d'explorer la possibilité de concevoir un HPH ayant à son bord plus d'un athlète. D'un point de vue purement théorique, il pouvait sembler intéressant à première vue de construire un HPH à plus d'un passager. En effet, sachant que le poids total d'un HPH monoplace serait celui de l'appareil et de l'athlète, un HPH biplace à titre d'exemple, aurait de toute évidence un meilleur ratio puissance/poids total à soulever qu'un monoplace puisque le poids de l'appareil ne doublerait pas du fait qu'il ait à bord deux occupants au lieu d'un. Pour confirmer ce raisonnement, des tests de puissance en groupe et une évaluation sommaire de la grosseur du rotor en fonction de la poussée devant être générée pour soulever la masse de l'appareil et son équipage ont été effectués.

La théorie la plus simple et la plus commune pour l'étude de faisabilité du HPH est celle de la quantité de mouvement associée à un disque. Selon McCormick (1979) la puissance (P) nécessaire pour générer une poussée (T) à l'aide d'une surface balayée (A) peut s'obtenir à l'aide de l'équation suivante:

$$P = T \sqrt{\frac{T}{2 \rho A}} \quad (1.1)$$

Pour évaluer le nombre optimal d'occupants, cette relation permet d'estimer la surface du rotor (A) nécessaire pour pouvoir générer suffisamment de poussée pour lever le poids de l'HPH incluant son équipage (T) en fonction de la densité de l'air (ρ) et de la puissance fournie par l'équipage. En parallèle, à l'aide d'un banc d'essai (voir annexe B : photo du banc d'essai), la puissance fournie lors d'un effort seul ou en équipe a été évaluée. Finalement, suite à ces tests il est devenu très clair qu'un hélicoptère monoplacement représente le meilleur choix en raison des deux éléments suivants: premièrement, nous avons pu observer une perte de la puissance brute développée d'environ 15 % due au manque de coordination des athlètes lors des performances de groupe; deuxièmement, l'augmentation non négligeable du poids total à soulever due à la présence d'athlètes supplémentaires dans la nacelle oblige les HPH multiplaces à être équipés de rotors gigantesques pratiquement impossibles à fabriquer. Le tableau 1.2 présente les résultats d'une étude qui confirment qu'un HPH monoplacement est le seul choix envisageable.

Tableau 1.2 Évaluation des diamètres des rotors en fonction de l'équipage

Nombre d'athlètes	Puissance individuelle HP	Puissance développée HP	Poids de l'équipage Newton	Poids de l'HPH approximatif Newton	Poussée à être développée Newton	Diamètre des rotors nécessaire Mètres
1	1.0	1.0	670	392	1062	35
2	1.0 ch.	1.7	1340	366	1706	40
3	1.0 ch.	2.55	2010	408	2418	45

À cette étape du projet, sachant que l'équipage serait monoplace, une étude plus approfondie de la puissance développée par un athlète sur une période d'une minute a été effectuée. Plusieurs facteurs, comme la position du siège en fonction du pédalier ou la cadence imposée à l'athlète, peuvent affecter la capacité de l'athlète à fournir le maximum de sa puissance.

Désirant obtenir le maximum de l'athlète tout en minimisant l'espace vertical qu'il occupe pour faire travailler le rotor supérieur le plus près du sol possible, plusieurs athlètes ont été testés dans une multitude de positions différentes et à différents RPM imposés. Lors de ces essais, pour comparer les résultats, le couple généré lors de l'effort et le RPM ont été recueillis pour pouvoir par la suite calculer la puissance instantanée développée par les athlètes. Après avoir passé en revue les données recueillies lors des tests, et avoir considéré les commentaires des athlètes, la position idéale fut déterminée.

Utilisant maintenant la position optimale du siège et le RPM idéal (100), nous avons conclu cette série d'essais en évaluant la puissance moyenne générée sur une période d'une minute. Il a été déterminé qu'un athlète peut développer en moyenne 600W durant la période de vol. Ces précieux résultats ont servi de données de base à la conception aérodynamique des pales. La figure 1.6 donne un bref aperçu des résultats de ces tests.

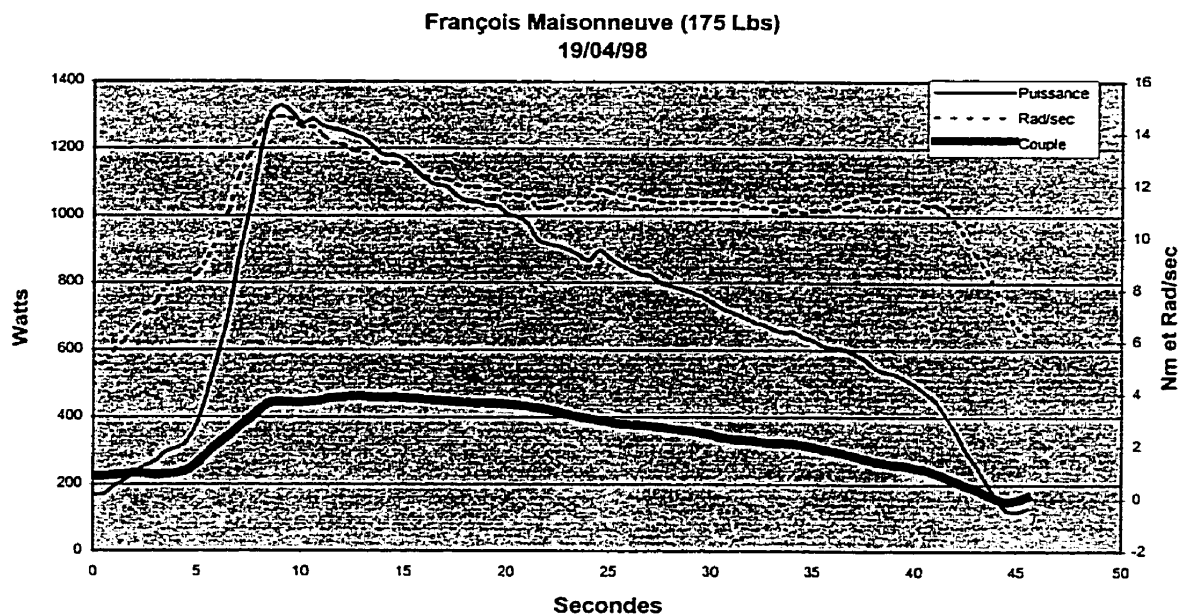


Figure 1.6 Performance d'un athlète sur une période de 45 secondes

1.4 Système de contrôle

Lorsque vient le temps de maximiser les performances d'un système mécanique en dynamique, l'ajout d'un contrôle électronique est souvent une solution simple et efficace pour assurer la stabilité tout en obtenant le maximum du système. Dans notre cas, un système de contrôle électronique sera intégré à l'HPH pour optimiser la poussée et assurer sa stabilité en vol.

Étant donné leurs envergures, il est inévitable que les deux pales d'un rotor se déforment différemment. Pour cette raison, il est clair que les deux pales d'un rotor devront probablement fonctionner à des angles d'attaque différents qui devront être estimés pour assurer la stabilité. Pour connaître ces angles d'attaque, un banc d'essai fut fabriqué. Ce banc d'essai, équipé d'un plateau de cellule de charge couplé au rotor,

permettra de connaître en temps réel la grandeur et l'orientation du vecteur poussée et le couple appliqué pour générer cette poussée. À l'aide de ce banc d'essai, qui est également réglable en hauteur, il sera possible de connaître les angles d'attaques d'opération de l'HPH de sa position au sol jusqu'à une altitude de 3 mètres. Voici les étapes pour découvrir une série d'angles satisfaisant les conditions de stabilité expliquées plus tôt:

- La pale de gauche d'un rotor est placée à un certain angle d'attaque.
- Le rotor mis en rotation, les angles d'attaques de la pale de droite seront balayés jusqu'à ce qu'une poussée verticale soit décelée avec le plateau de cellule de charge du banc d'essai.
- Pour ces valeurs d'angles d'attaque, le RPM, le couple et la poussée seront compilés.

Cette procédure sera répétée à différents RPM et différentes hauteurs jusqu'à ce que toutes les possibilités soient compilées. Pour une description complète de l'algorithme de calibrage des rotors, voir le mémoire de Christian Belleau intitulé : «Conception d'un système de contrôle pour un hélicoptère à propulsion humaine».

Dans la majorité des cas, un système de contrôle fonctionne soit en boucle fermée ou en boucle ouverte. En général, le système en boucle ouverte est utilisé s'il peut s'appuyer sur des données expérimentales solides ou un modèle théorique exact. Ces données ou ce modèle, décrivant l'état dans lequel le système devrait fonctionner, sont utilisés par l'algorithme de contrôle et servent de références comparatives entre l'état du système et ce qu'il devrait être. Pour stabiliser ou optimiser le système, le contrôle fait appel à des données externes exactes. De son côté, le système en boucle fermée utilise souvent une contre-réaction pour stabiliser et optimiser les performances d'un système sans l'aide de données externes. Par des modifications rapides de l'état du système, le contrôle est en mesure de stabiliser et d'optimiser les performances en observant l'effet des modifications apportées. À cause du très faible RPM des rotors, l'effet d'une

modification du système est longue à percevoir, ce qui rend un système en boucle fermée difficilement intégrable. Le choix du système de contrôle d'Hélios s'arrêta donc sur un système en boucle ouverte utilisant les données recueillies sur le banc d'essai comme base de contrôle.

En vol, l'HPH comptera sur deux données d'entrée pour sélectionner des valeurs dans les tables recueillies sur le banc d'essai: le RPM des rotors et l'altitude de l'HPH. Avec ces données d'entrée, l'ordinateur de bord choisira une paire d'angles assurant une poussée verticale pour le rotor du bas. Une fois les angles pour le rotor du bas choisis, une seconde paire d'angles générant une poussée verticale sera sélectionnée pour le rotor du haut en s'assurant que cette dernière génère un couple identique au rotor du bas pour immobiliser la nacelle en rotation. Il est évident que ce processus devra s'effectuer en continu durant toute la durée du vol. Il est à noter également que le vol devra se faire dans le même environnement que celui utilisé lorsque les angles assurant une poussée verticale ont été déterminés sur le banc d'essai.

Finalement, sachant que différents autres facteurs peuvent affecter la stabilité de l'appareil tels que la variation de la position du centre de gravité engendré par le mouvement de l'athlète durant l'effort ou encore un faible vent latéral lors du vol, un système de contrôle de la position de l'HPH dans le carré de 10 x 10 mètres sera mis en place. La solution envisagée est l'utilisation de deux masses pouvant être déplacées dans un système cartésien placé perpendiculairement à l'axe des rotors. En parallèle au travail effectué sur les angles d'attaques des rotors, le système pourra également déplacer ces masses pour désaxer le centre de gravité momentanément si un changement de direction est désiré.

CHAPITRE 2

CONCEPTION AÉRODYNAMIQUE

D'un point de vue aérodynamique, le rotor au plus fort rendement serait celui d'un diamètre infini. Malheureusement, le degré de difficulté de fabrication et le poids des pales est directement proportionnel à l'envergure de ces dernières. Comme dans plusieurs problèmes d'optimisation en ingénierie, la meilleure solution ne pourra être que celle du meilleur compromis entre plusieurs critères à optimiser. La conception aérodynamique des pales d'Hélios s'est donc faite selon les critères à respecter ou à optimiser suivants:

- Les rotors devront s'assurer de générer suffisamment de poussée pour atteindre trois mètres.
- Le rotor optimum sera celui affichant le meilleur ratio poussée générée v.s. poids
- La puissance totale disponible est de 0.8 HP (puisque les pales se déformeront en flexion et en torsion lors d'un vol, engendrant inévitablement des chutes de performance, une perte de 20% a été imposée à la puissance brute mesurée sur le banc d'essai).
- La poussée totale à générer par les deux rotors doit être d'environ 1150 N (HPH=450 N, athlète= 700N).

En plus de ces trois critères, des précautions au niveau de la stabilité et de l'état de l'écoulement, qui seront traités dans d'autres sections, ont été prises en compte lors de

la conception aérodynamique des pales. Les sections suivantes expliquent et justifient les choix et compromis qui ont mené à la conception optimale des pales des rotors d'Hélios.

2.1 Choix du profil

Différents profils ont été développés pour de multiples applications comme les turbines, les planeurs ou encore les éoliennes, et également pour différents types d'écoulements (subsoniques, supersoniques, etc.). D'un point de vue purement aérodynamique, la fonction première d'un profil choisi pour une pale d'HPH est de générer le maximum de poussée avec le moins de puissance absorbée pour mettre en rotation le rotor. En opposition à ce critère, le profil doit aussi avoir une épaisseur suffisante pour que la section de la pale ait un moment d'inertie suffisamment grand pour pouvoir contenir la charge. Plusieurs solutions sont possibles pour générer un maximum de poussée. En aéronautique, quelques systèmes ont été développés pour tenter d'accroître la poussée de manière significative. La prochaine section traitera des différents types de systèmes d'hypersustentation qui ont été explorés avant d'amorcer la conception du rotor.

2.1.1 Hypersustentation

Pour accroître les performances d'un profil classique ou pour tout simplement le rendre plus versatile, différents systèmes ont été développés au fil des années. Le changement de géométrie du profil (par des systèmes mécaniques) ou le contrôle de la couche limite sont les deux méthodes les plus connues pour atteindre un certain niveau d'hypersustentation.

2.1.1.1 Dispositifs de bord d'attaque

Les dispositifs de bord d'attaque augmentent la cambrure du profil au bord d'attaque (figure 2.1), apportant ainsi une énergie supplémentaire à l'écoulement, ce qui a pour effet de retarder le décrochage et ainsi augmenter le coefficient de portance (C_l) avant décrochage (figure 2.2). Toutefois, malgré une augmentation significative du C_l , le coefficient de traînée (C_d) est aussi augmenté dramatiquement (Ripoll, 1991). De plus, leurs mécanismes augmentent sérieusement le poids et l'augmentation du C_d engendre une perte de puissance majeure non transformée en poussée. Pour ces raisons, les dispositifs de bord d'attaque appliqués aux HPH s'avèrent inutiles.

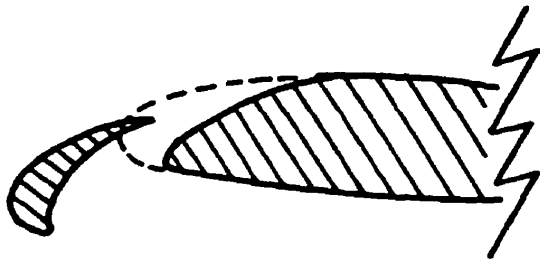


Figure 2.1 Mécanisme de bord d'attaque

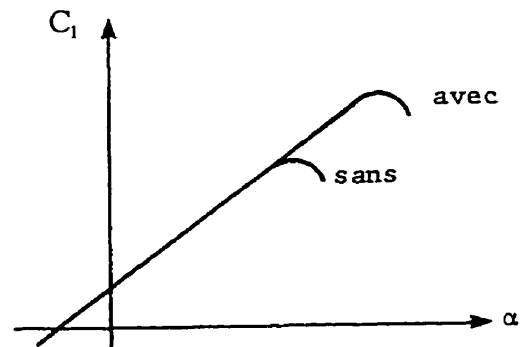


Figure 2.2 Effet du mécanisme de bord d'attaque sur le coefficient de portance

2.1.1.2 Dispositifs de bord de fuite

Ces dispositifs ont pour but d'accroître la courbure du profil par différents types de déploiement du bord de fuite (figure 2.3). Dans la majorité des cas, les dispositifs de bord de fuite permettent d'augmenter le C_l à angle d'attaque constant (figure 2.4) (Ripoll, 1991). Malheureusement, tout comme pour les dispositifs de bord d'attaque, les

dispositifs de bord de fuite augmentent de manière non négligeable le C_d , ce qui les rend non justifiables pour des applications reliées aux HPH.



Figure 2.3 Mécanisme de bord de fuite

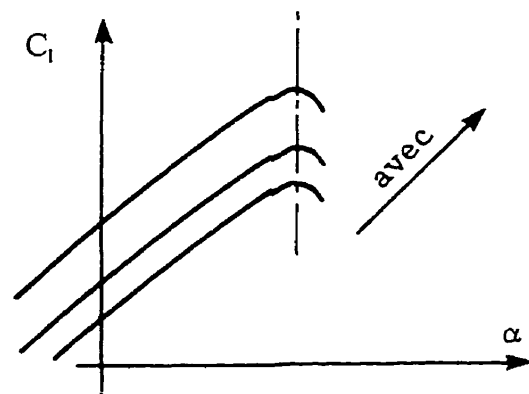


Figure 2.4 Effet du mécanisme de bord de fuite sur le coefficient de portance

2.1.1.3 Contrôle de la couche limite

Pour retarder le décrochage, plusieurs dispositifs de contrôle de la couche limite ont été développés. Deux méthodes différentes sont utilisées pour modifier favorablement la couche limite. En créant une dépression à proximité du point de décrochage à l'aide d'une aspiration de la couche limite, il est possible de retarder le décrochage et par le fait même augmenter la portance (figure 2.5). Généralement, une pompe à vide est utilisée pour générer l'aspiration.

La deuxième méthode utilisée est celle de l'aspiration par induction. Cette fois-ci, la couche limite est aspirée par l'effet venturi créé par un jet haute pression sortant au bord de fuite (figure 2.5). Encore une fois, tous ces dispositifs permettent d'augmenter le

C_1 mais nécessitent des composantes mécaniques supplémentaires coûteuses en poids, ce qui les rend peu attrayantes pour les HPH.



Figure 2.5 Mécanismes d'hypersustentation par contrôle de la couche limite

Ayant donc mis de côté la possibilité d'utiliser des dispositifs d'hypersustentation, le travail à accomplir fut uniquement celui de choisir un profil idéal pour notre application.

2.1.2 Caractéristiques de l'écoulement

En aérodynamique, le paramètre utilisé le plus couramment pour caractériser l'état d'un écoulement est le nombre de Reynolds (R_e). Le nombre de Reynolds est en fait un ratio entre les forces d'inertie et les forces visqueuses d'un écoulement.

$$R_e = \frac{\rho V \ell}{\mu} \quad (2.1)$$

Lors d'un écoulement à faible nombre de R_e , les forces visqueuses dominent généralement l'écoulement tandis qu'à l'opposé, les forces inertielles dominent lors d'écoulements à haut nombre de R_e . L'écoulement à bas nombre de R_e , est généralement plus instable que l'écoulement à haute vitesse. Fortement influencé par la viscosité du

fluide, l'écoulement à bas nombre de R_e sur un profil a tendance à subir une séparation prématurée à l'extrados, séparation qui est causée par la formation de bulles dans la couche limite. Ce phénomène s'observe couramment à des nombres de Reynolds inférieur à 500 000. Lors d'écoulements à plus haut nombre de R_e , ces bulles sont rapidement mélangées à même la couche limite et le risque de séparation prématurée s'en trouve ainsi fortement diminué. (Drela, 1987)

Comme expliqué plus tôt à l'aide de la théorie de la conservation de la quantité de mouvement, pour être en mesure de générer suffisamment de poussée, les rotors doivent balayer une surface de plus de 30 mètres de diamètre. Étant donné ce très grand diamètre et la faible puissance disponible, le RPM sera, sans contredit, très faible. Ce très faible RPM imposera donc au profil utilisé pour les pales un régime d'écoulement à bas nombre de Reynolds qui sera fortement influencé par le phénomène de séparation prématurée expliqué plus tôt.

Le développement de profil à bas R_e ne sera pas traité dans ce projet. Heureusement, ce sujet est présentement exploré de manière exhaustive par quelques centres de recherche universitaire qui ont agi comme collaborateurs dans le cadre du projet Hélios.

2.1.2.1 Les profils à bas nombres de Reynolds

Les pionniers du développement de profil à bas R_e sont R. Eppler et F.X. Wortmann. Les années 1970 ont mené Eppler et Wortmann à développer des profils ayant d'excellents ratios C_l/C_d qui sont encore utilisés couramment dans des applications dont le régime d'écoulement se situe sous les ($10^6 R_e$) (planeurs, éoliennes et avions à propulsion humaine (APH)). Le plus célèbre de ces profils est sans aucun doute le FX-

63137 (figure 2.6) qui fut utilisé sur la plupart des APH fabriqués à l'époque des prix Kremer.

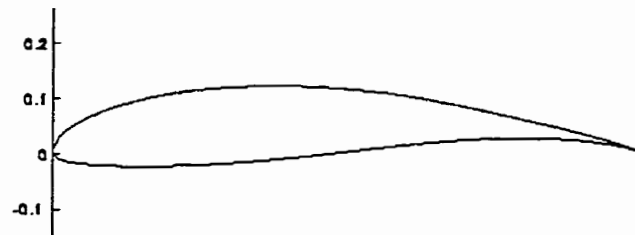


Figure 2.6 Profil Wortmann FX63-137

Plus récemment, des travaux sur les profils à bas R_e ont été effectués au Massachusetts Institute of Technologie (MIT) par le professeur Mark Drela qui a développé une série de profils pour l'APH Daedalus; ce dernier devint détenteur du record du monde de distance parcouru par un APH (établi en janvier 1987), lorsqu'il vola 74 miles des Îles de Crète jusqu'à Santorin en Grèce. Également, à l'université d'Illinois à Urbana-Champaign, un groupe de recherche dirigé par le professeur Michael S. Selig développe actuellement des profils pour des planeurs et des modèles réduits d'avions conçus pour fonctionner dans un régime d'écoulement similaire au nôtre. Pour faire le choix le plus éclairé possible, M. Drela et M. Philippe Giguère (associé de M. Selig) ont été approchés par l'équipe Hélios. Après leur avoir expliqué les conditions de fonctionnement de notre HPH, plusieurs séries de profils qu'ils ont jugé les plus adéquats pour notre application nous ont été suggérés.

Comme mentionné plus tôt, d'un point de vue aérodynamique, le profil utilisé doit générer le maximum de poussée pour le moins de puissance absorbée tandis que d'un point de vue mécanique, le ratio épaisseur du profil/corde (t/c) doit être suffisamment élevé pour conserver un grand moment d'inertie, condition favorable pour contenir les efforts de flexion et de torsion. Les performances aérodynamiques des

profils furent donc comparées à l'aide du point de finesse maximum $((C_l/C_d)_{\max})$ tandis que les performances mécaniques des mêmes profils le furent à l'aide du ratio t/c . Un à un, plusieurs profils ont été considérés pour être finalement rejetés ou acceptés en fonction de leurs $((C_l/C_d)_{\max})$ et ratio t/c . Parallèlement, d'autres facteurs comme l'angle d'attaque auquel le $((C_l/C_d)_{\max})$ est atteint par rapport à l'angle de décrochage et la distribution de pression sur l'extrados ont été considérés lors du choix des profils. Le tableau 2.1 présente les propriétés des profils qui s'avéraient les plus prometteurs.

Tableau 2.1 Données des profils retenus

Profils	t/c	Finesse maximum	Finesse maximum (α_{att})	Angle d'attaque au décrochage (α_{stall})
200 000 R_e				
SD7037	9%	65.7	6.0°	11°
SA7038	9%	64.8	6.0°	12°
SG6043	10%	86.7	6.5°	13.5°
S1223	11%	63.0	4.0°	16°
FX63137	13.7%	71.4	8.3°	20°
DAE31	11.5%	88.46	6.0°	10°
300 000 R_e				
SD7037	9%	76.0	6.0°	11°
SA7038	9%	74.9	6.0°	12°
SG6043	10%	105.0	6.5°	13.5°
S1223	11%	73.1	4.0°	16°
FX63137	13.7%	97.1	8.3°	20°
DAE31	11.5%	111.2	5.0°	10°

Note : voir l'annexe C pour les données complètes de certains de ces profils.

Le célèbre FX63137 de Wortmann présente un t/c largement supérieur à ses concurrents, offrant ainsi des caractéristiques mécaniques intéressantes. D'un point de vue finesse maximum, il se classe troisième avec une valeur de 97.1. Dans la famille des

Selig, le SG6043 offre les meilleures performances aérodynamiques tandis que le S1223, un profil à haut coefficient de portance, affiche de peu les meilleures propriétés mécaniques avec un ratio t/c de 11%; malheureusement, sa cambrure agressive fait rapidement chuter sa finesse maximum.



Figure 2.7 Profil Daedalus 31

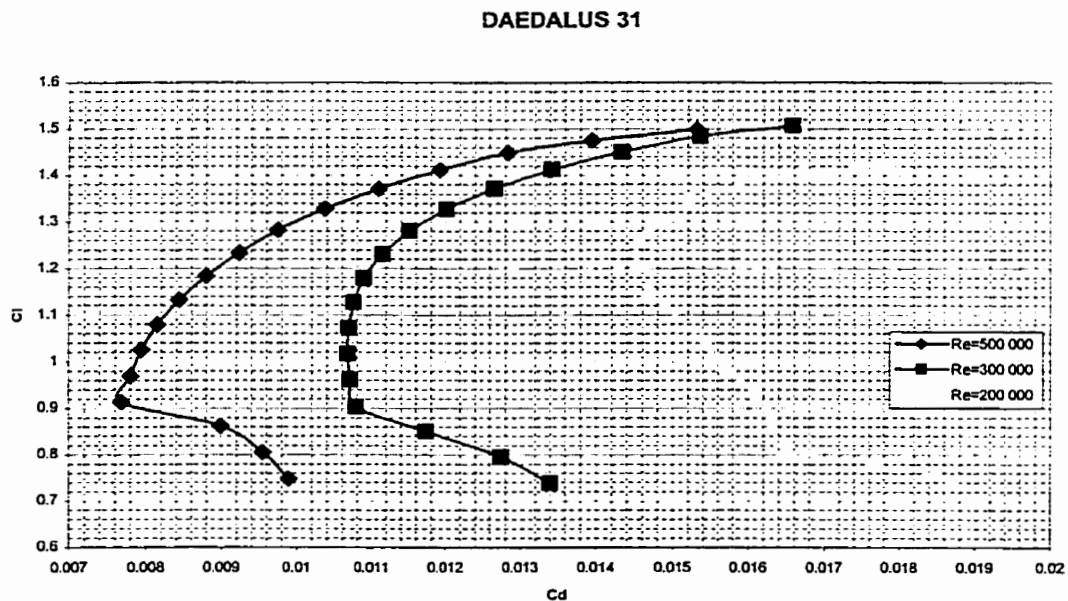


Figure 2.8 Polaire du profil Daedalus 31

D'un point de vue général, le DAE31 (figure 2.7) de Mark Drela possède des caractéristiques intéressantes. Il offre la meilleure finesse maximum et son ratio t/c est satisfaisant. Comparativement au SG6043, son seul défaut est que son angle de décrochage théorique est relativement près de l'angle d'attaque de finesse maximum, ce qui rendra la pale plus vulnérable au décrochage. Toutefois, d'un point de vue général,

ses performances aérodynamiques et son ratio t/c le rendent plus attrayant que le SG6043. Suite à ces constatations, le Daedalus 31 utilisé à 5° d'angle d'attaque fut adopté pour le design final des pales d'Hélios. Finalement, une attention particulière a été portée lors de la conception de la pale concernant le nombre de Reynolds d'opération des profils. La figure 2.8 démontre bien que les performances des profils chutent rapidement en fonction du nombre de Reynolds. Pour cette raison, le meilleur compromis a été trouvé entre les deux variables du nombre de Reynolds (longueur de corde (c) et vitesse d'entrée du fluide au profil (V)) pour que le profil opère dans un écoulement caractérisé par un R_e le plus élevé possible. Dans certain cas, l'utilisation de différents profils sur une même pale peut s'avérer une solution intéressante pour obtenir les meilleures performances possibles à un nombre de R_e donné. Pour des raisons de fabrication, le même profil, soit le DAE 31, a été utilisé sur toute la longueur de la pale. Ce choix a été effectué sans trop d'inquiétude puisque le nombre de R_e des pales ne varie que seulement entre 150 000 et 400 000, et que le DAE 31 présente de bonnes performances sur toute cette plage de nombres de R_e .

2.2 Calculs de la géométrie de la pale

La géométrie d'une pale est caractérisée par les six paramètres suivants: le rayon à l'emplanture, la corde à l'emplanture, le rayon en bout de pale, la corde en bout de pale, la distribution de corde et le vrillage. Ces paramètres seront déterminés par le concepteur en fonction de la puissance disponible, des conditions d'opération et de la poussée désirée. Comme discuté plus tôt, dans le cas de la fabrication de pales pour un HPH, ces choix doivent se faire principalement en prenant en considération deux contraintes majeures: le nombre de Reynolds d'opération qui doit être le plus élevé possible et la résistance mécanique de la pale qui est influencée par le ratio t/c et l'envergure du rotor.

Lorsque vient le temps de faire le design aérodynamique d'un rotor, plusieurs méthodes s'offrent au concepteur. Comme il sera discuté dans la section expliquant la théorie de l'élément de la pale, la difficulté reliée à la conception aérodynamique d'un rotor, d'un hélice ou encore d'une aile d'avion est l'évaluation des vitesses induites par le rotor ou l'aile. Des méthodes classiques, comme la théorie de Froude ou la théorie tourbillonnaire, permettent d'évaluer les vitesses induites dans des écoulements subsoniques similaires à celui des rotors d'Hélios. Ces deux méthodes, souvent couplées à la théorie de l'élément de la pale, sont à la base de plusieurs logiciels commerciaux dédiés à la conception et l'analyse des performances d'hélices ou de rotors. Pour des écoulements plus complexes, des méthodes par éléments finis ont été développées pour le calcul de performances et représentent souvent la seule méthode disponible lorsque le rotor est soumis à des écoulements compressibles.

Faisant face à un problème réel devant se poursuivre jusqu'à la fabrication d'outillage nécessaire à la fabrication des pales et possiblement d'un couplage à une étude de stabilité de l'HPH, la méthode choisie pour la conception aérodynamique se devait d'offrir une grande flexibilité. Le logiciel MATLAB a donc été choisi, notamment pour sa grande flexibilité, pour programmer la théorie tourbillonnaire couplée à la théorie de l'élément de la pale utilisée pour déterminer la géométrie de la pale. Puisque le rotor de l'HPH travaille constamment en effet de sol, une théorie d'évaluation de l'atténuation des vitesses induites a été couplée au programme de base pour tenir compte de ce phénomène. Finalement, un module d'évaluation des performances hors point de design a été codé pour connaître le comportement pour tout angle d'attaque des pales. Les sections suivantes traiteront des étapes qui ont mené au design optimal des rotors d'Hélios effectué avec un programme codé sur MATLAB.

2.2.1 Théorie de Froude

La méthode de Froude utilise les équations de conservation de quantité de mouvement pour connaître les performances d'une hélice considérée comme étant un disque uniformément chargé ayant un nombre infini de pales. L'étude sera faite en étudiant le cas d'une hélice, mais il est à noter qu'un rotor d'HPH n'est simplement qu'une hélice de grand format orientée verticalement plutôt que horizontalement. La méthode propose l'étude d'un volume de contrôle respectant les hypothèses suivantes :

- La rotation de l'écoulement est négligée
- Le fluide est incompressible
- L'écoulement à l'extérieur de la veine traversant le disque est non perturbé
- La pression à l'infini en amont et en aval est égale à la pression statique de l'écoulement

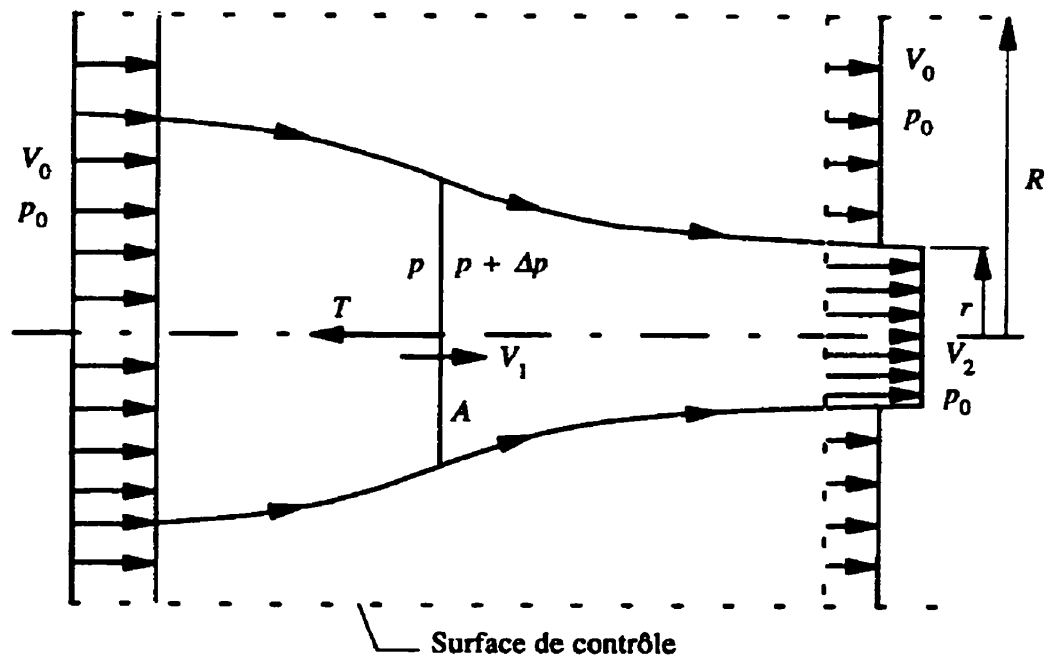


Figure 2.9 Volume de contrôle associé à la théorie de Froude

La théorie de Froude utilise un volume de contrôle cylindrique de rayon R dont le fluide entre par la surface de gauche à vitesse V_0 , infiniment loin de l'hélice, et sort également infiniment loin de l'hélice par la surface de droite à des vitesses V_2 dans le sillon de l'hélice et V_0 à l'extérieur du sillon. À l'entrée et à la sortie du volume de contrôle, la pression (p_0) est constante et est égale à la pression statique de l'écoulement (voir figure 2.9). Étant donné la différence de vitesse à la sortie du volume de contrôle à pression constante, il existe obligatoirement un flux traversant les parois latérales du cylindre pour compenser cette différence. Le flux en direction radiale dans le volume de contrôle est donné par la différence des flux d'entrée et de sortie dans le cylindre:

$$Q = V_2\pi r^2 + V_0\pi(R^2 - r^2) - V_0\pi R^2 \quad (2.2)$$

$$Q = \pi r^2(V_2 - V_0) \quad (2.3)$$

Appliquant maintenant la conservation de la quantité de mouvement, la poussée de l'hélice (T) peut se traduire par la différence entre la quantité de mouvement sortant du volume de contrôle et celle entrant :

$$T = [\pi r^2 \rho V_2^2 + \pi(R^2 - r^2) \rho V_0^2]_{\text{sortie}} - [\pi R^2 \rho V_0^2 + \pi r^2 \rho (V_2 - V_0) V_0]_{\text{entrée}} \quad (2.4)$$

$$T = \rho \pi r^2 V_2 (V_2 - V_0) \quad (2.5)$$

Il est également possible d'estimer la poussée générée par l'hélice sachant que cette dernière a pour effet d'augmenter la pression d'une valeur Δp lors du passage du fluide à travers elle. La poussée de l'hélice sera donc :

$$T = A\Delta p \quad (2.6)$$

où A est la surface balayée par l'hélice. La différence de pression notée à l'hélice peut être résolue à l'aide des équations de Bernoulli tel que démontré :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = p + \frac{1}{2} \rho V_1^2 \quad \text{En amont de l'hélice} \quad (2.7)$$

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = p + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \Delta p \quad \text{En aval de l'hélice} \quad (2.8)$$

En égalant les termes $p + \frac{1}{2} \rho V_1^2$, l'équation peut se réduire à :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 - \Delta p \quad (2.9)$$

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_0^2) = \frac{1}{2} \rho (V_2 - V_0)(V_2 + V_0) \quad (2.10)$$

Connaissant maintenant Δp , une relation entre les différentes vitesses du volume de contrôle peut être élaborée en égalant les deux équations de poussée trouvées jusqu'à maintenant (équations 2.5 et 2.6).

$$T = \rho \pi r^2 V_2 (V_2 - V_0) = A \Delta p = A \frac{1}{2} \rho (V_2 - V_0)(V_2 + V_0) \quad (2.11)$$

Sachant que $\pi r^2 V_2 = AV_1$, l'équation se réduit à :

$$V_1 = \frac{V_2 + V_0}{2} \quad (2.12)$$

Cet important résultat indique que la vitesse du fluide traversant une hélice (V_1) est simplement la moyenne des vitesses en amont (V_0) et en aval (V_2) de cette dernière.

L'incrément de vitesse apporté par l'hélice est appelé la vitesse induite (w) et peut s'exprimer des deux manières suivantes :

$$V_1 - V_0 = w = V_2 - V_1 \quad (2.13)$$

$$V_0 + 2w = V_2 \quad (2.14)$$

Reprenant maintenant l'équation de poussée 2.11, il est possible de déduire une relation de la poussée en fonction de la vitesse induite (w) :

$$T = A\Delta p = A \left[\frac{1}{2} \rho ((V_0 + 2w - V_0)(V_0 + 2w + V_0)) \right] \quad (2.15)$$

$$T = A \left[\frac{1}{2} \rho (2w(2w + 2V_0)) \right] \quad (2.16)$$

$$T = \rho A (w + V_0) 2w \quad (2.17)$$

Jumelée à une équation dérivée de la théorie de l'élément de la pale, cette équation de poussée servira de base à l'algorithme programmé pour déterminer les vitesses induites de la pale du rotor.

2.2.2 Théorie de l'élément de la pale

La méthode de Froude nous a permis d'établir les bases du fonctionnement d'une hélice en nous introduisant à la notion de la vitesse induite. La théorie de l'élément de la pale permettra cette fois-ci de visualiser les composantes de cette vitesse induite et d'établir des relations géométriques importantes entre les différents vecteurs vitesses influençant l'écoulement frappant un élément de la pale. De plus, cette théorie

pourra finalement nous faire connaître les grandeurs du couple absorbé par un élément de la pale et la poussée générée par cet élément de pale. Puisque cette théorie n'étudie qu'un élément de la pale, les éléments pourront être sommés pour obtenir la poussée totale associée au couple absorbé par le rotor.

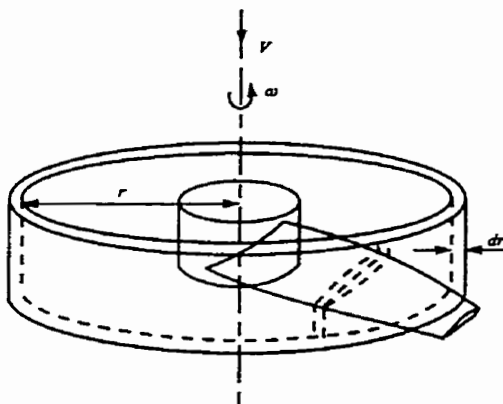


Figure 2.10 Position de l'élément dr de la pale sur un rotor

La figure 2.10 montre un rotor tournant à vitesse angulaire (ω) avançant à une vitesse V dans l'air. Une vue de coupe d'un élément d'une pale de largeur dr situé à une distance r de l'axe du rotor est représentée à la figure 2.11.

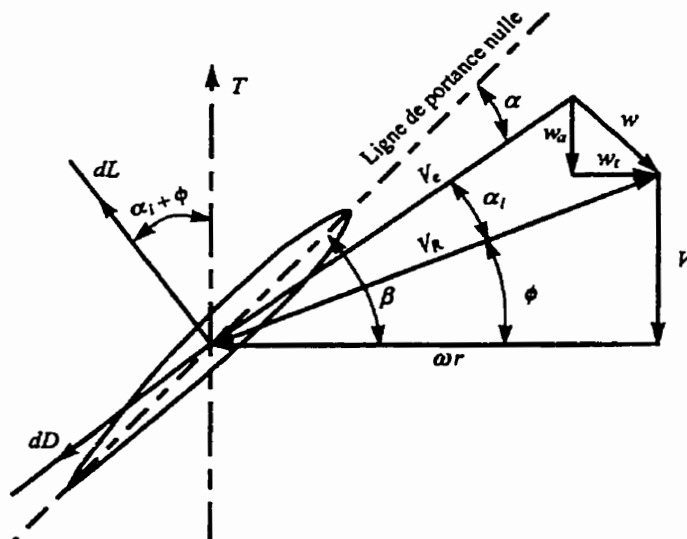


Figure 2.11 Diagramme des vitesses de l'élément de la pale

La figure illustre bien le fait qu'un élément de la pale n'est pas sujet à un écoulement ayant une vitesse résultante au profil qui dépend uniquement de la vitesse de déplacement du rotor et de sa vitesse de rotation ($V_R = \vec{V} + \omega\vec{r}$), mais bien d'une vitesse d'entrée au profil (V_e) influencé par les vitesses induites tangentielles (w_t) et axiales (w_a) par le rotor. À l'aide de simples relations de sommes de forces sur les axes suivant le plan de rotation et de l'axe de rotation du rotor, il est possible d'établir les équations de poussée et de couple absorbé par un élément de largeur dr d'une pale :

$$dT = dL \cos(\phi + \alpha_i) - dD \sin(\phi + \alpha_i) \quad (2.18)$$

$$dQ = r[dL \sin(\phi + \alpha_i) + dD \cos(\phi + \alpha_i)] \quad (2.19)$$

Dans ces équations, dL et dD sont les éléments de forces agissant sur le profil et peuvent être calculés à l'aide du coefficient de portance (C_l), du coefficient de traînée (C_d) et de la corde (c) du profil au rayon local (r) de la pale.

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_e^2 c C_l dr \quad (2.20)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_e^2 c C_d dr \quad (2.21)$$

Pour comparer cette théorie à celle de Froude, l'équation de poussée dT de la théorie de l'élément de la pale sera utilisée pour évaluer la poussée développée par un anneau circulaire de rayon r et de largeur dr ayant un nombre de pales B . Combinant les équations 2.20 et 2.21 à l'équation 2.18, la poussée sur l'anneau circulaire donne :

$$T_{\text{anneau}} = B \frac{1}{2} \rho V_e^2 c dr [C_l \cos(\phi + \alpha_i) - C_d \sin(\phi + \alpha_i)] \quad (2.22)$$

Par analogie, par la théorie de Froude, la poussée générée par l'anneau sera :

$$T_{\text{anneau}} = \rho dA (w_a + V) 2w_a = \rho 2\pi r dr (w_a + V) 2w_a \quad (2.23)$$

En combinant ces deux équations en égalant les poussées générées par les anneaux, l'équation suivante peut être développée :

$$\rho 2\pi r dr (w_a + V) 2w_a = B \frac{1}{2} \rho V_e^2 c dr [C_l \cos(\phi + \alpha_i) - C_d \sin(\phi + \alpha_i)] \quad (2.24)$$

$$8\pi r (w_a + V) w_a = BV_e^2 c [C_l \cos(\phi + \alpha_i) - C_d \sin(\phi + \alpha_i)] \quad (2.25)$$

Les trois équations géométriques nécessaires pour compléter l'équation sont basées sur l'élément de la pale illustrée à la figure 2.1 1 et sont les suivantes :

$$V_e = ((V + w_a)^2 + (\omega r - w_t)^2)^{1/2} \quad (2.26)$$

$$\sin(\phi + \alpha_i) = (V + w_a) / V_e \quad (2.27)$$

$$\cos(\phi + \alpha_i) = (\omega r - w_t) / V_e \quad (2.28)$$

L'équation 2.25 est la première d'un système de deux équations à deux inconnus ayant comme inconnus w_a et w_t , utilisé pour résoudre les vitesses induites par la pale du rotor.

2.2.3 Théorie tourbillonnaire des rotors

En 1918, Ludwig Prandl a introduit la première méthode permettant l'étude d'une aile de longueur finie. Prandl affirme alors qu'une aile de longueur finie peut être représentée par un système tourbillonnaire en forme de fer à cheval s'étendant à l'infini en bout d'aile. Cette hypothèse est d'ailleurs fortement reliée au comportement réel d'une aile puisqu'il est souvent possible d'observer les tourbillons de bout de pale se former lors du décollage d'un avion par temps très humide.

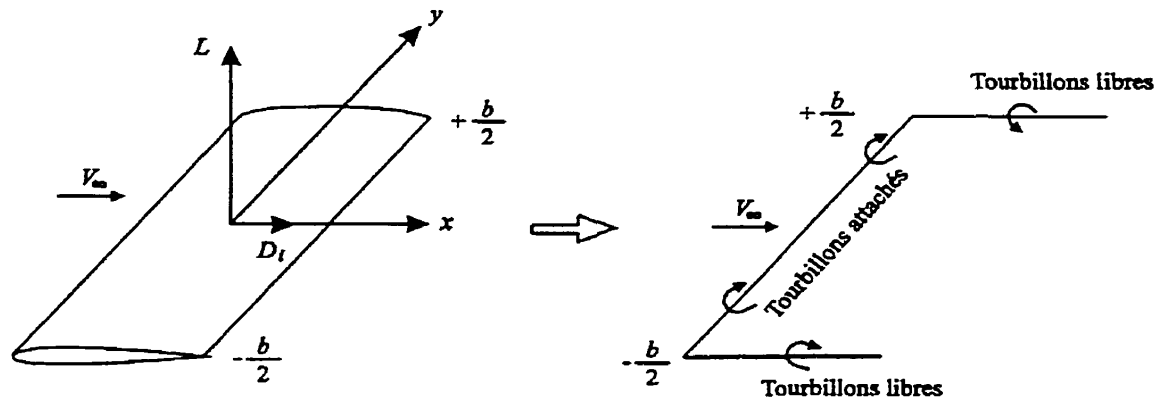


Figure 2.12 Système tourbillonnaire en forme de fer à cheval

En observant les tourbillons attachés présents sur l'aile, on remarque que la découverte de Prandl est parfaitement en accord avec le théorème de Kutta–Joukowski ($L = \rho V_\infty \Gamma$), découvert quelques années auparavant, théorème qui affirme qu'un tourbillon peut générer une poussée verticale lorsque immergé dans un écoulement uniforme V_∞ .

Appliqué aux rotors, le système tourbillonnaire en forme de fer à cheval de Prandl prendra plutôt des allures hélicoïdales. Comme l'aile, le rotor à deux pales sera animé d'une circulation autour de l'axe des pales qui perdront à leurs extrémités un tourbillon qui suivra un tracé hélicoïdale dans le sillon du rotor. La figure 2.13 illustre le système tourbillonnaire d'une hélice qui est identique à celui d'un rotor.

Comme dans le cas d'une aile, les tourbillons attachés aux pales, ayant des intensités différentes dépendant de la position (r) sur cette pale, sont responsables de la présence de vitesses axiales induites aux différents éléments de pale. Dans le même ordre d'idée, il est évident qu'un rotor met le fluide en rotation dans son sillon par l'entremise de la vitesse tangentielle induite (w_t) par le rotor. Au même titre qu'un tourbillon placé autour de l'axe de la pale engendrait une vitesse induite axiale (w_a), un

tourbillon équivalent, placé cette fois-ci dans le plan du rotor ayant son centre à l'axe du rotor, sera responsable de la présence des vitesses tangentielles induites aux différents rayons de la pale.

La figure 2.15 illustre le réseau de tourbillons présent sur un rotor qui génère les vitesses tangentielles induites (w_T). Comparativement à un système de tourbillons classiques où l'intensité du tourbillon (Γ) est fixe et engendre des vitesses tangentielles v_θ proportionnelles à leurs positions sur le rayon du tourbillon (voir figure 2.14), un rotor devrait plutôt être visualisé à l'inverse.

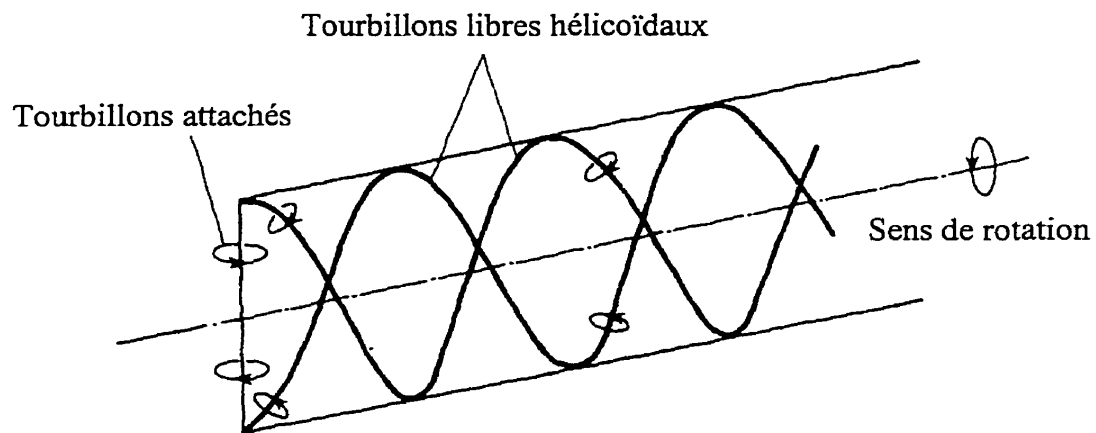


Figure 2.13 Système de tourbillons des hélices

Le rotor devrait être vu comme une série de tourbillons classiques superposés au centre, tous individuellement responsables des différentes vitesses tangentielles induites aux différents rayons d'une pale. La grandeur du tourbillon local ($\Gamma_{(r)}$) associée à une vitesse tangentielle induite à un rayon donné de la pale (r) dans le sillon du rotor pourra donc être trouvée à l'aide d'une analogie faite à partir de la définition classique du tourbillon.

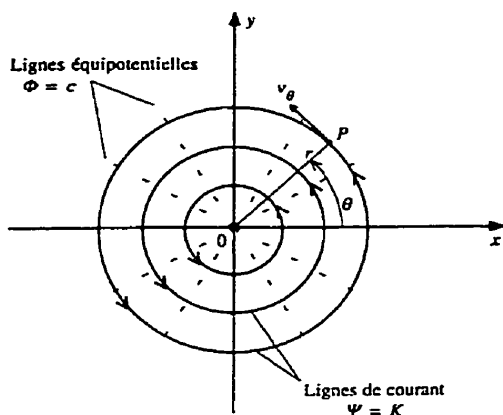


Figure 2.14 Écoulement d'un tourbillon classique

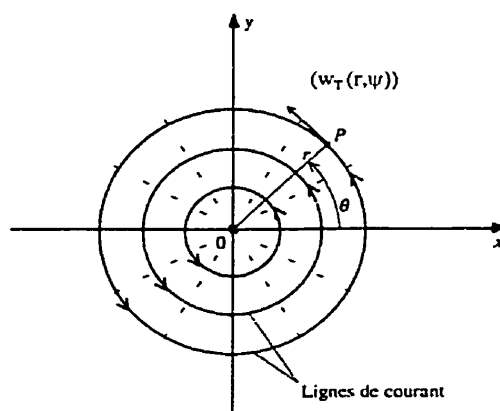


Figure 2.15 Système de tourbillons dans le plan d'un rotor

Sachant que la vitesse tangentielle induite (v_θ) pour un tourbillon classique peut être calculée avec la relation suivante :

$$v_\theta = \Gamma / 2\pi r \quad \text{ou} \quad \Gamma = v_\theta 2\pi r \quad (2.29)$$

Par analogie, l'intensité du tourbillon à un rayon r d'un rotor pourrait s'exprimer ainsi :

$$\Gamma_{(r)} = 2r (w_T(r, \psi)) \quad (2.30)$$

Puisque dans le plan du rotor sur un rayon r fixe, la vitesse tangentielle induite (w_t) varie en fonction de la position de zéro à 2π , la dernière équation représente donc w_t sous forme d'équation de ligne de courant ($w_T(r, \psi)$). En prenant pour exemple un rotor à deux pales, il est facile de comprendre que la vitesse tangentielle induite ne sera pas constante autour d'un cercle de rayon r situé sur un rotor mais atteindra des maximums lorsque tout près d'une pale et un minimum entre les deux pales.

Pour connaître l'intensité du tourbillon à un rayon donné ($\Gamma_{(r)}$), théoriquement, une intégrale de ligne sur un rayon fixe du rotor peut être effectuée :

$$B\Gamma = \int_0^{2\pi} 2rw_T(r,\psi)d\theta \quad (2.31)$$

Dans le cas où le nombre de pales est suffisamment grand, les lignes de courant ($w_T(r,\psi)$) deviendront uniformes, engendrant donc une vitesse tangentielle induite (w_t) uniforme sur toute la circonférence du cercle de rayon r . Dans ce cas, l'intégrale pourra se réduire à :

$$\lim_{B \rightarrow \infty} B\Gamma = \Gamma_{(r)} = 4\pi r w_t \quad (2.32)$$

Comme les ailes, les rotors subissent également des pertes de bout de pale. Le facteur F , nommé facteur de pertes des extrémités de pales introduit par Prandl, a donc pour effet de réduire l'intensité des tourbillons à zéro lorsque r se rapproche de l'extrémité de la pale. Comme illustré sur la figure 2.11, ϕ est tout simplement l'angle créé entre ωt et V sur l'élément de la pale. L'équation deviendra donc :

$$\Gamma_{(r)} = \frac{4\pi r F w_t}{B} \quad (2.33)$$

Le facteur de perte de bout de pale étant :

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \exp \left[-\frac{B}{2} \frac{1-r/R}{2 \sin \phi} \right] \quad (2.34)$$

Cette dernière équation de circulation, nommée aussi la théorie des tourbillons de Goldstein, permet de calculer la grandeur de la circulation locale autour d'un élément de pale situé à un rayon r du rotor.

Finalement, un parallèle peut être effectué entre l'intensité de ce tourbillon et la poussée locale (dL) d'un élément de la pale (dr) du rotor. Comme expliqué plus tôt, le théorème de Kutta-Joukowski relie la vitesse axiale induite à la poussée générée par un élément de pale. Connaissant la grandeur de la poussée locale sur un élément :

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_e^2 c C_l dr \quad (2.35)$$

il est possible de calculer la circulation locale ($\Gamma_{(r)}$) sur cet élément :

$$dL = \rho V_e \Gamma_{(r)} \quad (2.36)$$

$$\frac{1}{2} \rho V_e^2 c C_l = \rho V_e \Gamma_{(r)} \quad (2.37)$$

$$\Gamma_{(r)} = \frac{1}{2} V_e c C_l \quad (2.38)$$

Finalement, en combinant les deux équations de circulation locale (éq. 2.33 et 2.38), la deuxième équation nécessaire à la résolution des vitesses induites w_a et w_t est développée :

$$B \Gamma_{(r)} = \frac{1}{2} B V_e^2 c C_l = 4 \pi r F w_t \quad (2.39)$$

Où,

$$8 \pi r F w_t = B V_e c C_l \quad (2.40)$$

Cette dernière équation complète le système de deux équations à deux inconnus car elle possède les deux même inconnus que l'équation 2.25, soit w_a et w_t puisque nous l'avons vu avec l'équation 2.26, V_e est fonction de w_a et w_t .

2.3 Conception d'une pale hors effet de sol

2.3.1 Résolution des équations de vitesses induites

Suite à l'étude de la théorie de l'élément de la pale, de la théorie de Froude et de la théorie tourbillonnaire, les équations 2.25 et 2.39 ont été développées. Couplées ensemble, elles représentent un système de deux équations (2.41 et 2.42) non-linéaires à deux inconnus (w_a et w_t). Puisque les équations sont fonction de variables, elles mêmes fonction de w_a et w_t , le système d'équations suivants doit être résolu :

- Équations principales non-linéaires :

$$F_1 = 8\pi r F w_t - B V_e^2 c C_1 = 0 \quad (2.41)$$

$$F_2 = 8\pi r (w_a + V) w_a - B V_e^2 c [C_1 \cos(\phi + \alpha_i) - C_d \sin(\phi + \alpha_i)] = 0 \quad (2.42)$$

- Équations déterminées par la théorie de l'élément de la pale :

$$V_e = ((V + w_a)^2 + (\omega r - w_t)^2)^{1/2} \quad (2.43)$$

$$\sin(\phi + \alpha_i) = (V + w_a) / V_e \quad (2.44)$$

$$\cos(\phi + \alpha_i) = (\omega r - w_t) / V_e \quad (2.45)$$

$$\phi = \cos^{-1} \frac{V}{\omega R} \quad (2.46)$$

- Facteur de perte de bout de pale :

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \exp \left[\frac{B}{2} \frac{1-r/R}{2 \sin \phi} \right] \quad (2.47)$$

Plusieurs méthodes de résolution d'équations non-linéaires peuvent être utilisées pour converger au résultat de w_a et w_t . La méthode ayant été préconisée pour le calcul des vitesses induites est celle de Newton-Raphson. Le programme « calcul_wa_wt » en annexe D peut être consulté pour plus de détails sur la méthode appliquée pour résoudre ces vitesses induites. Toutefois, avant de pouvoir calculer les valeurs de w_a et w_t , différentes valeurs d'entrées devront être définies pour compléter ces équations. Les deux sections suivantes passeront en revue les principales données d'entrées nécessaires à la résolution des équations non-linéaires, ainsi que les données de sorties pertinentes à l'analyse des performances de la pale.

2.3.2 Données d'entrées :

Les variables d'entrées pour résoudre le système d'équations non-linéaires décrit plus tôt sont les suivantes :

V = Vitesse de déplacement du rotor (m/s)

ω = Vitesse angulaire du rotor (rad/s)

c = Corde du profil à la position r de l'élément de pale étudiée (m)

B = Nombre de pales

C_l = Coefficient de portance utilisé à l'élément de la pale étudiée

C_d = Coefficient de traînée utilisé à l'élément de la pale étudiée

Toutes ces variables d'entrées, pour un angle d'attaque fixe (excepté la corde), seront constantes pour tout r du rotor. Dans des sections ultérieures, le choix de ces variables sera justifié. En sachant que plusieurs variables sont fixes pour tout r du rotor, la dernière variable d'entrée pouvant influencer les valeurs des vitesses induites aux éléments de la pale est la grandeur de la corde. Cette dernière variable sera utilisée pour satisfaire la condition de Betz. Cette condition, expliquée en détail dans l'œuvre de McCormick (1980), spécifie que le rotor optimal engendra une vitesse d'impact (w) constante traversant la surface du rotor. De plus, sachant que l'épaisseur du profil est directement lié à la longueur de la corde, la distribution de la corde influencera également les propriétés mécaniques de la pale. En effet, à l'aide de la distribution de la corde, la distribution de contraintes dans la section de la pale pourra être contrôlée.

2.3.2.1 Distribution de la corde

Une distribution de corde elliptique, ajustable à l'aide de ses exposants, a été choisie pour décrire la géométrie de la pale. Utilisant en données d'entrée le rayon à l'emplanture (R_1), le rayon de bout de pale (R_2), la corde à l'emplanture (C_1) et la corde en bout de pale (C_2), l'équation de base de l'ellipse, plutôt élevée à l'exposant « n » au lieu de deux, permet de décrire la distribution de corde en fonction du rayon.

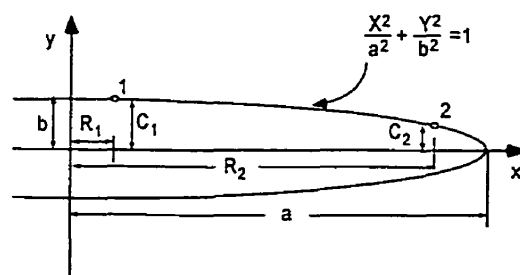


Figure 2.16 Représentation mathématique classique de l'ellipse

Pour connaître les rayons a et b décrivant l'ellipse, deux équations peuvent être développées connaissant R_1 , R_2 , C_1 et C_2 .

$$\frac{R_1^n}{a_n} + \frac{C_1^n}{b_n} = 1 \quad \text{et} \quad \frac{R_2^n}{a_n} + \frac{C_2^n}{b_n} = 1 \quad (2.48)$$

Ce système d'équations à deux inconnus permet de trouver le rayon b et le rayon a en fonction des données d'entrées R_1 , R_2 , C_1 et C_2 .

$$b = \left[\frac{C_1^n R_2^n - C_2^n R_1^n}{R_2^n - R_1^n} \right]^{1/n} \quad \text{ou} \quad a = \left[\frac{R_2^n}{1 - \frac{C_2^n}{b^n}} \right]^{1/n} \quad (2.49)$$

Le programme nommé « Ellipse » (voir annexe D) permet de calculer les valeurs des rayons a et b et permet de connaître les grandeurs de cordes en fonction du rayon entre les rayons R_1 et R_2 . La figure 2.17 illustre l'influence de la valeur de l'exposant sur la distribution de corde.

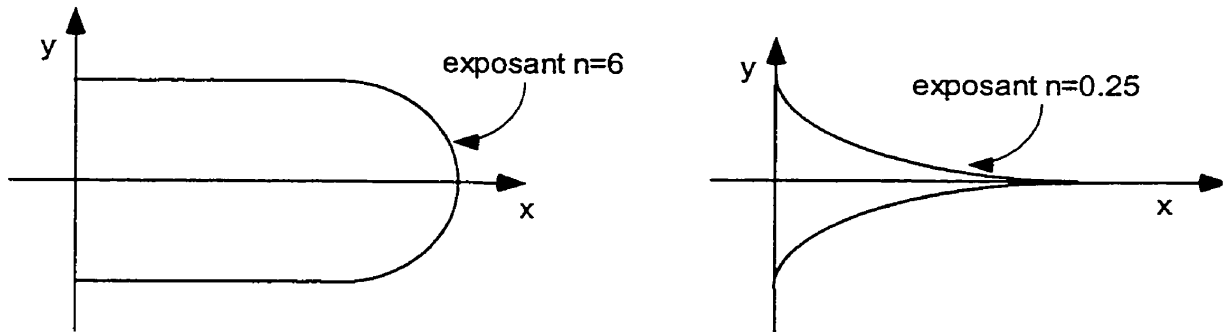


Figure 2.17 Influence de l'exposant sur l'aspect de l'ellipse

En modifiant les variables de l'ellipse (R_1, R_2, C_1, C_2 et n), le concepteur pourra donc ajuster la distribution de corde pour contrôler la distribution des vitesses induites en fonction du rayon, ajuster les nombres de Reynolds, et également s'assurer que, mécaniquement, la pale fonctionne dans les limites du matériau. Il est à noter que cette distribution de corde n'est utilisée que pour connaître les grandeurs locales de la corde nécessaires au calcul des vitesses induites. Le concepteur pourra par la suite positionner les profils en les alignant par rapport à leurs bords d'attaque, leurs bords de fuite ou encore un axe quelconque situé à un certain pourcentage de corde des profils. En général, les profils sont positionnés à un axe un peu déporté vers le bord d'attaque par rapport au centre de pression du profil pour réduire les efforts de torsion à l'arbre de la pale et assurer une certaine stabilité. La section traitant du design mécanique des pales traitera du positionnement de l'arbre des pales en fonction du centre de pression.

2.3.3 Données de sortie

Maintenant que les vitesses induites peuvent être calculées, toutes les caractéristiques tant géométriques que mécaniques de la pale peuvent être déterminées.

2.3.3.1 Données géométriques

La caractéristique géométrique la plus importante découverte à l'aide des vitesses induites est le vrillage. L'angle α_i des vitesses induites aux différents éléments représente directement le vrillage de la pale si les coefficients de traînée et de portance choisis pour résoudre les équations F_1 et F_2 ont été sélectionnés pour un angle d'attaque fixe sur toute la pale. Dans le cas où différents angles d'attaque sont utilisés en fonction du rayon, le vrillage sera augmenté ou diminué de la différence d'angle d'attaque à toute

les fois qu'un nouvel angle d'attaque entrera en fonction sur le rayon de la pale. Bien entendu, le changement d'angle devra se faire graduellement, sinon de sérieuses discontinuités dans le vrillage se produiront, engendrant inévitablement des problèmes d'ordre aérodynamique et mécanique. La colonne « vril » illustre le vrillage ($\phi+\alpha_i$) dans le fichier de sortie du tableau 2.1.

Tableau 2.1 Fichier de sortie (conception hors effet de sol)

RPM= 7.0 Diamètre (m)= 35 V (m/s)= 0 Nombre de pales= 2

Corde debut (m)= 1.250 Corde fin (m)= 0.100 Rayon debut (m)= 0.610

R (m)	Corde(m)	vril(deg)	ang(deg)	wa(m/s)	wt(m/s)	Re	Cl	Cd	w0(m/s)	Ve(m/s)
0.6100	1.2500	22.2278	27.2278	0.1554	0.0669	37775	1.0000	0.1230	0.1842	0.4107
1.4545	1.2325	14.5636	19.5636	0.2589	0.0695	88808	1.0000	0.1230	0.2776	1.0298
2.2990	1.2096	11.8091	16.8091	0.3375	0.0708	137762	1.0249	0.0141	0.3524	1.6494
3.1435	1.1824	11.0692	16.0692	0.4341	0.0851	184141	1.2577	0.0146	0.4508	2.2612
3.9880	1.1516	9.7083	14.7083	0.4859	0.0833	227525	1.2577	0.0146	0.5002	2.8813
4.8325	1.1175	8.7715	13.7715	0.5339	0.0825	267528	1.2805	0.0115	0.5466	3.5009
5.6770	1.0801	7.9597	12.9597	0.5707	0.0799	303779	1.2805	0.0115	0.5819	4.1213
6.5215	1.0397	7.2886	12.2886	0.6016	0.0770	335911	1.2805	0.0115	0.6114	4.7418
7.3660	0.9962	6.7149	11.7149	0.6270	0.0739	363544	1.2805	0.0115	0.6357	5.3624
8.2105	0.9497	6.2111	11.2111	0.6473	0.0705	386283	1.2805	0.0115	0.6550	5.9832
9.0550	0.8999	5.7663	10.7663	0.6635	0.0670	403704	1.2805	0.0115	0.6703	6.6041
9.8995	0.8469	5.3491	10.3491	0.6736	0.0631	415337	1.2805	0.0115	0.6795	7.2251
10.7440	0.7903	4.9597	9.9597	0.6784	0.0589	420653	1.2805	0.0115	0.6835	7.8463
11.5885	0.7299	4.5894	9.5894	0.6775	0.0544	419035	1.2805	0.0115	0.6819	8.4676
12.4330	0.6652	4.2273	9.2273	0.6700	0.0496	409742	1.2805	0.0115	0.6737	9.0890
13.2775	0.5957	3.8714	8.8714	0.6556	0.0444	391840	1.2805	0.0115	0.6586	9.7107
14.1220	0.5204	3.5090	8.5090	0.6324	0.0388	364088	1.2805	0.0115	0.6348	10.3325
14.9665	0.4379	3.1271	8.1271	0.5976	0.0327	324714	1.2805	0.0115	0.5994	10.9547
15.8110	0.3458	2.7040	7.7040	0.5462	0.0258	270882	1.2805	0.0115	0.5474	11.5772
16.6555	0.2389	2.1701	7.1701	0.4620	0.0175	197105	1.2577	0.0146	0.4626	12.2004
17.5000	0.1000	0.0000	5.0000	0.0000	0.0000	86696	0.0000	0.1018	0.0000	12.8282

Poussée (lbs)= 185.115 Puissance (HP)= 0.792 Moment (Nm)= -11.555

Poussée (N) = 823.390 Rendement hydraulique= 82.035

Dans le tableau 2.1, la colonne ang(deg) est tout simplement l'angle de calage de la pale, trouvé par l'addition du vrillage (colonne vril(deg)) et de l'angle d'attaque choisi des profils. Une différence de cinq degrés existe entre la colonne deux et la colonne trois; cette pale fonctionne donc à angle d'attaque constant de cinq degrés.

Les autres données nécessaires à la description géométrique ne proviennent pas du calcul des vitesses induites mais plutôt de la description de la distribution de la corde. Géométriquement, en plus d'être décrite par son vrillage, la pale est caractérisée par sa distribution de corde, qui est directement calculée par la fonction de l'ellipse. Dans le fichier de sortie illustré au tableau 2.1, la distribution de corde est présentée à la première colonne.

Finalement, la dernière caractéristique décrivant la géométrie d'une pale est la position des profils sur l'axe de la pale. Tel que discuté plus tôt, la tendance générale du design de pale est de placer les profils autour d'un axe passant tout près du centre de pression du profil. La position exacte des profils de la pale sera déterminée à la section 2.6.3.

2.3.3.2 Données mécaniques

La théorie de l'élément de la pale a démontré qu'à l'aide des équations 2.18 et 2.19, il était possible de trouver la poussée et le couple généré par un élément de pale. Connaissant maintenant les vitesses induites par les équations 2.41 et 2.42, les cosinus et sinus des angles $\phi + \alpha_i$ peuvent être trouvés pour finalement mener au calcul de la poussée et du couple généré par les éléments dT et dQ. Pour connaître la poussée totale, le couple total et la puissance absorbée à l'arbre du rotor, une intégrale trapézoïdale est effectuée. La figure suivante illustre la position des poussées et des traînées sur le rayon

de la pale ainsi que les équations reliées au calcul de la poussée et du couple total résultants. Ces équations ont été codées dans le programme « Vortex ».(voir en annexe D).

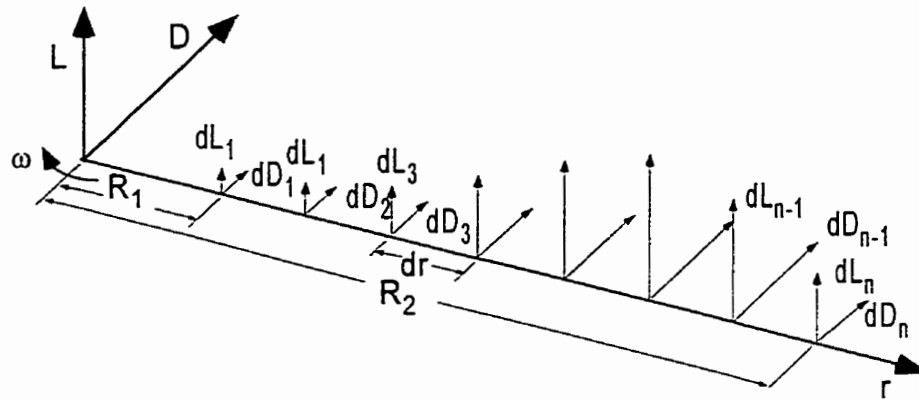


Figure 2.18 Éléments de poussée et de traînée en fonction du rayon

- Équation de l'intégrale trapézoïdale :

$$Q_{\text{totale}} = \frac{dr}{2} (dQ_1 + 2dQ_2 + 2dQ_3 + \dots + 2dQ_{n-1} + dQ_n) \quad (2.50)$$

$$T_{\text{totale}} = \frac{dr}{2} (dL_1 + 2dL_2 + 2dL_3 + \dots + 2dL_{n-1} + dL_n) \quad (2.51)$$

Valeur des contributions élémentaires de poussée et de couple :

$$dT = dL \cos(\phi + \alpha_i) - dD \sin(\phi + \alpha_i) \quad \text{pour les éléments 1 jusqu'à } n \quad (2.52)$$

$$dQ = r[dL \sin(\phi + \alpha_i) + dD \cos(\phi + \alpha_i)] \quad \text{pour les éléments 1 jusqu'à } n \quad (2.53)$$

Considérés individuellement, les éléments de poussée et de traînée permettent également de tracer la répartition des forces en fonction du rayon de la pale. Cette distribution de poussée permet entre autres de localiser le centre de poussée de la pale. Cette donnée importante permet de connaître rapidement les moments de flexion à l'emplanture de la pale. Dans le chapitre 3 portant sur la conception mécanique des

pales, ces données seront à la base du choix du laminé de l'arbre de la pale et du rotor. La figure 2.19 illustre la répartition de poussée et de traînée sur une pale conventionnelle d'hélicoptère.

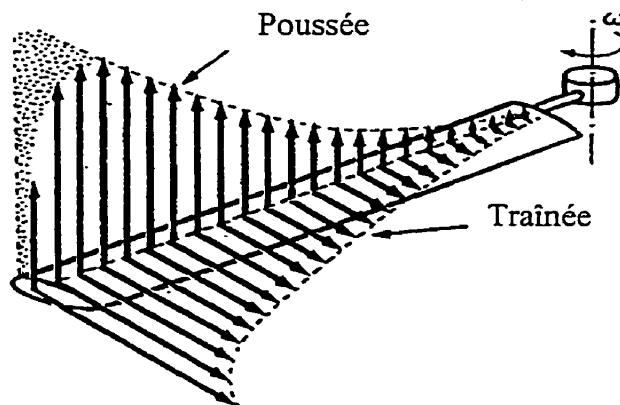


Figure 2.19 Répartition de poussée et de traînée typique sur une pale

2.3.4 Limitation du programme de conception hors effet de sol

Avec les notions acquises jusqu'à présent, la conception aérodynamique complète d'une pale peut être effectuée. À l'aide du calcul des vitesses induites par le programme de conception hors effet de sol, la poussée générée, la puissance absorbée, la distribution de corde et le vrillage d'une pale conçue pour travailler dans un milieu libre de toute restriction peuvent être calculés.

Malheureusement, dès que le rotor fonctionnera dans des conditions hors point de conception, les données de sortie du programme de conception hors effet de sol perdront alors toute signification. Tel que mentionné dans le chapitre d'introduction, l'HPH Hélios sera équipé d'un système de pas variable utilisé pour contrôler, stabiliser et optimiser la poussée de l'HPH en vol. Compte tenu de cet élément, il sera essentiel de

compléter ce programme avec un module de calcul hors point de design pour évaluer les performances d'un rotor lorsqu'il fonctionne à des angles d'attaque différents de ceux choisis à la conception. De plus, sachant que les vitesses induites calculées hors effet de sol seront considérablement réduites par la proximité du sol, un deuxième module d'évaluation, celui-ci traitant de l'influence de l'effet de sol sur la conception aérodynamique du rotor sera codé.

2.4 Module de calcul des performances hors point de design

2.4.1 Problématique

Contrairement au problème de conception rencontré précédemment, selon lequel les vitesses induites devaient être déterminées pour connaître la géométrie complète d'une pale, le problème du travail hors point de conception en est plutôt un d'analyse. En effet, cette fois-ci, la géométrie complète est connue et les performances doivent être trouvées à des angles d'attaque différents de ceux du point de design et donc inévitablement à des coefficients de portance et de traînée différents de ceux du point de design. La difficulté rencontrée est donc de trouver les nouvelles vitesses induites par la nouvelle position de la pale, et simultanément, déterminer les coefficients de portance et de traînée pouvant générer ces nouvelles vitesses induites. Évidemment, en travail hors point de design, la seule donnée angulaire connue de l'élément de la pale est l'angle total que forme la ligne de corde avec l'horizontale (voir figure 2.20). Dès lors, une relation entre les coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'attaque (α_{an}) devra être établie pour résoudre. Mathématiquement, le système d'équations à résoudre est maintenant un système comportant deux équations supplémentaires, puisque comme il vient d'être mentionné, C_l et C_d ne sont plus des constantes mais bien fonction de l'angle d'attaque du profil.

2.4.2 Calcul des performances hors point de conception

Tel qu'expliqué plus tôt, cette section traitera des performances d'un rotor fonctionnant à des angles d'attaque différents de ceux de conception. Dans cette optique, il est malheureusement possible que lors de tests ou de vols, certaines régions de la pale fonctionnent en décrochage. Pour pouvoir couvrir une large plage de C_l et de C_d , les données de performance des profils mis à notre disposition ont été étendues jusqu'à des angles d'attaque de $+90^\circ$ et -90° . Évidemment, la prédiction du comportement du profil pour des angles dépassant l'angle de décrochage n'ayant pas été validée en soufflerie, les hypothèses posées pour estimer les valeurs des C_l et des C_d ne seront qu'une approximation du comportement réel passé l'angle de décrochage.

Tableau 2.2 Coefficients de portance et de traînée de $+90^\circ$ à -90° du Daedalus 31

Angle d'attaque	C_l	C_d
<i>Nombre de Reynolds :300 000</i>		
-90	0	1.2
0	0.7383	0.0134
0.5	0.7956	0.01275
1.0	0.8508	0.01174
1.5	0.9039	0.01079
2.0	0.9608	0.01071
2.5	1.0167	0.01068
3.0	1.0720	0.01069
3.5	1.1266	0.01076
4.0	1.1794	0.01089
4.5	1.2307	0.01115
5.0	1.2805	0.01152
5.5	1.3275	0.01202
6.0	1.3718	0.01266
6.5	1.4129	0.01343
7.0	1.4504	0.01434
7.5	1.4842	0.01536
8.0	1.5065	0.01658
-90	0	1.2

Le tableau 2.2 représente la distribution du coefficient de portance et la distribution du coefficient de traînée en posant comme hypothèse qu'à $\pm 90^\circ$ le C_l atteindra un minimum de 0 tandis que le coefficient de traînée atteindra un maximum de 1.2, simulant, dans ce cas-ci, l'effet d'une plaque placée perpendiculairement à l'écoulement.

Un processus itératif convergeant par la méthode de la bisection a été programmé pour résoudre la nouvelle valeur de poussée absorbée et le nouveau couple généré par le travail hors point de design. La figure 2.20 explique la logique de programmation utilisée pour un élément de pale (pour plus de détails, le programme « Offdesign » peut être consulté en annexe D).

À la sortie du module « Offdesign », les C_l et C_d et les vitesses induites (w_a et w_i) hors point de design sont utilisés pour calculer, à l'aide des équations 2.18 et 2.19 codées dans le programme « vortex », le nouveau couple absorbé et la nouvelle poussée développés en position hors point de design. Une fois les rotors testés en dynamique, ce module permettra de comparer les résultats expérimentaux sur banc d'essai. Un peu plus loin dans ce chapitre, les calculs hors point de conception permettront de valider la fonctionnalité de l'HPH en calculant les performances des rotors supérieur et inférieur en ayant comme condition qu'ils génèrent le même couple. Dans cette condition hors point de conception, le vol de l'hélicoptère pourra être effectué sans que la nacelle se mette en rotation.

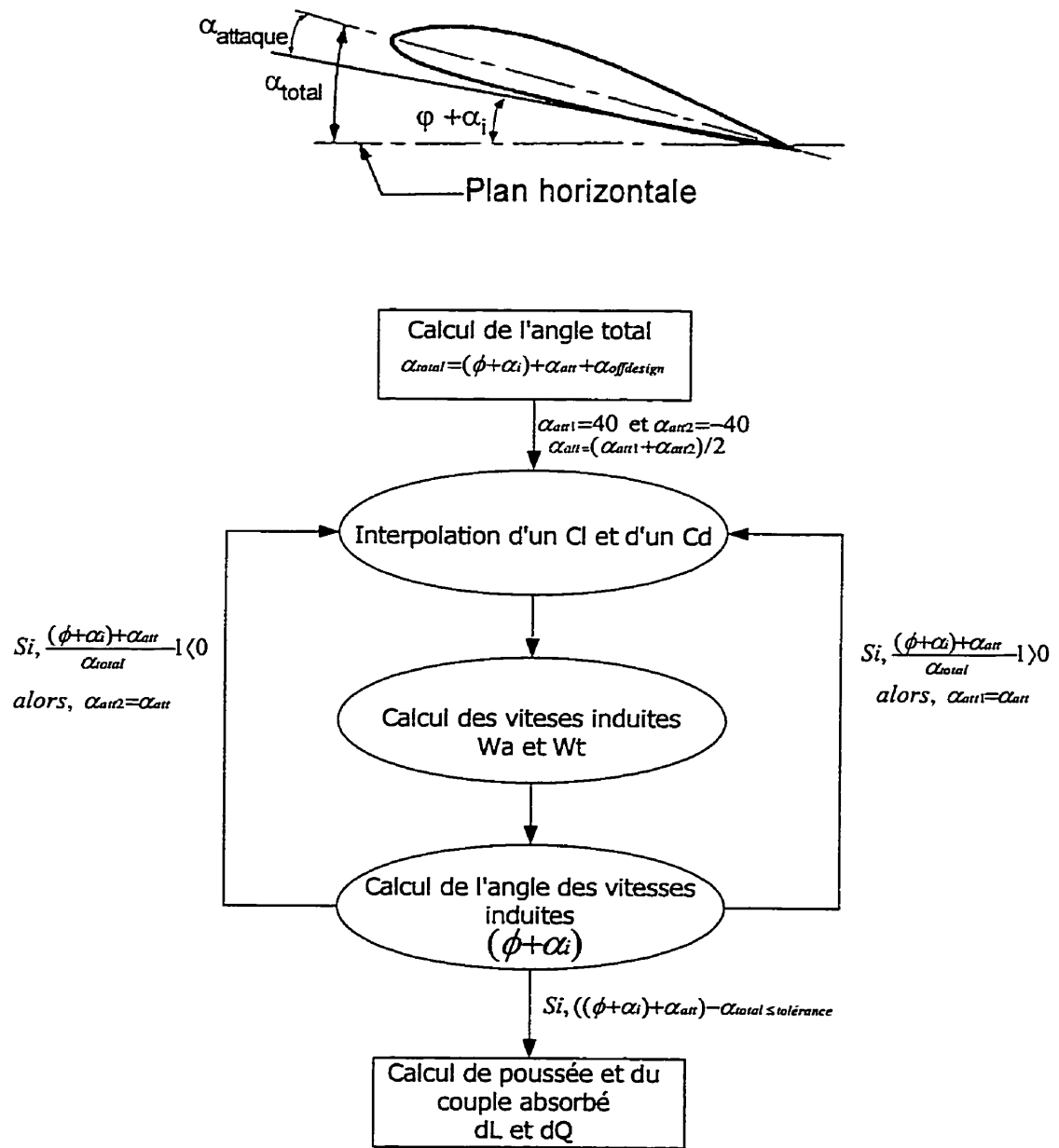


Figure 2.20 Calcul des performances d'une pale hors point de conception

2.5 Module de calcul des performances en effet de sol

Il est connu que la proximité du sol d'un rotor a pour effet de réduire les vitesses induites traversant la surface du rotor (Johnson, 1980). L'effet direct de cette réduction des vitesses induites est une augmentation de poussée pour une même puissance absorbée, ou une baisse de puissance absorbée pour une même poussée générée. Du point de vue de la théorie de l'élément de la pale (voir figure 2.11), ce phénomène peut être expliqué par le redressement vertical du vecteur poussée (dL) causé par la réduction de l'angle des vitesses induites α_i . Orienté maintenant plus verticalement, le vecteur poussée génère moins de traînée induite, réduisant ainsi de manière significative le couple absorbé pour approximativement la même poussée.

La méthode classique pour évaluer l'influence du sol sous le rotor est d'imposer une condition de vitesse au fluide égale à zéro à une distance "h" sous le rotor. Pour ce faire, la méthode la plus couramment utilisée pour évaluer l'effet de sol sur des rotors d'hélicoptère est celle du disque actuateur (méthode de Froude). Cette méthode utilise un volume de contrôle d'une dimension finie, possédant un de ces murs à une distance h sous le rotor, où la vitesse imposée est zéro. Cette méthode, quoi que très utile pour connaître rapidement les augmentations de performance reliées à l'effet de sol, a ses limites lorsqu'elle est utilisée pour la conception d'HPH. Le problème principal de cette méthode lorsqu'elle est utilisée pour la conception d'HPH est qu'elle admet un écoulement constant à travers la surface du rotor, ce qui n'est pas le cas d'un rotor d'HPH. En effet, à de très faibles RPM, l'écoulement perpendiculaire en un point du rotor atteindra un maximum à chaque fois qu'une pale passera, tandis qu'entre deux pales, l'écoulement atteindra une valeur minimum. Pour cette raison, toutes les méthodes considérant un écoulement radial uniforme traversant le rotor ont été rejetées pour l'évaluation des performances du rotor d'Hélios.

La méthode classique pour évaluer l'effet de sol sur des ailes d'avions est l'image miroir appliquée à la théorie de la ligne portance de Prandtl. Cette méthode consiste à placer une aile en position renversée à une distance $2h$ de l'aile à étudier. De cette manière, les systèmes de tourbillons décrivant l'aile mis en opposition s'assurent que la condition de vitesse nulle perpendiculaire au sol est respectée. La figure 2.21 illustre la configuration adoptée pour évaluer l'effet du sol sur une aile d'avion.

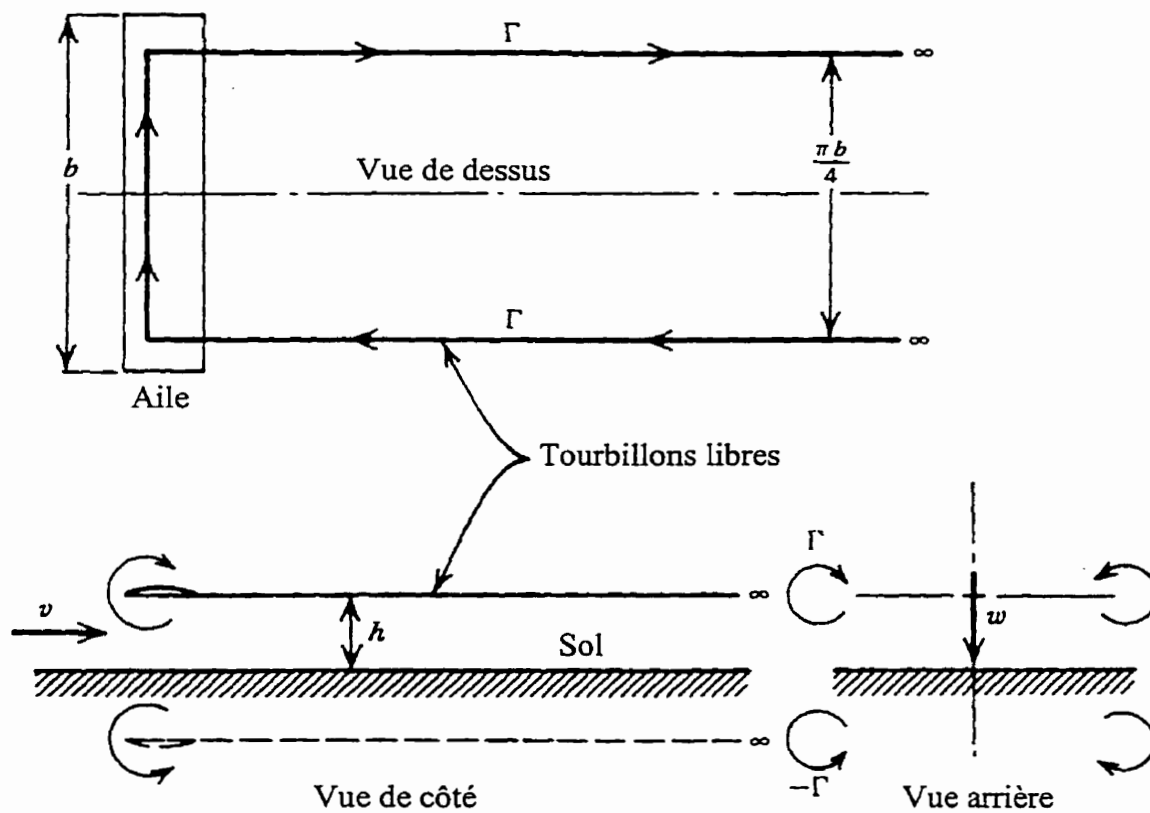


Figure 2.21 Méthode des images appliquée à l'aile d'avion

Tel que mentionné plus tôt, l'augmentation des performances en effet de sol est expliquée par la réduction de la traînée induite engendrée par la diminution de la vitesse induite axiale au rotor. McCormick (1979) explique bien ce phénomène à l'aide d'une

relation simple déduite de la loi de Biot-Savard qui calcule le ratio des coefficients de traînée induite en effet de sol (IGE) et hors effet de sol (OGE).

$$\frac{C_{D_i}(IGE)}{C_{D_i}(OGE)} = \frac{(16h/\pi b)^2}{1 + (16h/\pi b)^2} \quad (2.54)$$

Appuyé par le fait qu'une pale n'est seulement qu'une aile en rotation, la répartition des circulations sur les éléments de pales fut comparée pour vérifier si l'équation 2.54 ne pourrait pas servir à l'évaluation des performances en effet de sol d'un rotor tournant à très faible RPM. La figure 2.22 illustre la distribution de circulation en fonction du rayon calculée avec la méthode utilisée pour concevoir les pales d'Hélios.

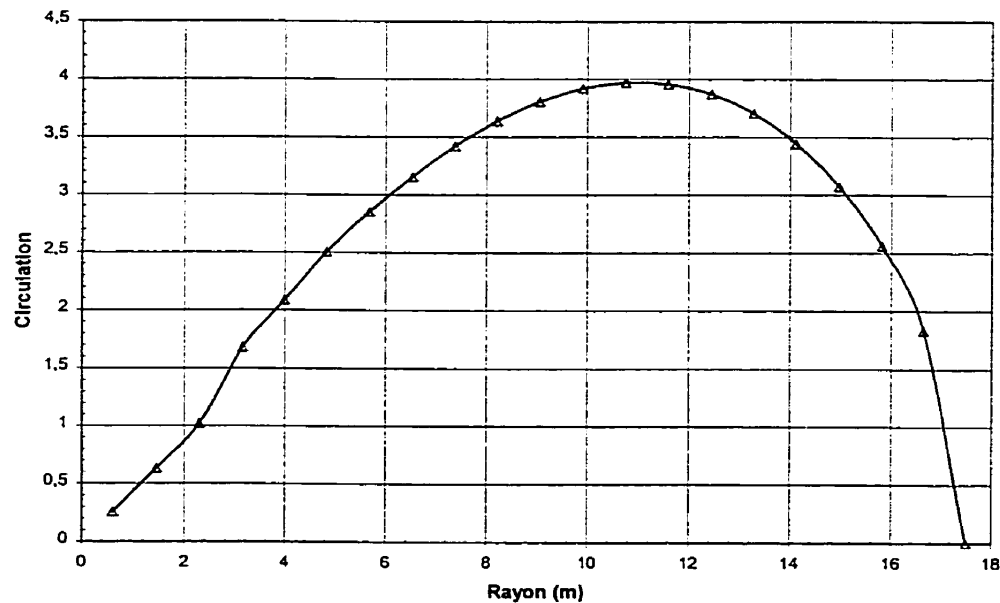


Figure 2.22 Répartition de la circulation typique sur une pale de 17.5 m

Comme on peut le constater, la circulation de cette pale tournant à 7 RPM présente une distribution très similaire à celle d'une aile. Basée sur cette observation, et

sachant que la grandeur des vitesses induites est proportionnelle à la circulation, la relation 2.54, appliquée sur le rayon de la pale, fut utilisée pour évaluer la diminution des vitesses induites au rotor.

Une fois l'évaluation de l'effet de sol intégrée au programme vortex, les performances d'un rotor en effet de sol peuvent être connues. La figure 2.23 illustre les performances d'un rotor d'HPH en effet de sol. Sur cette figure, le ratio de puissance en effet de sol par rapport à la puissance absorbée hors effet de sol est comparé à différentes hauteurs. Il est à noter qu'un rotor de 35 m de diamètre placé à trois mètres d'altitude possède un ratio h/R de 0.17. Il profite donc, en effet de sol, d'une diminution de puissance de 50% lui permettant de générer la même poussée que hors effet de sol.

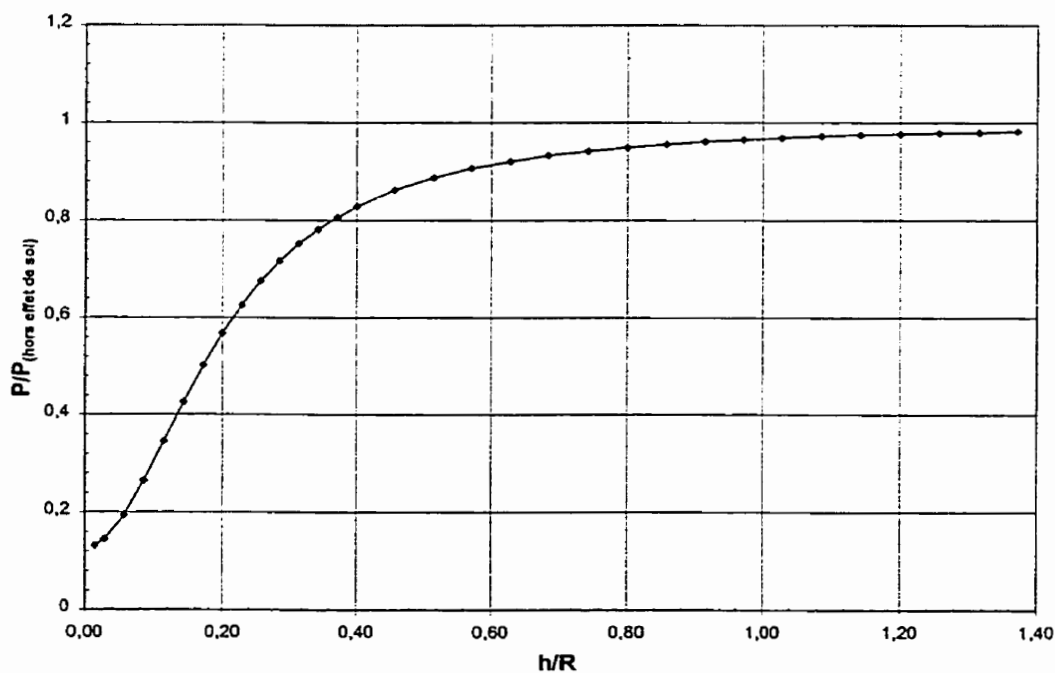


Figure 2.23 Performance en effet de sol d'un rotor de 17.5 m de rayon

Pour valider les hypothèses émises dans cette technique d'évaluation de l'effet de sol, une méthode différente fut utilisée pour calculer la puissance absorbée à différentes hauteurs d'un rotor pour un RPM constant. Les résultats obtenus à l'aide d'une méthode par Éléments Finis/Volumes de Contrôle (CVFEM), développée dans le cadre d'étude de parcs éoliens, ont démontré que l'évaluation faite à l'aide de la méthode de l'image miroir n'était différente que d'environ 10% (Ammara, 1998).

2.6 Optimisation et design final

Tel que discuté dans la section portant sur le choix des profils, le profil choisi pour le design final des pales est le Daedalus 31. En ce qui concerne le nombre de pales, sa valeur idéale est deux, mais pour des raisons mécaniques, elle pourrait s'élever à un nombre plus élevé en fonction de la charge appliquée par pale ou de l'espace disponible pour le rotor ou l'hélice. Règle générale, à RPM fixe et pour un diamètre de rotor donné, le concepteur de rotor utilisera le nombre de pales et la distribution de corde pour ajuster les critères de résistance mécanique, le nombre de Reynolds et la puissance absorbée.

2.6.1 Optimisation d'une pale

La fonction première des pales est de pouvoir générer suffisamment de poussée pour soulever l'ensemble de l'HPH. Puisque l'ensemble de l'HPH comprend les pales, le design optimal des pales sera celui affichant le meilleur rapport poussée nette /puissance absorbée. Pour être en mesure d'évaluer ce rapport, une estimation du poids des pales en fonction de sa géométrie et de son chargement doit être effectuée. Suite à cette évaluation, le rotor inférieur, positionné à une hauteur de trois mètres, et le rotor

supérieur, positionné à une hauteur de 4 mètres, seront évalués pour connaître les rotors idéaux pour l'HPH.

2.6.1.1 Évaluation de poids

Ne connaissant pas encore la structure et les matériaux utilisés pour la fabrication de la pale, il est évident que l'évaluation du poids effectuée ici ne servira qu'à des fins de comparaison des pales pour en déterminer la gagnante. Cette évaluation du poids est donc de toute évidence plus ou moins exacte. Pour connaître l'estimation du poids d'une pale, les propriétés géométriques nécessaires pour contenir le moment de flexion local à cette section ont été déterminées. Une fois ces sections connues pour toute la pale, le poids total d'une pale sera calculé en sommant les poids de chacune des sections de la pale.

2.6.1.2 Résultats

Pour connaître les pales offrant le meilleur ratio poussée nette/puissance absorbée, plusieurs pales ont été calculées en balayant différentes valeurs de diamètres, de cordes à l'emplanture, de cordes en bout de pale, de distributions de la corde et de RPM. Les pales les plus intéressantes absorbant 0.4HP ont été retenus pour être comparés. Le tableau 2.3 présente quelques-uns des rotors offrant les meilleures performances.

À première vue, ces résultats semblent démontrer que plus le diamètre croît, plus les performances des rotors augmentent. En effet, lors de cette séance d'optimisation, il a pu être observé que le ratio poussée nette/puissance absorbée atteignait un maximum à

un diamètre de 50m pour ensuite décroître. Il est toutefois bon de rappeler que ce ratio est fortement influencé par l'évaluation de poids faite de la pale. Plus l'évaluation de poids de la pale tend à être faite à la baisse, plus les rotors obtenant le plus haut ratio auront de gros diamètres; Inversement, plus l'évaluation de poids tend à être faite à la hausse, plus les rotors optimaux auront de plus petits diamètres. Par contre, du point de vue de la fabrication et de la résistance des matériaux, les plus petits rotors sont beaucoup plus attrayants.

Tableau 2.3 Performances et caractéristiques de quelques rotors

Pales	Poussée	Poussée nette	Poussée nette/HP	Corde à l'emplanture	Corde en bout de pale	Exposant de l'ellipse	RPM
Rotor inférieur 30m de diamètre	684	560.2	1400	1.1m	0.1m	0.6	8
Rotor inférieur 32.5m de diamètre	765	616.8	1542	1.1 m	0.1 m	0.6	7.5
Rotor inférieur 35m de diamètre	823.3	650.9	1627	1.25m	0.1m	0.7	7.0
Rotor inférieur 37.5m de diamètre	906.7	699	1747	1.5m	0.1m	0.8	6.5
Rotor supérieur 30m de diamètre	626	462.5	1156	1.5m	0.2m	0.6	6.5
Rotor supérieur 32.5m de diamètre	666.8	528.2	1320	1.1m	0.1m	0.6	7
Rotor supérieur 35m de diamètre	690.1	542.8	1356	1.2m	0.1m	0.8	7
Rotor supérieur 37.5m de diamètre	730	564	1411	1.3m	0.1m	1	7

Malgré ces critères qui s'opposent, une caractéristique essentielle à la faisabilité du projet doit être respectée : les rotors doivent pouvoir générer suffisamment de poussée nette pour soulever la nacelle et son occupant (environ 850 N). En posant l'hypothèse que les rotors fonctionneront probablement avec une efficacité de 75% à cause de leurs déflexions et de l'aspect extérieur du profil qui ne sera malheureusement pas parfait, les rotors de 30 et 32.5 mètres de diamètres deviennent inacceptables avec des poussées nettes de 767 et 858 N respectivement. Finalement, sachant que les rotors de 35 et 37.5 mètres de diamètres sont satisfaisants, les rotors de 35 mètres ont été

préférés pour leurs facilités de fabrication par rapport à ceux de 37.5m. De plus, une contrainte importante motiva cette décision : le local disponible pour la fabrication limitait à 17.5 mètres la grandeur des pales pouvant y être assemblées.

2.6.2 Évaluation des performances

2.6.2.1 Performances au point de design

Connaissant maintenant les rotors utilisés sur l'HPH, les performances de ceux-ci seront évaluées à leurs points de design. Tel que mentionné plus tôt, voulant que les rotors atteignent un rendement optimal à l'altitude maximum à atteindre, ceux-ci ont été conçus à l'altitude maximum de trois mètres sous l'HPH, soit une hauteur de design de trois mètres pour le rotor inférieur et une hauteur de quatre mètres pour le rotor supérieur (en admettant que la nacelle aurait 1 mètre de haut). Voici donc les performances des deux rotors à leurs points de design :

Tableau 2.4 Performances des deux rotors

Rotor inférieur		Rotor supérieur	
RPM	7	RPM	7
Rayon à l'implanture	0.6 m	Rayon à l'implanture	0.6 m
Rayon en bout de pale	17.5 m	Rayon en bout de pale	17.5 m
Exposant de l'ellipse utilisé pour la distribution de corde	0.7	Exposant de l'ellipse utilisé pour la distribution de corde	0.8
Corde à l'implanture	1.25 m	Corde à l'implanture	1.2 m
Corde en bout de pale	0.1 m	Corde en bout de pale	0.1 m
Puissance absorbée	298 W	Puissance absorbée	298 W
Poussée générée	823 N	Poussée générée	690 N

Pour consulter les fichiers de sortie complets des rotors, voir l'annexe E.

2.6.2.2 Performances hors point de design

Puisque les rotors fonctionneront plus souvent qu'autrement à des hauteurs plus faible qu'à la hauteur de design, il est intéressant de connaître leurs comportements hors point de design. Pour ce faire, les performances de rotors ont été évaluées en prenant en considération certaines exigences de fonctionnement de l'hélicoptère. Tout d'abord, les deux rotors seront couplés mécaniquement au pédalier et tourneront toujours à RPM égal par rapport à la nacelle. Deuxièmement, pour s'assurer que la nacelle ne tourne pas, les deux rotors devront être mis en rotation avec l'aide de couples équivalents. Prenant comme base ces deux critères, les performances de l'hélicoptère furent évaluées de 0.5 mètre à 3 mètres par incréments de 0.5 mètre. De plus, pour chaque hauteur, différents RPM à proximité du RPM de design ont été observés. Puisque l'étude comporte plusieurs pages de résultats, le lecteur est invité à consulter l'annexe E pour connaître les performances de l'HPH hors point de design.

2.6.3 Positionnement de l'arbre de la pale

Pour compléter la conception des pales, l'arbre de ces dernières sera positionné. Puisqu'elle seront contrôlées en rotation, il est important de connaître le couple nécessaire pour les déplacer. Également, puisque le centre de pression des profils cambrés se déplace en fonction de l'angle d'attaque, il est important d'assurer la stabilité de la pale en positionnant l'arbre légèrement à l'avant du centre de poussée. Pour s'assurer de positionner l'arbre correctement, les couples de torsion de la pale en fonction de la position de l'arbre et de l'angle d'attaque de la pale ont été évalués à l'aide des données des coefficients de moment piqueurs au quart de corde ($c_{m,c/4}$) du

profil. La figure 2.24 présente les grandeurs des moments à l'arbre du rotor inférieur et supérieur pour différentes positions de l'arbre.

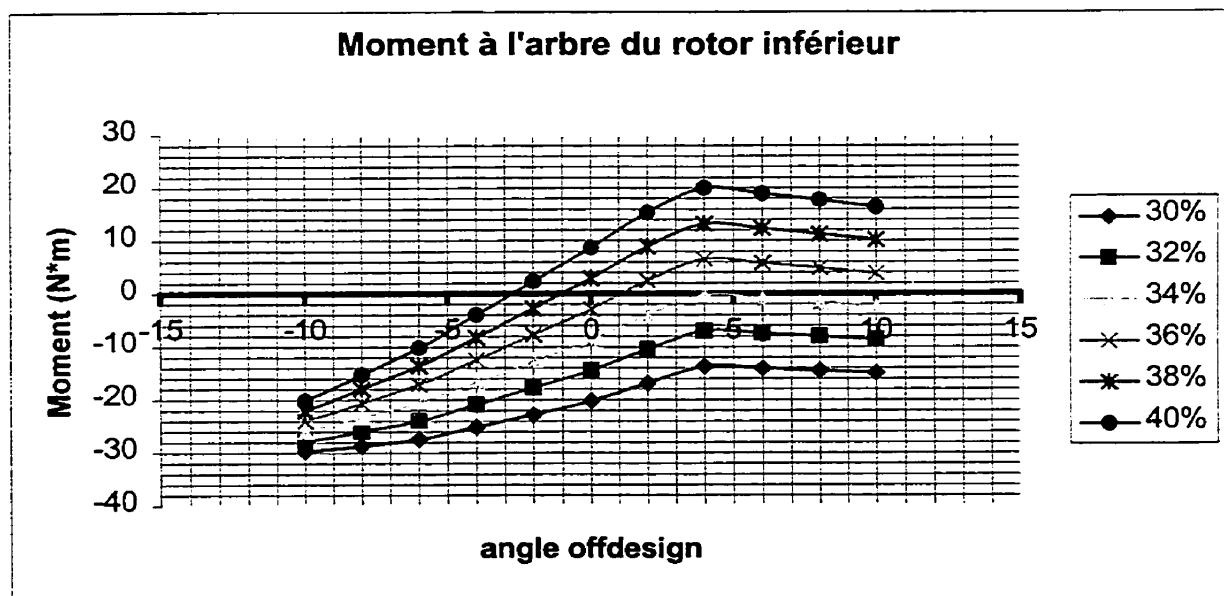
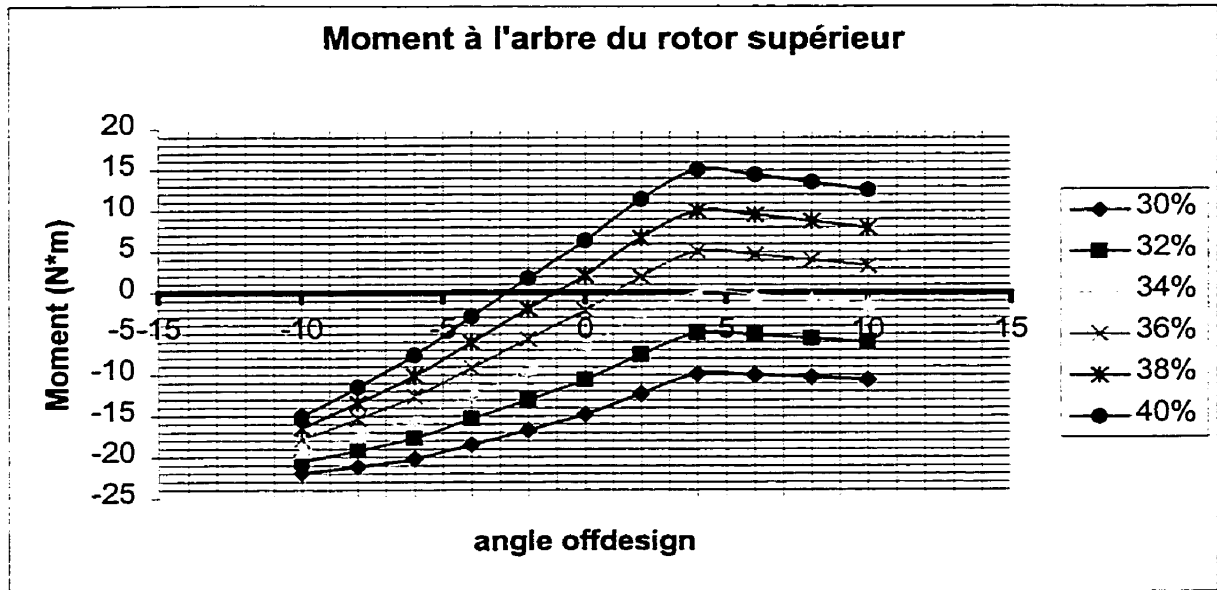


Figure 2.24 Moments de torsion à l'arbre en fonction de la position de l'arbre et de l'angle d'attaque

Suite à cette étude, l'arbre fut positionné à 33% de la corde pour les deux pales pour s'assurer d'avoir pour tout angle d'attaque, un moment négatif autour de l'axe de la pale. Avoir positionné l'arbre à un pourcentage plus faible aurait fait augmenter le couple à l'arbre inutilement, exigeant ainsi une conception plus robuste du système mécanique de pas variable. D'un autre côté, une position plus reculée pourrait rendre la pale instable puisque l'arbre se serait presque confondu avec le centre de pression.

CHAPITRE 3

CONCEPTION MÉCANIQUE

3.1 Recherche bibliographique concernant la structure

Fabriquer une pale de plus de 15 mètres d'envergure ne devant peser plus de 15 kg n'est pas une mince tâche. La preuve est que plusieurs des 17 HPH fabriqués depuis 1980 sont restés cloués au sol à cause de diverses défaillances mécaniques des pales. En effet, plusieurs tentatives de vols se sont terminées par des ruptures totales des pales lorsque soumises aux forces aérodynamiques, tandis que d'autres ont échouées car les forces aérodynamiques ont tellement déformé les pales en torsion et en flexion que plus suffisamment de poussée ne pouvait être développée pour s'arracher à la gravité.

La revue de la littérature effectuée sur les types de structures utilisés pour la fabrication d'ailes d'APH ou de pales d'HPH a mené à la conclusion que deux tendances s'étaient développées depuis la fabrication de ce type d'appareil. Les années 70 ont vu naître la fabrication de plusieurs APH désirant remporter les prestigieux prix Kremer. À l'époque, tous utilisaient une structure composée d'un tube d'aluminium ou de fibres de carbone reprenant tous les efforts aérodynamiques sur lequel était fixé une série de profils recouverts d'un mince film Mylar® (film thermorétractable développé par Dupont® pour l'industrie de l'emballage). Au fil des années, cette méthode s'est vue améliorée par l'ajout de câbles dissimulés à l'intérieur de l'aile, réduisant ainsi la

déflexion (voir figure 3.1). L'utilisation de cette méthode a mené à plusieurs vols d'APH dont le très célèbre vol de 74 miles du Daedalus conçu au MIT.



Figure 3.1 Structure tube et profil

Ce type de structure très simple est en général très bon pour résister aux efforts de flexion engendrés par la poussée et la traînée, mais s'avère malheureusement moins bon pour contenir les efforts de torsion des moments piqueurs. Plus exactement, sur le plan technique, un tube en matériaux composites peut être optimisé pour bien performer en flexion ou en torsion, mais peut difficilement contenir efficacement et en simultanément les deux types de chargement.

En partie pour pallier à cette lacune, et également pour tenter de mieux contenir les efforts de flexion, une deuxième tendance de structure a pris naissance à la fin des années 80 grâce aux avancements technologiques de l'industrie des matériaux composites. Puisque la capacité mécanique d'une structure à résister à de la flexion ou de la torsion est directement liée au moment d'inertie de la section, les concepteurs d'APH et d'HPH se sont tournés vers la structure monocoque en composites permettant l'usage de grandes surfaces structurales sur l'extrados et l'intrados, loin de l'axe neutre, pour accroître de manière significative le moment d'inertie des sections de pales. En générale, ces structures utilisent les sections centrales de l'extrados et de l'intrados couplées mécaniquement à deux longerons pour former une section rectangulaire

responsable de contenir les efforts de vol. Malheureusement, cette innovation impose une conception mécanique de la structure plus exigeante et l'usage de méthodes de fabrication plus complexes. L'APH Raven, fabriqué par un groupe d'employés de Boeing à Seattle, est équipé de ce type de structure; il a une masse totale de 38 kg et possède une envergure d'aile de 35 mètres (voir figure 3.2).

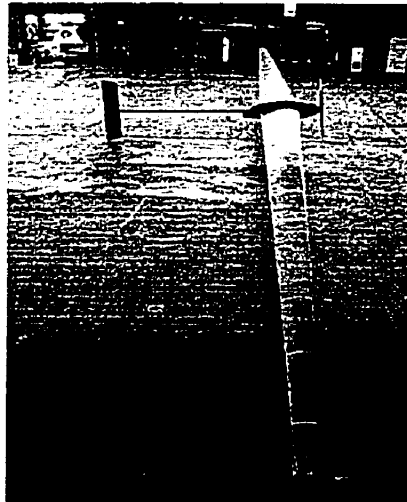


Figure 3.2 Avion à propulsion humaine Raven

Dans le cas d'un HPH, la structure monocoque présente un avantage important, celui de pouvoir mieux contenir les efforts de torsion. Tel que mentionné plus tôt, les pales d'Hélios seront mobiles autour de leur axe de rotation, faisant varier ainsi le centre de poussée des sections de pale, et engendrant par le fait même une variation du couple de torsion absorbé par cette dernière. Dans cette situation, la structure monocoque se comportera mieux qu'une structure tubulaire pour pallier aux déformations de torsion susceptibles de réduire les performances aérodynamiques.

3.2 Structure

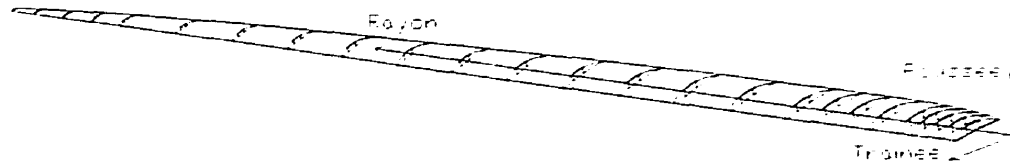
Tel que mentionné plus tôt, l'assemblage monocoque a pour but principal de contenir les efforts plus efficacement en concentrant les éléments de structure loin du centroïde de la section. Cette nouvelle approche, comparativement à l'assemblage tubulaire, ouvre la voie à une multitude de possibilités techniques permettant de mieux résister aux charges aérodynamiques. Entre autres, la possibilité d'utiliser des laminés de matériaux composites orientés stratégiquement dans l'axe des contraintes principales permettra l'optimisation du poids de la pale. Tel qu'expliqué dans l'introduction, l'approche suivie au sein de l'équipe pour le développement de composantes optimisées en poids impose d'abord une évaluation la plus exacte possible des contraintes à l'aide de MEF ou de calculs classiques, pour pouvoir déterminer les sections nécessaires des composantes permettant de contenir le chargement. Cette étape est suivie d'une séance d'essais itératifs permettant de converger vers la solution optimale. Étant donné le comportement difficilement prévisible en compression des matériaux composites, la structure de la pale n'a pu échapper à cette série de tests qui mena d'abord à trois versions différentes de structures, pour finalement obtenir une structure fonctionnelle. Cette période de développement des pales s'échelonna sur une période de neuf mois. Les sections suivantes résument les étapes qui ont permis de déterminer les laminés de la structure des pales du rotor inférieur d'Hélios.

3.2.1 Chargement

Pour déterminer la structure optimale d'une composante mécanique d'un système, il est évident que le chargement que subi cette dernière est à la base de toute décision prise au sujet de cette même structure. Pour amorcer la conception mécanique

de la pale, le chargement fut donc déterminé. À l'aide du programme de conception aérodynamique, les données de poussée, de traînée et de moment piqueur furent déterminés. Le poids des sections de pales qui doit être soustrait à la poussée pour connaître le chargement réel de la pale a été omis volontairement à titre de facteur de sécurité. La masse totale de la pale, d'approximativement 15 kg, est placée au centre de masse à environ 6 mètres de l'emplanture de la pale, réduit le moment de flexion d'environ 800 Nm ce qui représente un facteur de sécurité de près de 1.2. Le tableau 3.1 présente la distribution des sollicitations que la pale doit contenir.

Tableau 3.1 Chargement de la pale du rotor inférieur



Sections	Poussée	Trainée	Moment piqueur	Moment P (Plan Rayon/poussée)	Moment T (Plan Trainée/rayon)	Torsion sur l'axe du rayon
M	N	N	N*m	N*m	N*m	N*m
0,6 à 1,5	0,1	-0,03	-0,01	4629,9	354,0	-34,6
1,5 à 2,3	0,6	-0,15	-0,08	4282,8	329,6	-34,5
2,3 à 3,1	1,7	-0,17	-0,20	3936,0	305,3	-34,5
3,1 à 4,0	3,8	-0,36	-0,54	3590,3	281,1	-34,3
4,0 à 4,8	6,1	-0,52	-0,84	3246,8	257,1	-33,7
4,8 à 5,7	8,9	-0,67	-1,20	2907,6	233,5	-32,9
5,7 à 6,5	12,0	-0,83	-1,55	2574,7	210,4	-31,7
6,5 à 7,4	15,3	-0,98	-1,91	2250,6	187,9	-30,1
7,4 à 8,2	18,8	-1,12	-2,25	1938,1	166,2	-28,2
8,2 à 9,1	22,4	-1,25	-2,55	1640,0	145,3	-26,0
9,1 à 9,9	25,9	-1,36	-2,79	1359,4	125,5	-23,4
9,9 à 10,7	29,2	-1,44	-2,96	1099,1	106,8	-20,6
10,7 à 11,6	32,2	-1,49	-3,04	862,1	89,2	-17,7
11,6 à 12,4	34,6	-1,51	-3,03	650,9	72,9	-14,6
12,4 à 13,3	36,4	-1,49	-2,90	468,0	57,9	-11,6
13,3 à 14,1	37,2	-1,42	-2,65	315,1	44,1	-8,7
14,1 à 15	36,8	-1,31	-2,30	193,3	31,5	-6,1
15 à 15,8	34,9	-1,14	-1,83	102,7	20,1	-3,8
15,8 à 16,7	30,8	-0,90	-1,27	42,4	9,8	-1,9
16,7 à 17,5	23,2	-0,65	-0,66	9,8	0,3	-0,7

Tel que prévisible, le chargement le plus important est celui de la flexion engendrée par la poussée. Ce chargement fera apparaître sur l'extrados d'importantes contraintes de compression, tandis que l'intrados sera sollicité en tension. Comme dans tout bon chargement de flexion, les éléments situés au centroïde de la section, en l'occurrence les longerons, doivent contenir principalement du cisaillement. Quoique théoriquement très faible, le chargement de torsion, prenant naissance à cause des moments piqueurs des profils, peut devenir important si une déformation significative de la pale se produit à cause de la flexion dans l'axe de la traînée. Si tel est le cas, les forces de poussée auraient à leurs dispositions de plus grands bras de levier pour créer de la torsion supplémentaire.

3.3 Section de la pale

Le but premier des éléments de structure utilisés dans la section de la pale est de fournir suffisamment d'opposition au chargement pour assurer l'intégrité mécanique de la pale. La section de type monocoque de la pale sera composée de trois parties distinctes : une zone centrale structurale s'étendant de 25% à 50% de la corde du profil et deux zones non structurales (le bord d'attaque et le bord de fuite) (voir figure 3.3). Ces deux dernières zones n'auront comme fonction que d'assurer la géométrie du profil.

Suite à l'étude de chargement, il est maintenant connu que l'extrados sera l'élément critique de la zone structurale puisqu'il sera porteur d'un chargement en compression. Pour diminuer les risques de flambage de ce panneau, l'idée de le doter d'un assemblage sandwich pour grandement augmenter son moment d'inertie a rapidement fait surface. Avant d'aborder le dimensionnement théorique des parois de la zone structurale, le choix des matériaux utilisés sera d'abord exposé.

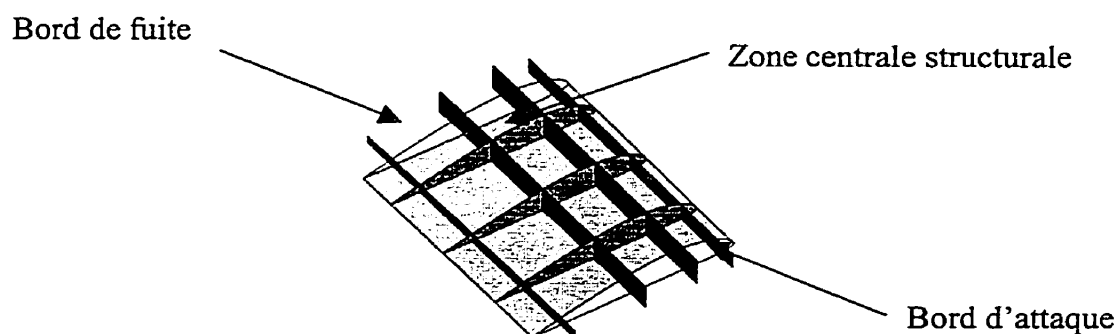
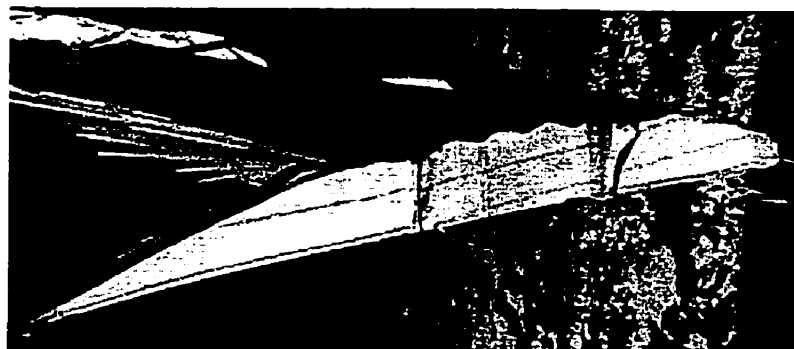


Figure 3.3 Section de la pale

3.4 Choix des matériaux

Choisir les matériaux pour la fabrication de la pale est une tâche critique puisque ces derniers influencent directement le développement de la conception et les méthodes de fabrication utilisées. Encore une fois, pour les matériaux devant posséder de bonnes propriétés structurales, les deux principales qualités du matériau idéal sont leurs hauts ratios résistance/densité (S/ρ) et rigidité/densité (E/ρ). De plus, d'un point de vue un peu plus pratique, la disponibilité et la facilité de mise en forme des matériaux influenceront le choix final. Suite à un bref tour d'horizon des différents types de matériaux (alliages métalliques, polymères, etc.), les matériaux composites à matrice polymérique, plus

particulièrement les matériaux de type préimprégnés de résine époxy, se distinguent rapidement de leurs concurrents.

Depuis plusieurs années, l'industrie aéronautique développe ce type de produit principalement pour optimiser les performances de leurs composants et mieux contrôler le procédé de fabrication. Comme pour les matériaux composites classiques, les fibres de ces matériaux peuvent être disposées de manière unidirectionnelle, tissées ou tout simplement orientées de manière aléatoire et peuvent également être de tous genres (verre, carbone, kevlar, dynem, etc.). Ce qui distingue principalement ces matériaux composites des autres, est qu'ils sont imprégnés d'un pourcentage massique fixe de résine très peu réactive, déjà mélangée à son durcisseur, qui ne polymérise complètement que lorsque portée à des températures élevées. Autrefois polymérisable qu'à 350°F, les résines d'aujourd'hui peuvent être polymérisées à des températures aussi basses que 200°F, ce qui rend ces produits préimprégnés beaucoup plus accessibles.

Très rapidement, l'utilisation des matériaux composites préimprégnés semblait s'imposer pour les deux raisons suivantes : leurs excellents ratios S/ρ et E/ρ et la possibilité de fabriquer des pièces affichant les mêmes caractéristiques physiques d'une fois à l'autre (mêmes poids, mêmes performances etc.). La dernière décision à prendre concernant les matériaux structuraux à utiliser dans la fabrication des pales était le type de fibres à employer. Jusqu'à il y a dix ans, la fibre de carbone était la fibre idéale d'un point de vue résistance mécanique, tandis que lorsque une pièce en composite devait être conçue pour ses qualités de résistance aux impacts ou encore lorsque son poids devait être réduit au maximum, le kevlar, ayant une plus faible densité que le carbone, devenait le candidat idéal. Depuis, plusieurs fibres synthétiques ont été développées, chacune possédant d'impressionnantes caractéristiques mécaniques. À titre comparatif, la figure 3.4 illustre quelques-uns de ces matériaux.

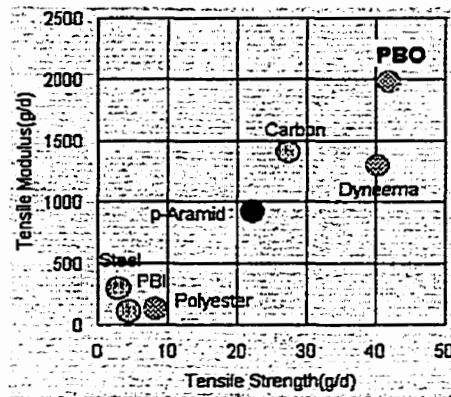


Figure 3.4 Propriétés de certains matériaux

À première vue très alléchantes, ces fibres révolutionnaires présentent malheureusement quelques désavantages non négligeables. Premièrement, leurs disponibilités sont très limitées et leurs coûts, exorbitants. Deuxièmement, le concepteur de pièces en matériaux composites averti saura que pour des composantes soumises à des chargements complexes, la rupture se produira dans presque 100% des cas dans des zones sollicitées en compression. Donc, les propriétés phénoménales en tension que possèdent ces matériaux exotiques ne sont que très peu représentatives de leurs capacités de contenir adéquatement une charge en compression. Comme pour les matériaux classiques tel que l'acier, les propriétés des fibres, en compression, sont fonction de la géométrie de la pièce; peu de fabricants s'aventurent donc à donner des propriétés, en compression, de leurs fibres. Toutefois, il est connu que, jusqu'à ce jour, la fibre de carbone surclasse toutes les fibres synthétiques polymériques en compression; c'est pourquoi elle représente le seul choix logique pour notre structure qui sera amplement sollicitée en compression. Le choix final pour les éléments structuraux de la pale s'est donc arrêté sur de la fibre de carbone unidirectionnel de module de rigidité moyen (290 GPa) ayant une masse de 100 grammes par mètre carré, imprégnée de résine époxy à 35% massique se polymérisant à 200°F. L'annexe F peut être consulté pour les propriétés complètes de ce produit.

En ce qui concerne les matériaux utilisés dans les zones non structurales de la pale (bord d'attaque et bord de fuite), le polystyrène expansé d'une densité de 25.6 kg/m^3 , déjà éprouvé par d'autres équipes, sera utilisé. Finalement, le choix des matériaux de centre utilisés principalement dans le panneau de l'extrados de la pale s'est arrêté sur un produit québécois de la compagnie ATC chimique de Drummondville. Le matériau de centre ayant pour buts d'augmenter l'inertie de la structure et de prévenir le flambage est disponible en plusieurs densités. Un matériau de centre de mousse a été préféré au nid d'abeille parce qu'il allait être utilisé avec un très mince laminé (approximativement 0.5mm). Un nid d'abeille aurait tout simplement trop violemment photographié sur la surface extérieure de l'extrados, rendant ainsi médiocre le fini de surface de la pale. Une mousse de polyméthacrylimide de faible densité (32.3kg/m^3), fournie en commandite par ATC, a finalement été choisie pour des raisons de mise en forme, de disponibilité et de très faible coût.

Il est à noter que le but de ce court exposé était de tracer les grandes lignes des choix des matériaux composant la structure de la pale pour que les sections ultérieures soit compréhensibles. Pour ne pas alourdir le texte, plusieurs détails menant aux choix des différents matériaux ont été omis. Entre autres, une recherche exhaustive et plusieurs tests ont été effectués sur plusieurs matériaux pour connaître leurs propriétés avant de pouvoir prendre les décisions expliquées plus loin dans le texte.

3.5 Détermination théorique des laminés

Deux informations importantes seront déduites à l'aide de l'étude théorique des laminés de la zone structurale de la pale. La première est l'orientation des fibres à utiliser et la seconde est l'épaisseur des laminés. La détermination des contraintes dans des

laminés orthotropiques par éléments finis est relativement efficace lorsque le chargement est en tension. Il est également connu que pour prédire le comportement en flambage des matériaux composites, même des méthodes par éléments finis s'approchent difficilement des résultats pratiques.

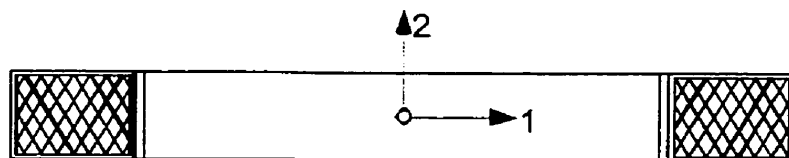
Généralement, la méthode suggérée pour déterminer les laminés de pièces complexes en compression est d'évaluer l'orientation des fibres à l'aide de l'orientation des contraintes principales d'un modèle isotropique. En parallèle, l'épaisseur des laminés peut être déterminée si les propriétés du laminé sont bien connues. Le travail de la détermination théorique du laminé s'est donc effectué sur deux fronts. Le premier, l'étude isotropique de la zone structurale de la pale soumise au chargement déterminé plus tôt, et le deuxième par la caractérisation expérimentale des laminés types utilisés dans la structure.

3.5.1 Caractérisation des laminés

3.5.1.1 Propriété de base

La norme ASTM D3039-76 a été utilisée pour connaître les propriétés mécaniques du laminé unidirectionnel de fibres de carbone à matrice époxy utilisé dans la zone structurale de la pale. Suite à ces tests, les valeurs de résistances mécaniques, de module d'élasticité et de coefficient de poisson dans l'axe des fibres (1) et dans l'axe perpendiculaire aux fibres (2) ont pu être déduits. Les données présentées au tableau 3.2 ont été utilisées comme données sources pour l'évaluation du comportement du matériau lorsque soumis à des chargements en tension.

Tableau 3.2 Propriétés du laminé unidirectionnel carbone/époxy



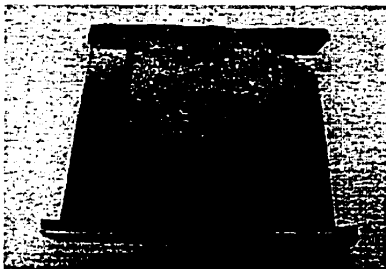
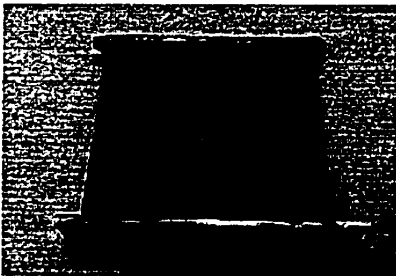
Caractéristiques	Appellation	Valeurs
Module d'élasticité longitudinal	E_1	127.3 GPa
Module d'élasticité transversale	E_2	8.67 GPa
Coefficient de poisson longitudinal	ν_{12}	0.3
Coefficient de poisson transversale	ν_{21}	0.02
Module d'élasticité en torsion	G_{12}	5.5 GPa
Limite élastique longitudinale	S_L	1692 MPa
Limite élastique transversale	S_T	17.5 MPa
Limite élastique en cisaillement	S_{LT}	86.5 MPa

3.5.1.2 Performances en compression

Tel que mentionné plus tôt, la prédiction théorique du comportement en compression des matériaux composites ne peut rejoindre la pratique que dans des cas relativement simples. Cette incertitude obligea donc une approche de type expérimentale pour connaître les caractéristiques des laminés des zones en compression de la structure de la pale, en occurrence le panneau de l'extrados. Sachant que le comportement en compression dépend de la géométrie de la section, de la longueur longitudinale non supportée, de comment est supporté le panneau et du type de matériau utilisé, il était évident qu'étant donnée la complexité géométrique du panneau de l'extrados, une série de tests serait le seul moyen fiable pour caractériser le comportement de la structure sous compression. Une série de panneaux typiques, de différents laminés, différents types de formes de matériaux de centre ainsi que de différentes longueurs ont été fabriqués et mis à l'épreuve. Instrumentées de quelques jauges de déformations, les contraintes

maximales atteintes ont pu être déduites lors des tests. Le tableau 3.3 résume les résultats obtenus lors de cette série de tests.

Tableau 3.3 Résultats des essais de compression sur des panneaux de l'extrados

<u>Type de panneau</u>	<u>Longueur libre</u>	<u>Laminé</u>	<u>Contraintes maximum</u>
	<i>Appuis rotule</i>	<i>Orienté à 0°</i>	
Plat 	20 mm	1 pli/noyau/1pli	220 MPa
		2plis/noyau/2plis	230 MPa
		3plis/noyau/3plis	245 MPa
	35 mm	1pli/noyau/1pli	175 MPa
		2plis/noyau/2plis	180 MPa
		3plis/noyau/3plis	172 MPa
Sinusoïdaux 	20 mm	1pli/noyau/1pli	252 MPa
		2plis/noyau/2plis	265 MPa
		3plis/noyau/3plis	375 MPa
	35 mm	1pli/noyau/1pli	210 MPa
		2plis/noyau/2plis	180 MPa
		3plis/noyau/3plis	186 MPa

Lors de ces tests, le comportement sous chargement et les types de ruptures ont pu orienter nos choix relatifs aux adhésifs servant à joindre le laminé au matériau de centre et relatifs à la forme même de ces matériaux de centre. Le panneau sinusoïdal a été préféré au plat et la contrainte limite en compression a été fixée à 175 MPa, laissant un certain facteur de sécurité à la structure de la pale puisque l'appuis plutôt encastré auquel est soumis le laminé à même la structure devrait offrir de meilleures

performances que l'appuis sur rotule utilisé lors des tests. Finalement, la distance non supportée du panneau de l'extrados ne devra pas être inférieure à 35 mm pour s'assurer de faire fonctionner la pale dans des conditions similaires à ceux des tests.

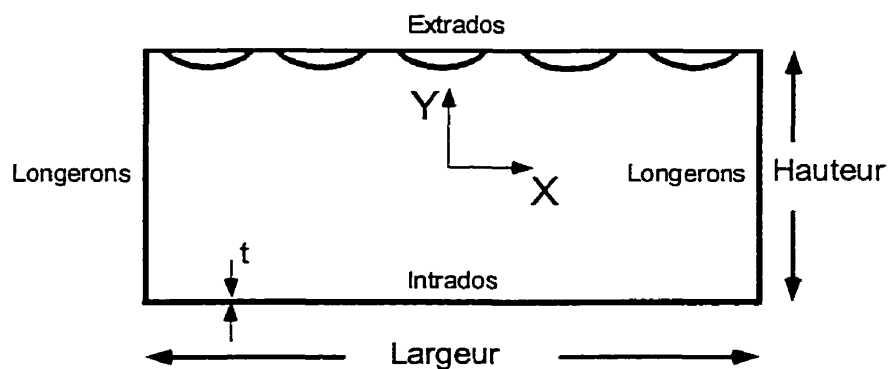
3.5.2 Modèle isotropique

Un modèle analytique et un modèle effectué sur ANSYS avec l'élément « beam » ont été analysés pour connaître la distribution des contraintes dans la zone structurale de la pale.

Puisque le but de l'exercice est de déterminer l'orientation des fibres et l'épaisseur des laminés, les contraintes générées par la poussée, la traînée et les moments piqueurs ont été déterminées. Pour pouvoir calculer ces contraintes, les propriétés de section de la zone structurale ont dû tout d'abord être déterminées. Le tableau 3.4 présente, les propriétés de section de la zone structurale permettant de limiter les contraintes en compression sur l'extrados. La deuxième colonne du tableau présente les épaisseurs du laminé nécessaires pour limiter cette contrainte à la contrainte limite de 175 MPa. Pour faire un parallèle avec le nombre de plis, il est noter qu'un pli a une épaisseur de 0.102 mm. Il est donc possible de remarquer que la section de 3.1 à 4.0 mètres de la pale doit être munie d'un laminé de 6 plis pour contenir la compression sur l'extrados. Il est également à noter que les trois premières sections n'ont que deux plis car l'arbre de la pale se terminant à 3.1 m sera responsable de reprendre les efforts à cet endroit.

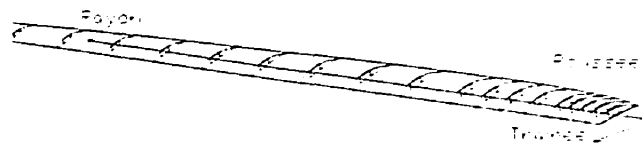
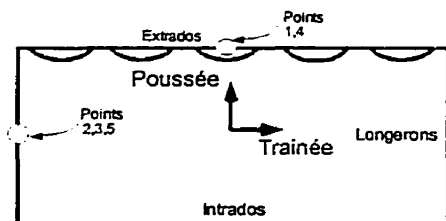
Associé à ces propriétés de section, les contraintes, à différents points sur le périmètre de la zone structurale, peuvent être déterminées pour connaître l'état plan de contrainte local. Le tableau 3.5 présente cette distribution de contraintes.

Tableau 3.4 Propriétés de section de la zone structurale



Sections de pale	Propriétés de sections			Inertie de section	
	Parois (t)	Hauteur	Largeur	inertie X	inertie Y
<i>M</i>	<i>mm</i>	<i>mm</i>	<i>mm</i>	<i>mm⁴</i>	<i>mm⁴</i>
0,6 à 1,5	0,203	312,5	112,5	449614	2147625
1,5 à 2,3	0,203	308,1	110,9	430972	2058577
2,3 à 3,1	0,203	302,4	108,9	407381	1945894
3,1 à 4,0	0,609	295,6	106,4	1141742	5453580
4,0 à 4,8	0,609	287,9	103,6	1054820	5038386
4,8 à 5,7	0,609	279,4	100,6	963719	4603231
5,7 à 6,5	0,609	270,0	97,2	870319	4157098
6,5 à 7,4	0,609	259,9	93,6	776228	3707666
7,4 à 8,2	0,406	249,1	89,7	455239	2174476
8,2 à 9,1	0,406	237,4	85,5	394343	1883599
9,1 à 9,9	0,406	225,0	81,0	335574	1602885
9,9 à 10,7	0,406	211,7	76,2	279657	1335797
10,7 à 11,6	0,406	197,6	71,1	227269	1085558
11,6 à 12,4	0,406	182,5	65,7	179036	855167
12,4 à 13,3	0,406	166,3	59,9	135542	647420
13,3 à 14,1	0,203	148,9	53,6	48664	232447
14,1 à 15	0,203	130,1	46,8	32446	154982
15 à 15,8	0,203	109,5	39,4	19337	92362
15,8 à 16,7	0,203	86,5	31,1	9521	45479
16,7 à 17,5	0,203	59,7	21,5	3138	14989

Tableau 3.5 Contraintes dans la zone structurale



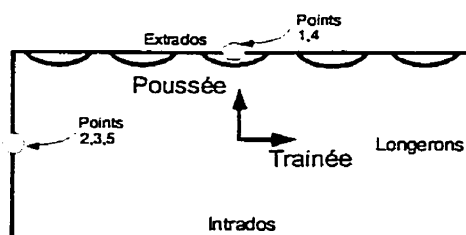
Sections de pale	Flexion ¹ (plan R-Poussée) (Extrados)	Flexion ² (plan R-trainée) (Longerons)	Cisaillement de flexion ³ (plan R-poussée)	Torsion ⁴ (Extrados)	Torsion ⁵ (Longerons)
<i>M</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>
0,6 à 1,5	-579,2	-25,76	-0,57	-0,75	-2,08
1,5 à 2,3	-551,2	-24,67	-0,58	-0,77	-2,14
2,3 à 3,1	-525,9	-23,72	-0,59	-0,80	-2,21
3,1 à 4,0	-167,3	-7,62	-0,60	-0,28	-0,77
4,0 à 4,8	-159,5	-7,35	-0,61	-0,29	-0,80
4,8 à 5,7	-151,7	-7,08	-0,62	-0,30	-0,83
5,7 à 6,5	-143,8	-6,83	-0,62	-0,31	-0,85
6,5 à 7,4	-135,7	-6,59	-0,63	-0,31	-0,87
7,4 à 8,2	-190,9	-9,52	-0,63	-0,48	-1,34
8,2 à 9,1	-177,7	-9,16	-0,62	-0,49	-1,35
9,1 à 9,9	-164,0	-8,81	-0,62	-0,49	-1,36
9,9 à 10,7	-149,8	-8,46	-0,60	-0,49	-1,35
10,7 à 11,6	-134,9	-8,12	-0,58	-0,48	-1,33
11,6 à 12,4	-119,4	-7,78	-0,55	-0,46	-1,29
12,4 à 13,3	-103,4	-7,43	-0,51	-0,44	-1,23
13,3 à 14,1	-173,6	-14,12	-0,47	-0,83	-2,31
14,1 à 15	-139,5	-13,24	-0,41	-0,76	-2,10
15 à 15,8	-104,7	-11,94	-0,34	-0,66	-1,85
15,8 à 16,7	-69,3	-9,29	-0,26	-0,55	-1,52
16,7 à 17,5	-33,6	-0,55	-0,16	-0,39	-1,09

3.5.2.1 États plans de contraintes

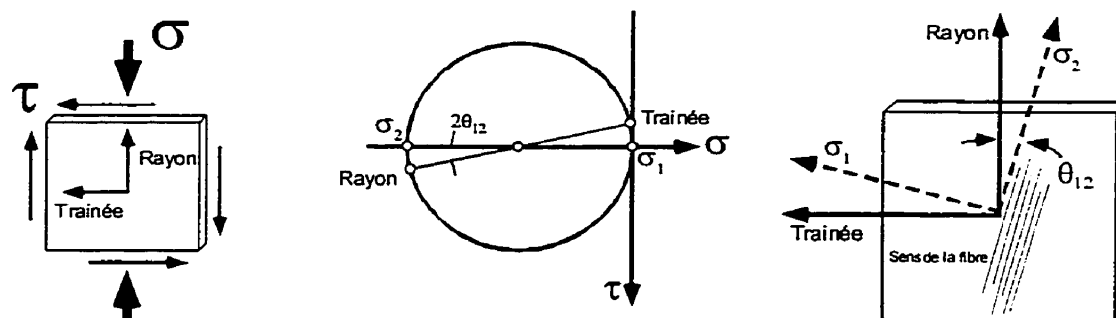
Pour connaître l'orientation des contraintes principales, le cercle de Mohr de quelques points critiques a été tracé. Étant donné que les contraintes principales

représentent la plus grande et la plus faible valeur que peuvent prendre les contraintes normales sur l'état plan de contrainte étudié, les fibres doivent, pour être les plus efficaces possible, être orientées dans l'axe de la contrainte principale maximale. Les figures 3.4, 3.5 et 3.6 illustrent les cercles de Mohr de l'extrados, de l'intrados, et des deux longerons de la section 3.1 à 4.0 mètres. Pour faciliter la compréhension, les valeurs des contraintes ont été répétées dans le tableau 3.6.

Tableau 3.6 Contraintes à la section 3.1 à 4.0 mètres de la pale



Sections de pale	Flexion ¹ (plan R-Poussée) (Extrados)	Flexion ² (plan R-trainée) (Longerons)	Cisaillement de flexion ³ (plan R-poussée)	Torsion ⁴ (Extrados)	Torsion ⁵ (Longerons)
<i>M</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>	<i>MPa</i>
3,1 à 4,0	-167,3	-7,62	-0,60	-0,28	-0,77



Contraintes de l'état plan:

$$\sigma = -167.3 \text{ } -7.62 \text{ MPa}$$

$$\tau = -0.28 \text{ MPa}$$

Contraintes Principales :

$$\sigma_1 \approx 0 \text{ MPa}$$

$$\sigma_2 = -175 \text{ Mpa}$$

$$2\theta_{12} \approx -0.5^\circ$$

Direction des contraintes

principales :

$$\theta_{12} \approx -0.25^\circ$$

Figure 3.4 État plan de contrainte de l'extrados

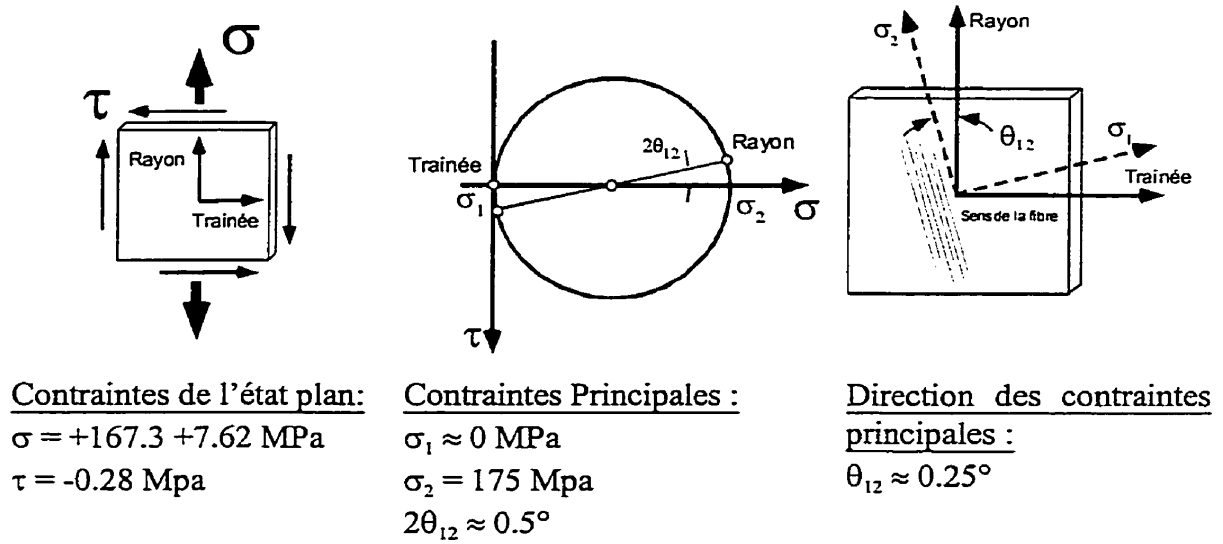


Figure 3.5 État plan de contrainte de l'intrados

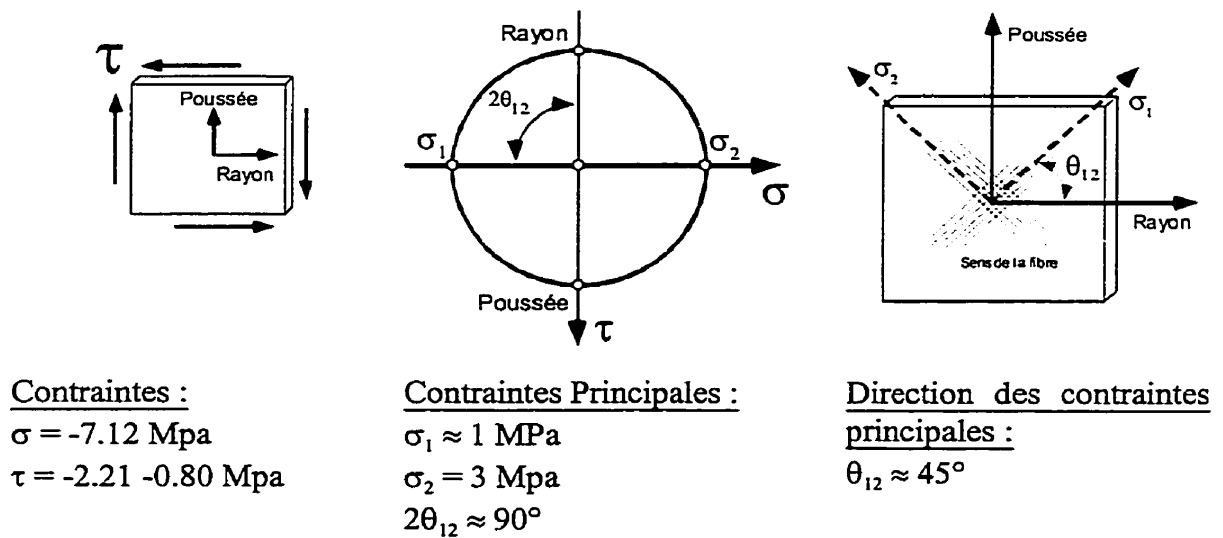


Figure 3.6 État plan de contrainte du longeron

3.5.2.2 Orientation des fibres

Théoriquement, selon l'étude des contraintes, les plis doivent être orientés selon l'axe des contraintes principales. Toutefois, la distribution des contraintes pourrait changer sérieusement d'aspect si la pale subit des déformations significatives. Le cas le plus inquiétant est celui de la torsion qui peut augmenter sérieusement si la flèche de la pale dans la direction de la traînée prend des valeurs non négligeables. En effet, le désaxement des centres de pression par rapport à l'axe de rotation de la pale aurait pour effet d'ajouter au couple de torsion existant une valeur dans le même sens, augmentant ainsi l'angle des contraintes principales. Par mesure de précaution, l'angle du laminé a donc été fixé à cinq degrés sur l'intrados et l'extrados. Cette décision s'appuie également sur le fait qu'un laminé unidirectionnel conserve environ les mêmes propriétés lorsque utilisé à l'intérieur des limites de plus ou moins cinq degrés. La figure 3.7, tirée de Gibson (1994), confirme cette propriété des laminés unidirectionnels.

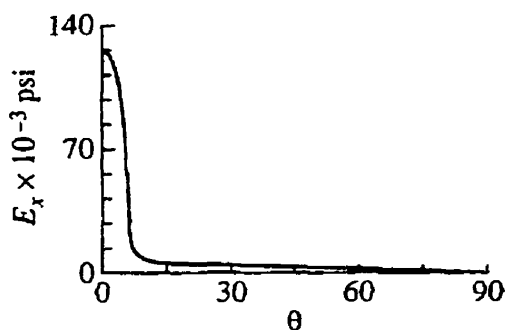


Figure 3.7 Variation du module d'élasticité par rapport à l'axe des fibres

Concernant les laminés des longerons, puisque le cisaillement domine l'état plan de contraintes, les contraintes principales atteignent des valeurs positives et négatives équivalentes au cisaillement. Ce type de chargement exigera donc un laminé orienté à $\pm 45^\circ$ pour contenir ces deux contraintes (voir figure 3.6).

En conception de composantes de matériaux composites, le contrôle des contraintes résiduelles, créées inévitablement par le retrait de la matrice lors de la polymérisation, s'avère un point à surveiller de près si la pièce a des tolérances géométriques à respecter. Dans le cas de pales, le vrillage est la caractéristique dimensionnelle la plus importante à respecter si l'on veut obtenir les performances calculées en théorie. De par son chargement, la pale a automatiquement fait ressortir un laminé naturellement symétrique, ce qui n'exige pas l'ajout supplémentaire de plis pour rendre le laminé symétrique. Le laminé choisi (-5° sur l'extrados, $+5^\circ$ sur l'intrados et $\pm 45^\circ$ aux deux longerons) satisfait donc le critère de symétrie du laminé.

3.6 Conception de l'arbre de la pale

L'élément de couplage de la pale au rotor se devait de pouvoir permettre la rotation et contenir les charges aérodynamiques. Le raffinement du design a mené à un arbre de 4 pouces de diamètre, renforcé du côté compression par un assemblage en sandwich de fibre de carbone unidirectionnel (voir figure 3.8).



Figure 3.8 Section de l'arbre de la pale

L'arbre de quatre mètres de longueur, inséré dans une portée de 0.6 mètre de profondeur dans le rotor est soumis à des efforts de flexion et de torsion par les charges aérodynamiques tel qu'illustré au tableau 3.7.

Tableau 3.7 Chargement de l'arbre de la pale

<u>Chargements</u>	POSITION SUR L'ARBRE					
	<i>0 m</i>	<i>0.6 m</i>	<i>1.45 m</i>	<i>2.3 m</i>	<i>3.1 m</i>	<i>4 m</i>
Moment de flexion dû à la poussée (Nm)	0	4630	4283	3936	3590	3247
Moment de flexion dû à la traînée (Nm)	0	354	329	305	281	257
Torsion (Nm)	0	100	100	100	100	100

Encore une fois, une séance de caractérisation des performances en compression du laminé a dû être effectuée pour s'assurer de pouvoir contenir adéquatement les charges avant même de fabriquer l'arbre. Pour ce faire, une série de tests sur des sections de 30 centimètres, chargées d'un moment pur, a ouvert la voie aux choix des laminés à utiliser dans la construction finale de l'arbre. La figure 3.9 présente le type de montage utilisé pour recréer le moment flexion dû à la poussée subie lors d'un vol.

Pour recréer le moment de 4630 Nm, les sections de 30 cm ont été appuyées à leurs extrémités et chargées à l'aide de tiges filetées placées au bout de bras de levier de 1.2 mètre de long. Couplées à des cellules de charges, ces tiges filetées permettaient de charger d'un moment pur les échantillons tests.

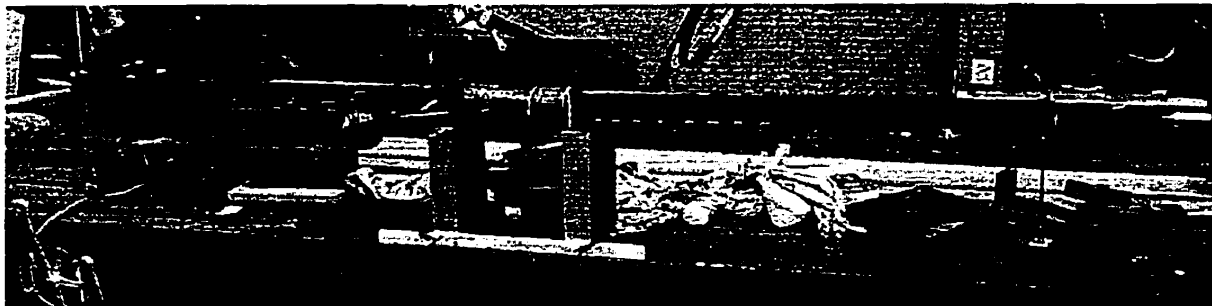

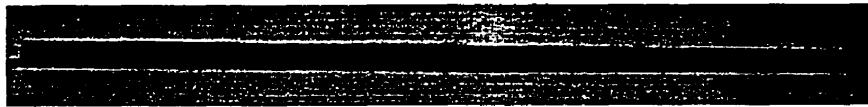


Figure 3.9 Montage pour tester, en flexion pure, des sections d'arbre

En tout, une dizaine de laminés différents ont été testés jusqu'à la rupture. Les résultats de ces tests ont permis de déterminer le laminé optimal à utiliser en fonction de la longueur de l'arbre, tel que présenté au tableau 3.8.

Tableau 3.8 Caractéristiques des laminés de l'arbre de la pale

Section 	POSITION SUR L'ARBRE		
			
	0.6 m	1.42 m	2.28 m
Position extrados (compression)	0 0 0 0 0 0 -15 0 0 0 Noyau 0 0 0 +15 0 Noyau 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0	0 -15 0 0 Noyau 0 0 +15 0 Noyau 0 0 0 0	0 -15 0 Noyau 0 +15 0 Noyau 0 0 0
Position intrados (tension)	0 0 0 -15 0 0 0 0 +15 0	0 0 -15 0 0 0 +15 0	0 -15 0 0 +15 0

Tel que mentionné plus tôt, pour des raisons de stabilité dimensionnelle, le laminé se doit d'avoir une configuration symétrique. Idéalement, pour pouvoir contenir l'état plan dominé par les contraintes de cisaillement à l'axe neutre, l'arbre se devait d'être équipé d'un laminé à $\pm 45^\circ$. Toutefois, puisque ce chargement de torsion est relativement faible par rapport au chargement de compression et de tension aux fibres supérieures et inférieures de l'arbre, un laminé à $\pm 15^\circ$ fut utilisé. Cette orientation fait office de compromis entre les caractéristiques optimales désirées des laminés aux fibres supérieures et inférieures et au centroïde.

CHAPITRE 4

FABRICATION D'OUTILLAGE

4.1 Étapes de fabrication des moules

Comme il a été discuté dans le chapitre de la conception mécanique des pales, la structure choisie pour contenir les charges aérodynamiques de la pale fut de type monocoque. Trois zones distinctes composent la pale : une zone structurale rectangulaire utilisant les surfaces de l'extrados et de l'intrados couplées à deux longerons, ainsi que deux zones non-structurales (le bord d'attaque et le bord de fuite) fixées aux deux longerons.

La fonction première de l'outillage des pales est de rendre possible la fabrication de ces dernières tout en assurant l'intégrité géométrique et le fini de surface adéquat de la pale. Le choix du type d'outillage sera également largement influencé par le type de matériau à mettre en forme. En se rappelant que le choix des matériaux a mené à l'utilisation de matériaux préimprégnés devant être polymérisés sous vide à 100°C, l'outillage devra donc être en mesure de résister à cette température en plus d'assumer les conditions citées plus tôt. Suite à quelques séances de remue-méninges, la décision prise fut de fabriquer une série de moules ayant comme plan de symétrie la ligne de corde. Pour mettre en forme la pale, deux demi-moules répliquant exactement les surfaces de l'extrados et de l'intrados ont été fabriqués. Plusieurs techniques existent pour la fabrication de moules hautes températures. La technique choisie pour la

fabrication des moules des pales d'Hélios se devait d'être rapide et peu coûteuse; de plus, étant donné que la fabrication devait être assurée par des étudiants membres du projet Hélios, elle se devait d'être relativement simple.

La méthode classique de fabrication de moules femelles se résume en deux étapes. La première étape consiste en la fabrication d'un modèle male représentant la forme désirée, ajoutée d'un rebord permettant la pose du matériel de cuisson sous vide. La deuxième étape consiste en la fabrication du moule femelle par la prise en empreinte du modèle male (voir figure 4.1).



*Modèle male avec rebord au bord d'attaque
et bord de fuite*



*Moule femelle extrait par empreinte du modèle
male*

Figure 4.1 Méthode de fabrication classique de moules femelles

Les deux sections suivantes expliquent les étapes menant à la fabrication des modèles et des moules des pales. Sur une période de trois mois, quatre demi-moules ont été fabriqués. Quatre modèles (extrados et intrados des pales du rotor inférieur et supérieur) furent premièrement préparés, suivis de leurs prises d'empreinte.

4.1.1 Fabrication des modèles

Puisqu'il sera pris en empreinte, le modèle doit représenter le plus fidèlement possible la forme désirée de la pièce à mouler. Contrairement au moule, il n'est pas nécessaire qu'il résiste à de hautes températures, mais doit toutefois maintenir ses

dimensions lors de faibles écarts de température pour assurer la géométrie de la pièce à mouler. Avec l'avènement des machines à contrôles numériques (CNC) gros format, en industrie, ces modèles sont maintenant machinés à même de gros blocs de mousse époxy haute densité, spécialement développés pour l'industrie de l'outillage. Pour des budgets plus réduits comme celui du projet Hélios, une méthode plus conventionnelle couramment utilisée dans le domaine de l'aéronautique avant l'avènement des CNC est généralement préférée. Cette méthode, préconisée pour la fabrication des modèles des moules d'Hélios, utilise des gabarits d'aluminium assemblés par des tiges filetées et recouverts de plâtre pour reproduire la forme désirée. Tout dépendant de la complexité de la forme à reproduire, plus ou moins de gabarits sont assemblés à des distances précises l'un de l'autre pour reproduire la forme désirée (voir figure 4.2).

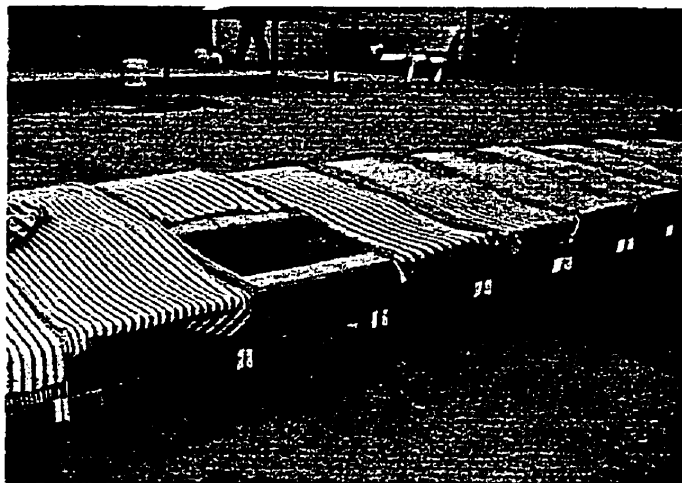


Figure 4.2 Assemblage des gabarits par tiges filetées avant d'être recouvert de plâtre

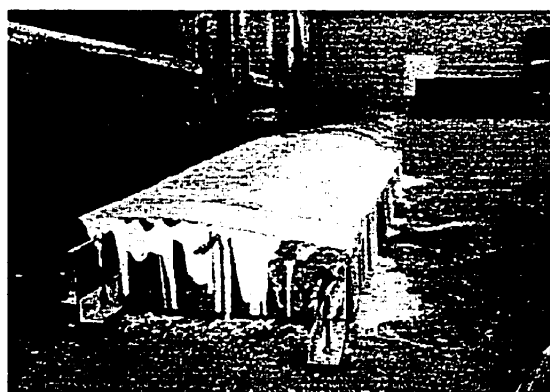
Une fois les gabarits recouverts d'un grillage métallique et couverts de plâtre, une longue séance de finition est généralement nécessaire pour atteindre le fini de surface désiré.

Génération des gabarits

Encore une fois, à l'aide des fichiers de sortie du programme de conception aérodynamique des pales, les données géométriques des pales ont été utilisées pour générer les gabarits du modèle. Une fois ces gabarits générés, ils ont été acheminés à un de nos commanditaires spécialisé dans la découpe au plasma pour qu'ils soient taillés. Pour en savoir davantage sur la méthode développée pour générer les gabarits des différents modèles, le lecteur est invité à consulter le mémoire de Christian Belleau intitulé « Conception d'un système de contrôle pour un hélicoptère à propulsion humaine » qui en fait mention en annexe. Une fois ces gabarits découpés, ils doivent être assemblés sur une surface de référence et positionnés l'un par rapport à l'autre sur l'axe de la pale de façon précise. Pour ce faire, des cornières ont été mises au niveau au sol pour assurer l'horizontalité de l'assemblage. De plus, une encoche de référence sur les gabarits a été prévue lors de la découpe au plasma pour positionner latéralement chaque gabarit un par rapport à l'autre (voir figure 4.3).



Vue d'ensemble de l'assemblage des gabarits recouvert de plâtre



La cornière de droite permet le positionnement latéral des gabarits à l'aide d'une encoche découpée à cet effet.

Figure 4.3 Montage des gabarits sur la surface de référence

Finition de la surface

Une fois les gabarits positionnés, la surface a été recouverte le mieux possible de plâtre de moulage. Malheureusement, le plâtre étant relativement poreux et surtout excessivement difficile à appliquer sur des surfaces courbes comme celle de l'extrados, la meilleure surface pouvant être atteinte à l'aide du plâtre n'était pas satisfaisante. Pour améliorer cette surface, les produits de finition Polyfair® et Polyfill® de la compagnie ATC chimique ont été appliqués. À la suite de quelques couches successivement sablées de Polyfair®, les défauts de surface majeurs ont pu être éliminés. Finalement, un fini de surface uniforme a pu être atteint en pulvérisant quelques couches de Polyfill® sablées en alternance (voir figure 4.4).

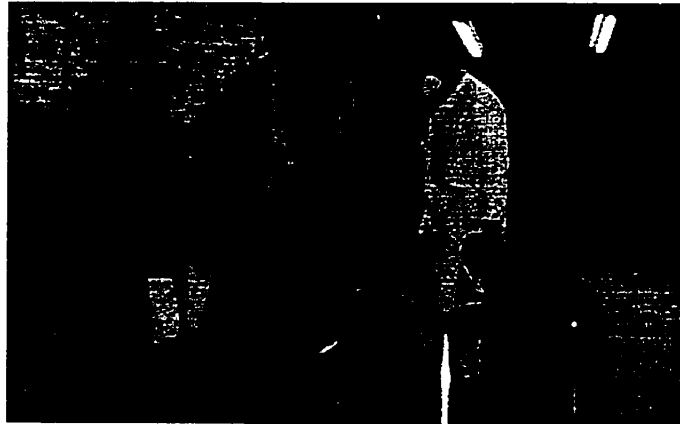


Figure 4.4 Application d'une couche du produit Polyfill®

4.1.2 Fabrication des moules

Comme mentionné plus tôt, la fonction première de l'outillage des pales est de rendre possible la fabrication de ces dernières tout en assurant leur intégrité géométrique.

Pour ce faire, le moule doit conserver sa forme peu importe les conditions dans lesquelles il est utilisé. Il est donc compréhensible qu'un moule utilisé à haute température doit avoir un coefficient de dilatation thermique le plus proche possible de celui des pièces à mouler. Sans le respect de cette condition, la pièce moulée aura des dimensions différentes de celles du moule après sa polymérisation effectuée à haute température. La solution la plus efficace pour assurer la conformité du moule par rapport à ce qu'il devra mouler, est qu'il soit fait du même matériau que les pièces à mouler. Concernant les pales d'Hélios, cette approche est pratiquement impossible puisqu'il aurait fallu envisager de fabriquer 4 moules à l'aide d'un laminé de fibres de carbone/époxy, ce qui aurait entraîné des dépenses excédant largement notre budget.

La solution utilisée fut encore une fois celle de compromis. Ne pouvant pas utiliser la fibre de carbone, la fibre de verre fut utilisée dans la structure des moules. En ce qui concerne la matrice, elle doit avant tout pouvoir résister à une température soutenue de 100°C sans se détériorer et posséder un coefficient d'expansion thermique relativement bas.

La résine choisie fut la PolyLite® 33540 de la compagnie Reichhold. Cette résine spécialement formulée pour la fabrication de moules s'avère très stable thermiquement comparativement aux résines standards. Combinée à de l'ATH (hydrate d'aluminium), cette résine polyester offre une grande stabilité et peu de retrait lors de sa polymérisation, ce qui s'avère très souhaitable pour la fabrication de moules. Finalement, le moule possède un coefficient d'expansion thermique d'environ 2.2×10^{-6} mm/mm/°C, comparativement à 0.4×10^{-6} mm/mm/°C pour le laminé de fibre de carbone/époxy, 17×10^{-6} mm/mm/°C pour le Mylar® et 63×10^{-6} mm/mm/°C pour le polystyrène expansé. Sur une longueur de 17.5 mètres, cette différence mènera à la fabrication d'une pale de près de 30 mm plus longue que le moule une fois la cuisson terminée. Quoique non négligeable, cette imperfection n'affectera pas les performances

aérodynamiques des pales. En effet, cette différence de coefficients de dilatation thermique affecte surtout la longueur de la pale, mais n'influence que très peu la pale sur son vrillage et ses dimensions de corde. Toutefois, tel que traité dans le chapitre 5 portant sur la fabrication des pales, cette légère différence a créé certains problèmes lors des cuissons.

4.1.2.1 Procédé de fabrication

Pour compléter la phase de fabrication des moules, une empreinte des modèles doit être prise. Les étapes de fabrication suivies pour la mise en oeuvre des moules sont les suivantes:

- Application d'un agent démoulant sur le modèle
- Pulvérisation d'un Gelcoat
- Drapage d'un voile de surface et d'une toile de fibre de verre
- Projection de fibre de verre courte et de résine
- Pose des renforts et démoulage

Les prochaines sections expliqueront sommairement les étapes ci-haut mentionnées qui ont mené à la fabrication des quatre demi-moules des pales.

4.1.2.2 Agent démoulant et Gelcoat

L'agent démoulant a pour fonction d'isoler le moule du modèle pour pouvoir séparer le moule de son modèle une fois le moule terminé. Un agent démoulant de

polyvinyle alcool (PVA) fut utilisé pour isoler le moule du modèle. Le PVA est un agent démoulant très sécuritaire qui est généralement pulvérisé en couches minces sur la surface à protéger. Évidemment, puisque le PVA recouvre entièrement le modèle, le moule aura par le fait même le fini de surface du PVA et non du modèle. Il est donc essentiel de pulvériser le PVA dans un endroit non poussiéreux pour s'assurer d'obtenir le meilleur fini possible. Une fois l'agent démoulant appliqué, le Gelcoat est lui aussi pulvérisé contre la surface jusqu'à une épaisseur d'environ 1mm. Puisqu'il couvrira la surface extérieure du moule, sa fonction première est de fournir une surface non poreuse, qualité essentielle d'un moule. Le Gelcoat procure un enduit renouvelable en tout temps puisqu'il est conçu pour être sablé et poli à maintes reprises jusqu'à obtention de la qualité de surface désirée. La figure 4.5 présente un exemple d'application de Gelcoat sur le modèle enduit de PVA.

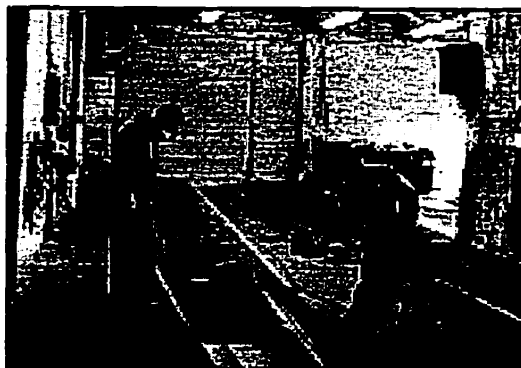


Figure 4.5 Application du Gelcoat

4.1.2.3 Drapage du voile de surface et de la toile

Le drapage du voile de surface et d'une toile de fibre de verre procure une base solide sur laquelle se fixe chimiquement le gelcoat n'ayant pas encore terminé complètement sa réaction. Laminées à la main dans une matrice de résine polyester

compatible avec celle du Gelcoat, ces deux composantes assurent qu'aucune bulle ne se situe à l'arrière du Gelcoat qui pourrait exploser à hautes températures lors de la fabrication de pièces. Comme avec toutes les autres composantes d'un moule, le drapage du voile et de la toile s'effectue généralement avant que la polymérisation du gelcoat soit complétée, pour assurer un lien chimique entre les différentes couches du moule. Étant donné la grosseur des moules à fabriquer dans le cas d'Hélios, environ 18 heures se sont écoulées entre les différentes étapes, assurant ainsi un lien chimique entre les composantes. La figure 4.6 montre le voile de surface sur le point d'être déposé sur la surface du Gelcoat.



Figure 4.6 Pose du voile de surface

4.1.2.4 Projection de fibres de verre

Pour l'instant, suite aux trois composantes appliquées (gelcoat, voile et toile), l'épaisseur du moule n'est que d'environ deux millimètres. Pour donner toute sa rigidité au moule, une épaisseur d'environ 8 millimètres d'un laminé de fibre de verre et de résine PolyLite® sera projeté. La méthode par projection a été choisie pour sa rapidité d'exécution comparativement au drapage manuel. Il est important de mentionner que

l'épaisseur projetée est très faible pour la longueur des moules en cause. Considérant que les moules ne subiront quelques cycles, une si faible épaisseur, imposée initialement par des contraintes budgétaires, a été acceptée. La figure 4.7 présente l'étape de projection en train d'être accomplie; on peut y voir une personne en charge de pulvériser le mélange de fibre courte et de résine pendant qu'une seconde personne s'occupe de chasser au rouleau, les bulles d'air dans le laminé.

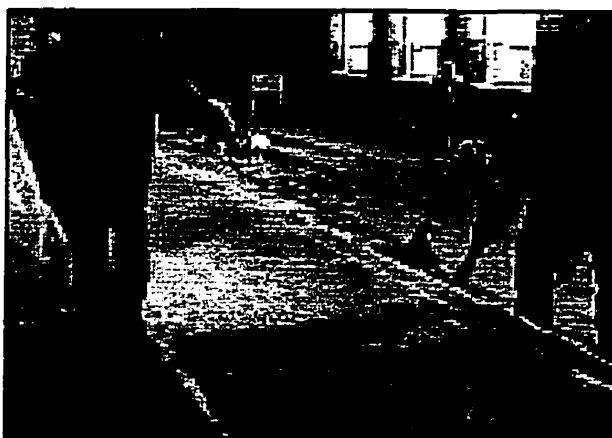


Figure 4.7 Projection de fibre de verre

4.1.2.5 Pose des renforts et démoulage

Malgré l'apport d'une grande quantité de fibres lors de l'étape de projection, le moule se limite toujours à une mince couche d'environ 10 millimètres d'épais et de 17.5 mètres de longueur. Pour s'assurer que le moule gardera sa forme une fois démoulé, des renforts sont laminés à intervalles réguliers à l'endos du moule. Une fois cette structure mise en place, plusieurs personnes ont été mobilisées pour séparer les moules des modèles. La figure 4.8 montre les moules munis de leurs renforts ainsi qu'un moule fraîchement démoulé.

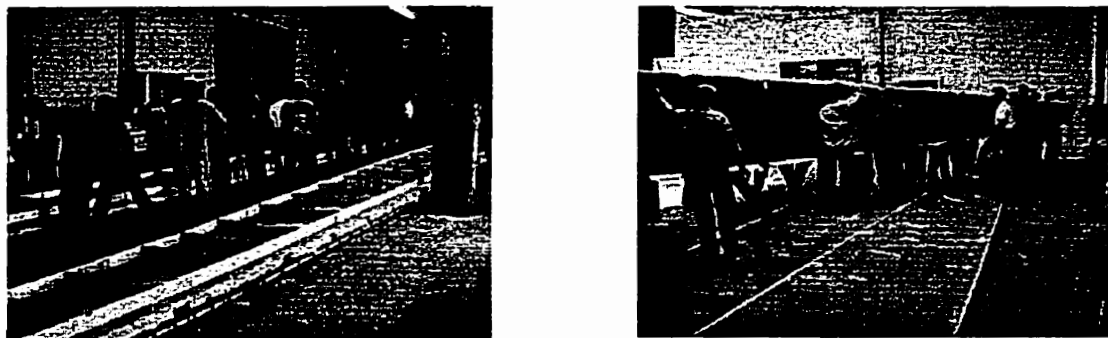


Figure 4.8 Séparation des moules des modèles



Figure 4.9 Moules des pales des rotors supérieurs et inférieurs

Sur la figure 4.9, les deux demi-moules en avant plan sont ceux du rotor supérieur tandis que ceux en arrière plan sont ceux utilisés pour fabriquer les pales du rotor inférieur.

4.2 Fabrication du four

Pour terminer la section traitant de l'outillage nécessaire à la fabrication des pales, un court résumé de la fabrication du four de cuisson des pales sera présenté. Tel que mentionné plus tôt, les pales seront fabriquées principalement de fibres de carbone préimprégnées de résine époxy polymérisable sous-vide à 85°C. Pour ce faire, un four a du être construit.

Deux caractéristiques thermiques importantes sont nécessaires lors de la cuisson de pièces en préimprégné : le temps de montée du four doit être relativement court et la température doit être maintenue uniforme sur toute la surface du moule. Le critère de montée en température est nécessaire pour amorcer la réaction chimique. Évidemment, les temps de montée minimum peuvent varier selon la formulation de la résine. Lors de l'achat des matériaux des pales, une résine possédant un long temps de montée minimum nous a été suggérée (environ 2 heures). Concernant l'uniformité des températures à même le four, elle est souhaitable car si une section de la pale venait à terminer sa polymérisation avant qu'une autre ne l'ait amorcé, la pale deviendrait sérieusement déformée par de violentes contraintes résiduelles internes créées par cette polymérisation non uniforme.

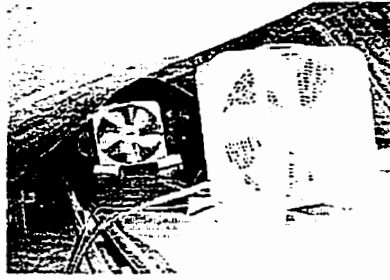
La version finale du four est présentée à la figure 4.10. La montée en température de 2 heures jusqu'à 85°C est assurée par la re-circulation en circuit fermé d'air chauffé par un élément de 25 kW. À l'aide de 7 entrées ajustables et plusieurs ventilateurs situés à l'intérieur de la tente, il est également possible de maintenir la température en deçà de $\pm 3^\circ\text{C}$ d'écart d'une zone à l'autre.



*Vue d'ensemble du four installé
au-dessus d'un moule*



*Vue des conduites de retour vers
l'élément chauffant*



Vue intérieure de la tente

Figure 4.10 Description du four de cuisson

CHAPITRE 5

FABRICATION DES PALES

5.1 Évolution de la méthode de fabrication

En septembre 1999, débuta la période de fabrication des pales qui se termina neuf mois plus tard, en mai 2000. Durant cette période, plusieurs méthodes de fabrication des différentes composantes de la pale ont été explorées. Suite à ces multiples essais et échecs, la méthode a convergé vers celle présentée plus loin dans ce document. Plusieurs des problèmes de fabrication rencontrés lors de ces neuf mois de développement ont été causés par les différents coefficients d'expansion thermique (CTE) des matériaux utilisés dans la construction des pales et du moule lui-même. Puisque polymérisées à haute température, certaines composantes de la pale une fois de retour à la température de la pièce, pouvaient souvent ressortir du moule avec de sérieuses contraintes internes, déformant beaucoup trop leur géométrie pour qu'elles soient utilisables.

Généralement, le développement de méthodes de fabrication passe par plusieurs essais pouvant être faits à échelle réduite, ou sur seulement des sections de la pièce à fabriquer. Malheureusement, cette approche ne pouvait s'appliquer dans le cas présent car plusieurs phénomènes absents lors de tests sur de courtes sections apparaissaient lorsque mis en application sur une longueur de 17.5 mètres. Les sections suivantes

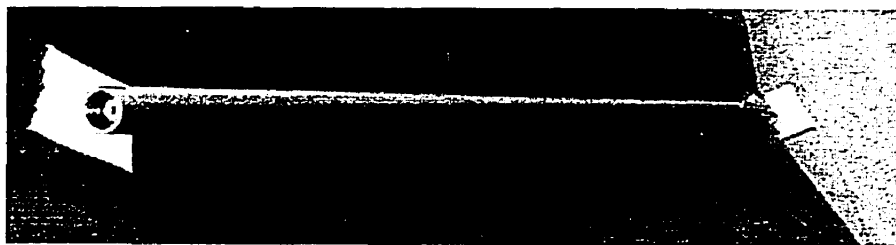
résumeront quelques-uns des problèmes encourus lors de cette période et présenteront la solution finale retenue pour la fabrication des pales.

5.2 Assemblage de l'extrados

La fabrication d'une pale s'effectue en deux étapes. Premièrement, la structure interne de la pale, c'est-à-dire les longerons, les zones non-structurales du bord d'attaque et du bord de fuite et le panneau de l'extrados sont fabriqués. Deuxièmement, l'intrados est fabriqué et collé sur la structure de la pale fabriquée à la première étape.

5.2.1 Fabrication de l'arbre et de ses nervures

Avant même de pouvoir procéder à la cuisson de l'assemblage de l'extrados ci-haut mentionné, certaines composantes doivent être fabriquées individuellement. L'arbre est mis en forme sur un mandrin conique, sur lequel sont laminés les multiples plis de fibres de carbone unidirectionnelle préimprégnées. Une fois le laminé complété, il est compacté sous vide et cuit à 100°C pendant 4 heures. Finalement, une fois l'arbre extrait du mandrin, le laminé intérieur de la zone en compression est mis en place, compacté sous vide et polymérisé à 100°C.



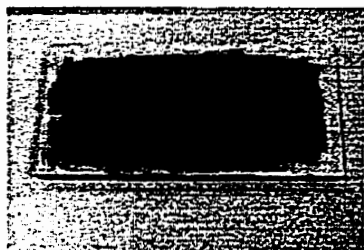
Mandrin utilisé pour la fabrication des arbres de pales



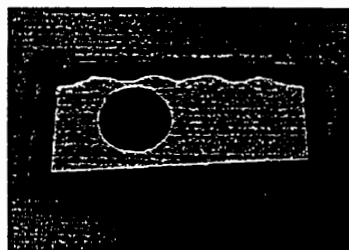
Arbre une fois extrait du mandrin

Figure 5.1 Fabrication des arbres de pales

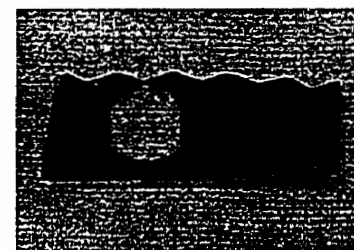
En ce qui a trait aux nervures de l'arbre responsable de transmettre adéquatement les efforts de la pale à l'arbre, celles-ci ont été fabriquées dans des moules femelles munis d'inserts en silicone. Cette technique d'insert en silicone est utilisée dans les cas où les cavités à placer sous vide sont difficiles d'accès. Dans notre cas, les coins vifs du fond des moules rendaient difficile le moulage sous vide effectué au sac; c'est donc pour cette raison que l'emploi des inserts de silicone a sa raison d'être. La figure 5.2 présente les principales étapes de fabrication des nervures de l'arbre.



Le laminé est placé à l'intérieur du moule



L'insert en silicone est disposé au-dessous du laminé

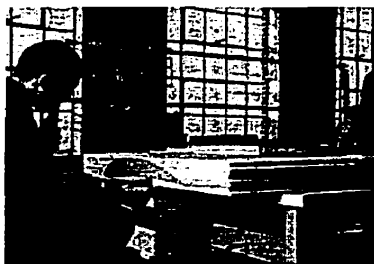


La nervure est polymérisée sous vide et ensuite démoulée

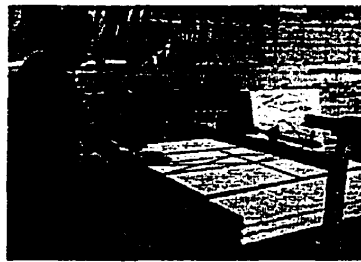
Figure 5.2 Fabrication des nervures de l'arbre

5.2.2 Découpe du polystyrène

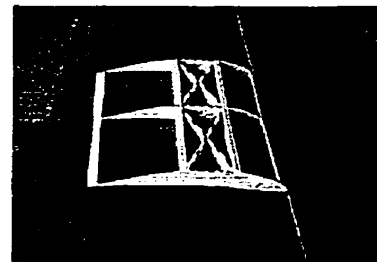
Comme expliqué plus tôt dans le chapitre 3 traitant de la conception des pales, les zones non-structurales sont fabriquées de polystyrène expansé basse densité. La structure interne de polystyrène est découpée à l'aide de fil chaud à même de gros blocs de polystyrène. Les blocs sont tout d'abord taillés sur l'axe longitudinal de la pale pour être ensuite allégés sur le plan vertical à l'aide d'une seconde machine conçue à cet effet (voir figure 5.3).



Découpe longitudinale



Découpe verticale



Section installée dans le moule de l'intrados

Figure 5.3 Découpe de polystyrène

On peut remarquer sur la dernière photo les sections en croix de la zone structurale dont la fonction est d'augmenter le plus possible la surface de contact avec le panneau de l'extrados pour retarder le flambage.

5.2.3 Drapage de l'extrados

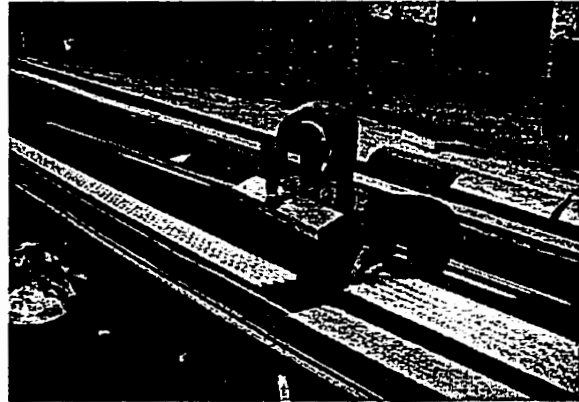
Sachant que les zones évidées du bord d'attaque et du bord de fuite doivent être couvertes de Mylar®, deux possibilités ont fait surface lors du développement de la

méthode de fabrication : intégrer le Mylar® au tout début de l'assemblage ou le poser une fois la pale complétée. Suite à quelques tests, il a été remarqué qu'un pli de fibre unidirectionnelle laminé seul était beaucoup trop fragile dans le sens des fibres, mais que laminé directement sur un film de Mylar®, il se soudait fortement au film et s'avérait beaucoup plus tenace. De plus, l'utilisation du film Mylar® en début de procédé de fabrication permet d'éliminer les risques de coller des pièces au moule. En effet, une fois un film Mylar® rabattu sous vide contre la surface du moule, les pièces à base d'époxy devant être polymérisées ne seront pas en contact avec la surface du moule.

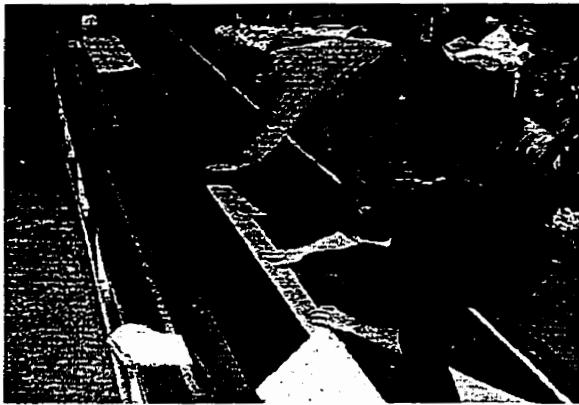
La première étape du drapage de l'extrados consiste à mettre en place le film de Mylar® en créant le vide entre celui-ci et la surface du moule. La seconde étape est d'assembler le panneau de l'extrados selon le laminé déterminé lors de la conception de la pale. Ensuite, une fois le panneau de l'extrados laminé, les bandes de fibres de carbone recouvrant l'extérieur des zones du bord d'attaque et du bord de fuite sont positionnées dans le moule.



Les plis extérieurs du panneau de l'extrados sont mis en place. (le film de Mylar® maintenu sous vide peut être remarqué sur la surface du moule.)



Le noyau, préalablement machiné aux bonnes dimensions, est positionné au-dessus des plis extérieurs.



Les plis intérieurs du panneau de l'extrados sont mis en place.



Finalement, les bandes du bord d'attaque et du bord de fuite sont placées ainsi que les bandes des nervures.

Figure 5.4 Drapage de l'extrados

5.2.4 Assemblage des longerons

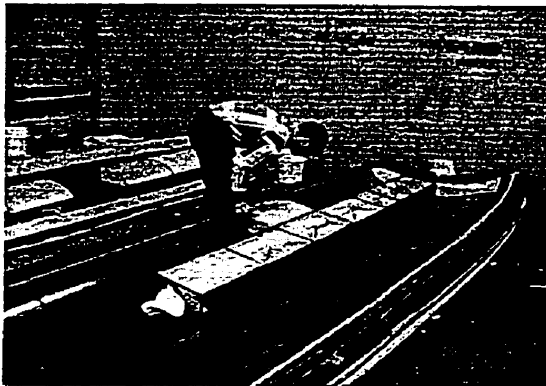
Une fois le laminé de l'extrados complété, les composantes internes de la pale peuvent être mises en place. Pour ce faire, les sections de polystyrène sont tout d'abord coupées en trois pour permettre d'y insérer les deux longerons. Ensuite, les deux longerons sont placés sur la zone centrale de polystyrène et positionnés dans le moule au-dessus du panneau de l'extrados. Finalement, une fois la partie centrale mise en place, les sections du bord d'attaque et du bord de fuite sont positionnées. Il est important de noter que les blocs d'évidement sont replacés dans leurs sections respectives et isolées par un film anti-adhésif de la fibre de carbone devant être polymérisée puisqu'ils devront être retirés après la cuisson. Ils sont remis en place uniquement pour protéger la structure interne de la pale qui ne pourrait contenir la force engendrée par le vide.



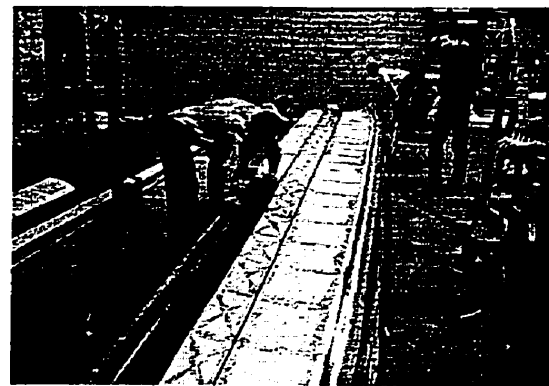
Assemblage des longerons sur les sections centrales de polystyrène



Différentes sections équipées de leurs longerons



Positionnement de la section centrale au-dessus du panneau de l'extrados



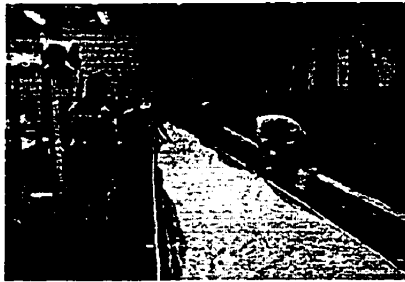
Installation des sections de bord d'attaque et de bord de fuite

Figure 5.5 Assemblage des longerons

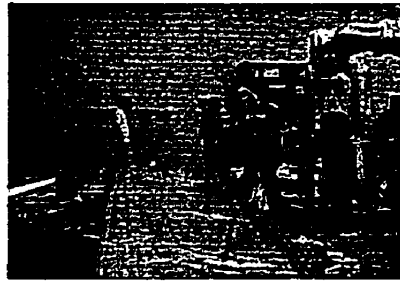
5.2.5 Montage sous vide et cuisson

Pour compléter les étapes de fabrication de l'extrados, le tout est placé sous vide pour compacter au maximum les laminés des longerons et du panneau de l'extrados. Pour ce faire, une pompe vacuum retire tout l'air entre un sac collé au rebord du moule

et le moule lui-même. Une fois le vide obtenu, la tente de cuisson est montée au-dessus du moule pour permettre la polymérisation des laminés.



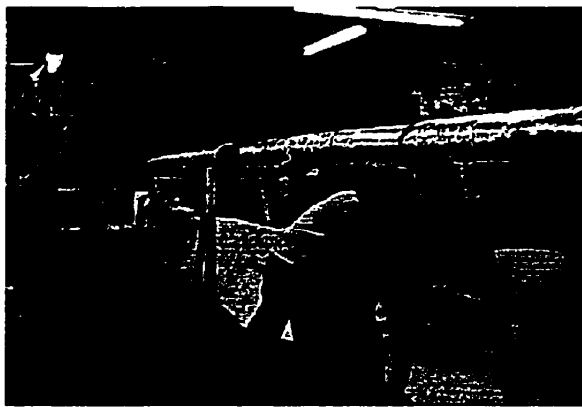
Mise en place d'un feutre permettant à l'air de circuler



Installation du sac à vide



Installation des tuyaux connectés à la pompe à vide



Assemblage du four



Moniteur affichant les températures à l'intérieur de la tente pendant la cuisson

Figure 5.6 Mise sous vide et cuisson de l'assemblage de l'extrados

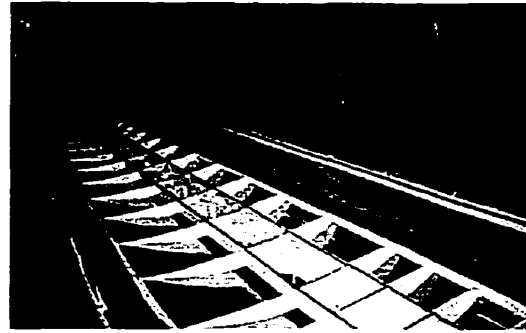
5.3 Assemblage de l'intrados

Une fois la cuisson de l'assemblage de l'extrados complétée, les blocs d'évidement sont retirés. En deuxième lieu, les zones qui prendront contact avec l'intrados sont enduites d'adhésif thermo-expansible, qui aura comme fonction de

comblent tous les espaces ou imperfections entre la structure de polystyrène et le laminé de l'intrados.



Extraction des blocs d'allègement



Assemblage final de l'extrados

Figure 5.7 Phase finale de la fabrication de l'assemblage de l'extrados

5.3.1 Drapage et cuisson de l'intrados

La dernière étape de fabrication consiste à fabriquer l'intrados. Au tout début du développement de la méthode de fabrication, plusieurs peaux d'extrados et d'intrados ont fait l'objet de tentatives de fabrication. Ces tentatives se sont malheureusement soldées par des échecs. Les peaux, trop faible pour se supporter une fois polymérisées, perdaient sévèrement leur géométrie à cause des contraintes internes induites par les différents matériaux inclus dans leur fabrication (noyau, fibres de carbone et Mylar®). La seule alternative possible pour remédier à ce problème est de fabriquer des pièces plus épaisses comme l'assemblage de l'extrados, ou de maintenir solidement la composante en place après cuisson pour bloquer son mouvement. Pour ces raisons, il est devenu évident que l'intrados ne pourrait être fabriqué seul pour ensuite être collé sur l'assemblage de l'extrados.

La méthode développée pour remédier à ce problème est plutôt non conventionnelle et a pour but de polymériser et de coller l'intrados sur l'assemblage de l'extrados en une seule étape pour l'empêcher de se déformer. Dans un premier temps, le laminé de l'intrados, incluant les bandes du bord d'attaque, du bord de fuite et des nervures est mis en place directement dans le moule de l'intrados. En deuxième lieu, un film Mylar®, qui restera en permanence sur l'intrados de la pale, est utilisé pour compacter le laminé en étant mis sous vide contre la paroi du moule, écrasant ainsi le laminé entre lui et le moule. Une fois le vide complété, l'assemblage de l'extrados, enduit d'adhésif polymérisable à haute température, est positionné sur la peau de l'intrados et uniformément compressé à l'aide des retailles de l'extrados des blocs de polystyrène.

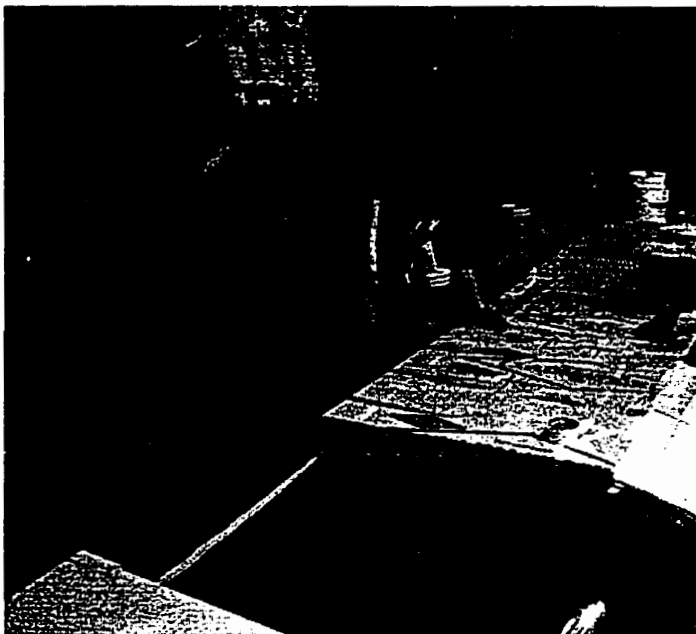


Figure 5.8 Montage de l'assemblage de l'extrados sur l'intrados

La figure 5.8 montre les retailles de l'extrados des blocs de polystyrène placées au-dessus de l'assemblage de l'extrados. Au-dessous est placé la peau de l'intrados maintenue sous vide à l'aide d'un film Mylar®.

Après s'être assuré que l'assemblage de l'extrados est bien positionné sur la peau de l'intrados, la tente de cuisson est remontée de nouveau pour polymériser l'intrados et l'adhésif thermo-expansible. Une fois la cuisson terminée, l'adhésion de l'intrados est assurée d'une part par l'adhésif thermo-expansible qui lie le polystyrène expansé au Mylar® et d'autre part par le Mylar® qui est solidement soudé au laminé de fibres de carbone.

CHAPITRE 6

TEST STATIQUE

La séance de validation des performances des pales s'effectue en deux étapes. La première consiste à assurer les performances d'un point de vue mécanique en faisant subir aux pales des chargements statiques recréant le plus fidèlement possible les charges aérodynamiques. Une fois que les pales auront complété avec succès les tests statiques, elles subiront ensuite les tests dynamiques recréant les conditions de vol sur un banc d'essai hydraulique pouvant faire tourner les pales au RPM désiré. Lors de ces tests, les performances d'ordre aérodynamique pourront être validées puisque le banc d'essai sera instrumenté de telle sorte qu'il pourra lire le couple absorbé et la poussée générée pour un certain RPM. À l'instant où ses lignes sont écrites, les pales ont été testées statiquement mais les tests dynamiques ne seront effectués que dans quelques semaines. Pour cette raison, seulement les résultats de l'étude statique seront présentés dans ce chapitre.

La validation des performances statiques de la pale s'est effectuée en deux temps. Premièrement, l'arbre de la pale fut validé. Ensuite, un arbre fonctionnel fut incorporé à l'assemblage de la pale pour que cette dernière soit testée. Les deux prochaines sections présentent les résultats de cette série de tests.

6.1 Tests statiques des arbres

6.1.1 Méthode utilisée

Lors de tests de validation statique sur des composantes d'un assemblage complexe, la difficulté est souvent de générer les mêmes contraintes qu'engendre le chargement réel par un chargement simplifié. L'arbre des pales n'échappa pas à cette difficulté. Le diagramme des corps libre (DCL) présenté à la figure 6.1 illustre le chargement réel que l'arbre devrait subir. Ce DCL est en fait le DCL de l'arbre, ajouté d'un système équivalent de la section supprimée de la pale (4m à 17.5m) placé à l'extrémité de l'arbre ($F_r=404.8\text{N}$ et $M_r=3247\text{Nm}$).

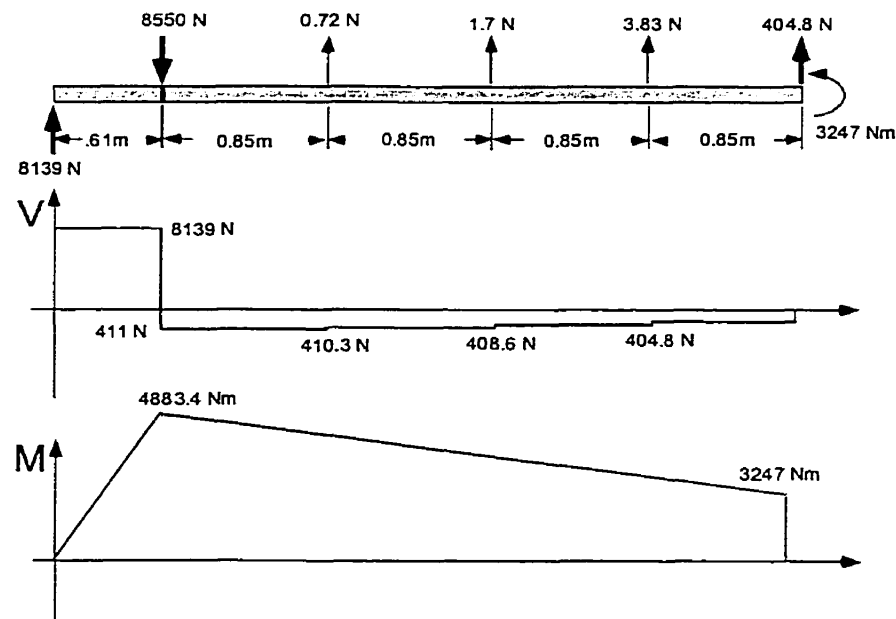


Figure 6.1 DCL et diagrammes réels de l'arbre

D'un point de vue pratique, la reproduction de ces conditions lors d'un test est complexifiée par la présence du moment équivalent ($M_r=3247\text{ Nm}$). En effet, la

reproduction d'un moment exige un montage relativement complexe, capable de reproduire un effet de rotation sans créer de forces résiduelles dans aucune direction. La solution adoptée pour tester l'arbre de la pale fut de remplacer ce moment par une force résultante plus grande à l'extrémité de l'arbre, capable de produire le même moment de flexion au deuxième appuis de l'arbre. De plus, les très faibles forces de poussée générées par la pale entre 0.6 mètre et 4 mètres ont été négligées. La figure 6.2 présente le DCL du type de chargement utilisé pour tester l'arbre de la pale.

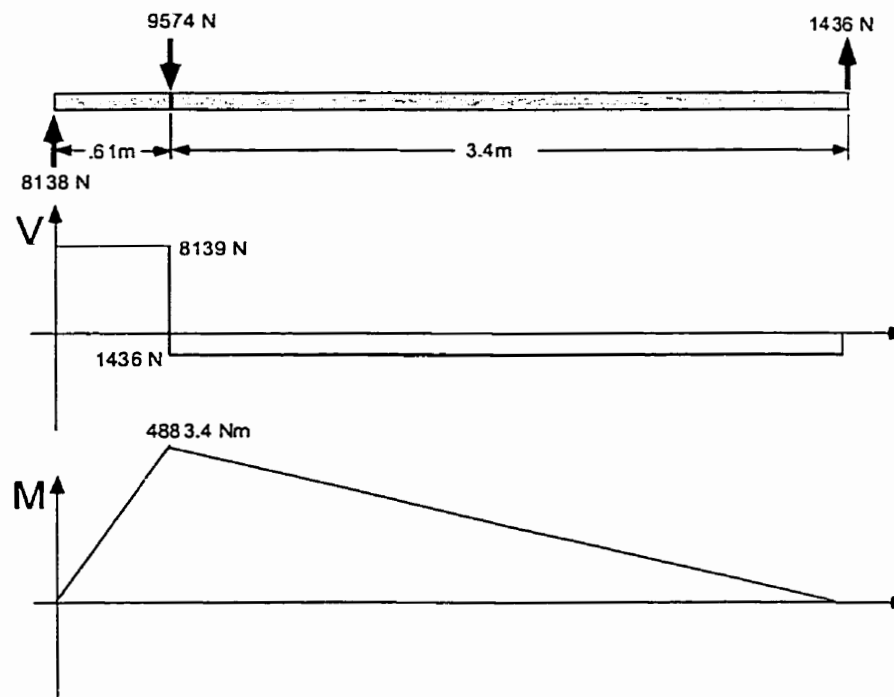


Figure 6.2 DCL et diagrammes lors du test de l'arbre

En comparant les diagrammes de l'effort tranchant et du moment fléchissant des deux DCL, on peut remarquer que le chargement de test près des appuis de l'arbre est relativement proche du chargement réel, tandis qu'il s'en éloigne vers l'extrémité de l'arbre. Il a été convenu que cette différence serait ignorée puisqu'à cet endroit, l'arbre serait généreusement aidé par la structure même de la pale pour contenir ce chargement.

6.1.2 Résultats

Au total quatre arbres ont été amenés à la rupture avant d'obtenir un arbre fonctionnel. Deux problèmes qui n'avaient pas été prévus lors de la conception sont survenus lors des tests. Premièrement, la rupture de deux arbres s'est produite du côté compression, directement à l'interstice de la deuxième bague d'aluminium laminée à même l'arbre. Cette bague, incluse à l'arbre, fait office de pallier lisse pour permettre la rotation de la pale. Après observation du plan de rupture, la cause la plus plausible de la rupture est celle d'un effet de concentration de contraintes créé par l'inclusion de cette bague dans le laminé. En compression, les fibres laminées au-dessus de cette bague deviennent très vulnérables aux effets d'entailles qu'engendre cet insert. Les fibres peuvent, soit avoir été cassées lors du moulage sous vide par le coin trop vif de la bague, soit tout simplement avoir été délaminées par la bague lors du chargement (voir figure 6.3, environ au centre de la section de l'arbre). Pour remédier au problème, la conception de la bague fut révisée de façon à pouvoir la coller à l'extérieur de l'arbre pour qu'elle n'interfère plus avec le laminé.

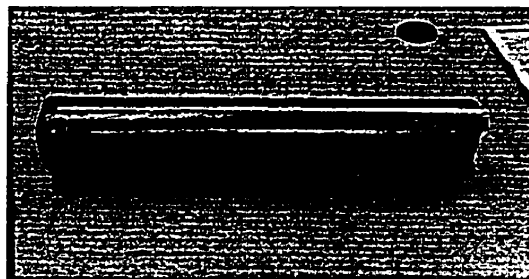


Figure 6.3 Rupture du côté compression causée par concentration de contraintes

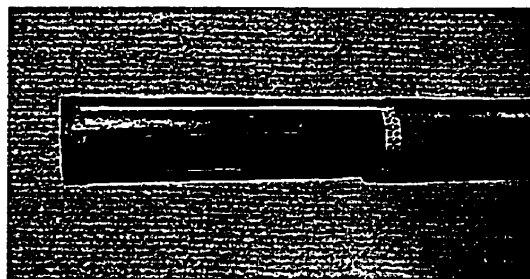
Un deuxième problème amena un dernier arbre à rompre avant que le quatrième résiste au chargement. Cette fois-ci, la rupture s'est produite de toute évidence en cisaillement entre les deux bagues de l'arbre. Comme mentionné dans le chapitre portant sur la conception des pales, le laminé idéal pour contenir du cisaillement est un laminé à $\pm 45^\circ$ (voir figure 3.6). Par contre, le laminé le plus efficace pour supporter une contrainte de tension ou de compression doit être orienté à 0° . Ces caractéristiques très différentes d'un laminé sont malheureusement souhaitables en simultané à l'axe neutre (cisaillement) et aux fibres supérieures et inférieures (tension et compression) d'un arbre en flexion.

Suite à cette opposition, la décision a été prise de placer certaines fibres à $\pm 15^\circ$ pour favoriser les contraintes en tension/compression plutôt que les contraintes de cisaillement. En observant le diagramme de l'effort tranchant, il est compréhensible que la rupture en cisaillement ait eu lieu à cet endroit plutôt qu'ailleurs sur l'arbre puisque l'effort tranchant atteint une valeur maximum de 8139N à cet endroit.

Conscient de la déficience du laminé pour contenir adéquatement le cisaillement à cet endroit, deux options s'offraient pour résoudre le problème. La première était de rajouter des plis supplémentaires à $\pm 45^\circ$ entre les deux appuis de l'arbre tandis que la deuxième suggère l'utilisation d'une âme collée après la fabrication complète de l'arbre. La deuxième solution fut choisie puisqu'en plus de résoudre le problème de rupture par cisaillement, elle augmentait la rigidité des bagues qui se déformaient dangereusement sous le chargement. La figure 6.4 montre l'âme insérée au début de l'arbre pour résoudre le problème de cisaillement.



Section de l'âme fabriquée de fibres de carbone orientées à $\pm 45^\circ$



Âme sur le point d'être insérée dans l'arbre de la pale

Figure 6.4 Âme collée à l'intérieur de l'arbre pour prévenir le cisaillement

6.2 Tests statiques des pales

6.2.1 Condition du test

Tout comme pour le test de l'arbre, le but du test statique de la pale est de recréer le plus fidèlement possible le chargement en vol. Encore une fois, certains compromis sont faits pour ne pas complexifier le montage lors du test. Des chargements présentés au tableau 6.1, la poussée et le couple de torsion ont été simulés tandis que la traînée a été négligée. De faible importance d'un point de vue chargement, la traînée a été négligée puisqu'elle aurait en plus demandé un montage beaucoup plus complexe pour être simulé statiquement. Pour simuler la poussée et le couple, la pale fut placée en position renversée et chargée ponctuellement au centre de pression des profils, soit quelques centimètres à l'arrière de l'axe de rotation de la pale. En positionnant les charges au centre de pression, la poussée et le couple en vol ont pu être recréés en simultané. Évidemment, puisqu'en position renversée la pale subit son propre poids, tandis qu'en vol celui-ci est soustrait au chargement, la charge externe locale à placer

correspond à la poussée dont est soustrait de deux fois le poids de la section de pale à cet endroit. La figure 6.5 présente ce phénomène sous forme de schéma.

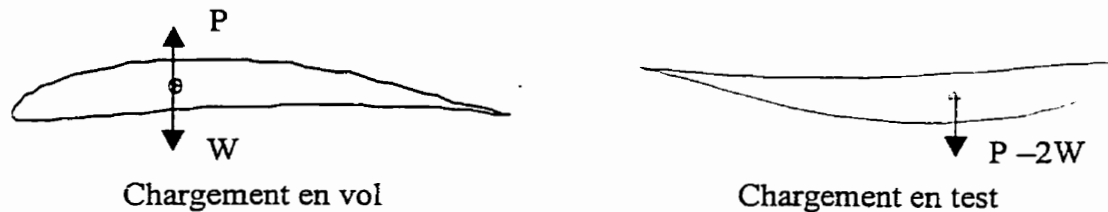


Figure 6.5 Principe de chargement de test

Lors du test, la pale fut chargée en 12 points. Le tableau 6.1 présente les charges placées pour simuler les efforts de vol. Évidemment, puisque deux fois le poids de la pale excède la poussée à générer pour les positions en deçà de 7.11 mètres, la pale sera surchargée localement à ces endroits.

Tableau 6.1 Chargement de test pour les pales

Position	Chargement (g)	Position	Chargement (g)
7.11	498,2	13.11	3331,3
8.11	1245,0	14.11	3874,0
9.11	1599,6	15.11	3700,0
10.11	2413,4	15.86	1543,6
11.11	2912,5	16.36	1181,3
12.11	3323,5	16.86	1368,5

Avant d'obtenir une pale fonctionnelle, trois pales ont été amenées à la rupture. Chacune d'elles ont apporté d'importantes informations pour concevoir la suivante. Les sections suivantes résumeront les résultats des trois tests statiques.

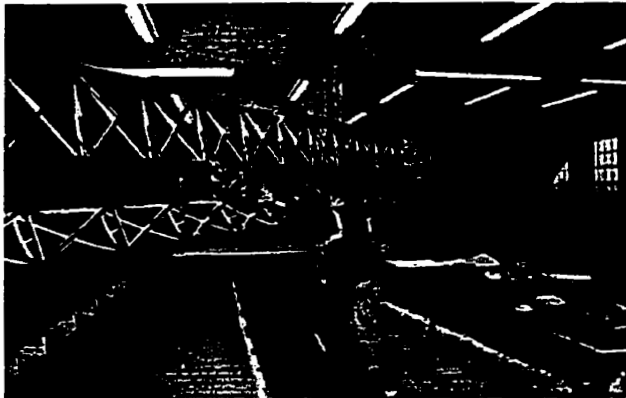
6.2.2 Première pale test

Il était clair dès le départ que la pale #1 ne franchirait pas les tests statiques avec succès. Plusieurs problèmes de fabrication rencontrés en cours de route avaient marqué la pale de plusieurs défauts qui réduiraient considérablement sa résistance au chargement. Il a toutefois été décidé de faire subir à cette première pale le test statique pour en savoir davantage sur son mode de rupture et sa déformation en charge.

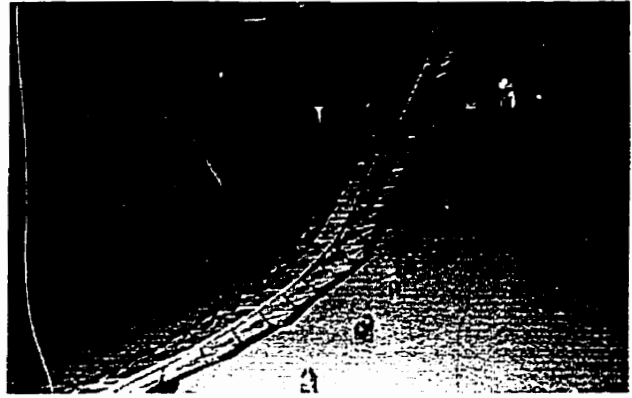
Voici le résumé des observations faites lors du test de la pale #1 :

- La chose la plus frappante de l'aspect de la pale lorsque chargée, est que les croix placées entre les nervures dans les zones non-structurales du bord d'attaque et du bord de fuite ne laissaient place à aucune déformation et que, sous le chargement, elles flambaient facilement. (voir figure 6.6)
- Deuxièmement, la déformation en flexion a atteint 4.5m avant la rupture. Suite à quelques calculs, l'ajout de câbles externes pour réduire la déflection s'avéra une solution intéressante pour garder les vecteurs poussée davantage à la verticale.
- De plus, plusieurs ruptures locales dans les longerons et sur le panneau de l'extrados ont pu guider certaines modifications apportées à la pale #2.

Finalement, à environ 30% de la charge en vol, la pale céda à son emplanture à cause d'une erreur de fabrication de l'arbre de la pale.



Les croix au bord d'attaque et bord de fuite ont été éliminées dans la deuxième version de pale



Rupture de la pale à 30% de la charge

Figure 6.6 Test statique de la pale #1

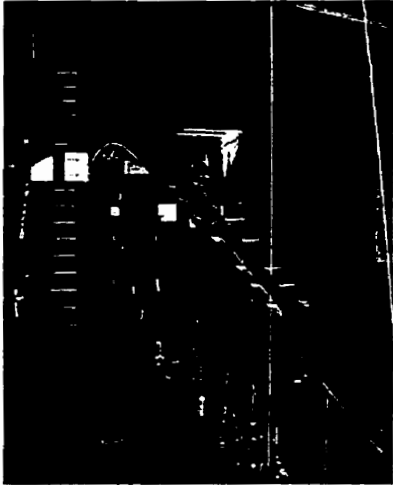
6.2.3 Deuxième pale test

Plusieurs aspects de la fabrication, modifiés suite aux erreurs commises lors de la mise en forme de la pale #1, ont fait que du point de vue de la qualité de fabrication, la pale #2 surpassait de loin la pale #1.

Voici les observations et conclusions du test #2 :

- Tel qu'espéré, l'élimination des croix permet à la pale de se déformer en toute liberté sans perdre sa géométrie.
- Les câbles externes semblent contribuer à réduire les déformations puisqu'à 30% de la charge, la pale a une flèche de moins de 3 mètres.
- À 75% de la charge, une fissure dans l'axe des fibres prend amorce directement sous une jauge de déformation collée sur l'extrados.

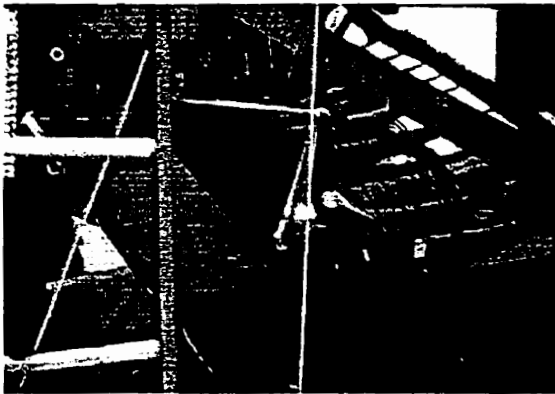
- À 80% de la charge, il y a rupture de la pale causée par la fissure amorcée à 75% de la charge.



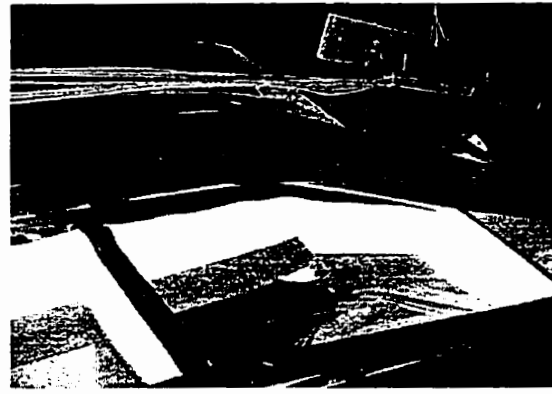
Pale #2 en chargement



Amorce de la fissure causée par la jauge de déformation



Assemblage du câble externe



Rupture de la pale à l'endroit où la fissure rejoint le longeron

Figure 6.7 Déroulement du test de la pale #2

6.2.4 Troisième pale test

Suite au test de la pale #2, encore une fois quelques améliorations au niveau de la structure ont été apportées. Entre autres, de minces noyaux ont été insérés dans le laminé des longerons et de l'intrados. Les noyaux ont pour effet d'éliminer l'amorce de fissures auxquelles la pale était vulnérable auparavant et également d'augmenter la rigidité de la pale lorsque celle-ci est placée dans sa position normale et que l'intrados est en compression.

La dernière version de pale fut chargée jusqu'à environ 120 % en position renversée sans qu'il y ait défaillance. De plus, en position normale, la pale a su résister à son propre poids, affichant une déflexion d'environ 2 mètres.

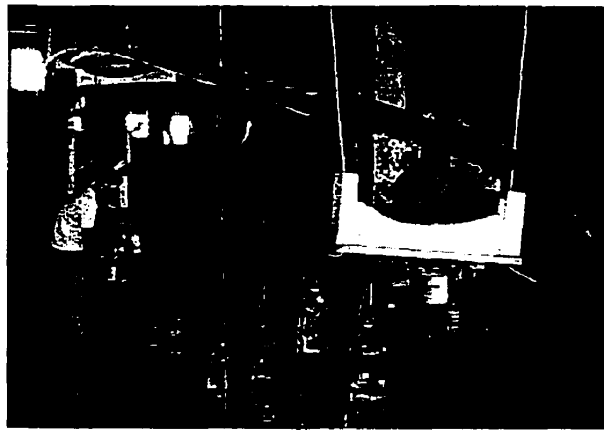


Figure 6.8 Pale #3 chargée à 75%

CONCLUSION

Dans le but de relever le défi Igor Sikorsky, un groupe d'étudiants de l'ETS oeuvre depuis deux ans et demi à la conception et à la fabrication d'un HPH capable de quitter le sol pendant une minute lors de laquelle l'hélicoptère doit démontrer qu'il peut atteindre momentanément l'altitude de 3 mètres.

Tel que mentionné dans la mise en situation, la conception et la fabrication des pales de l'HPH Hélios impliqua une équipe de différents étudiants de différents programmes de génie. Il était donc primordial de se doter d'un outil de conception versatile permettant de générer différents types de fichiers nécessaires aux travaux d'analyses et de fabrications devant être attaqués après la conception par les différents membres de l'équipe. Dans cette optique, le logiciel MATLAB s'est avéré être un outil puissant permettant le transfert de données de manière efficace vers d'autre logiciel d'analyse ou de conception tel ANSYS ou Mechanical Desktop. D'un programme maître de conception aérodynamique, plusieurs fichiers d'usinage CNC ont ainsi pu être générés, facilitant ainsi les travaux de fabrication en évitant l'utilisation de logiciel de CAM tel Surfcam ou Mastercam. De plus, plusieurs analyses par éléments finis effectuées soit sur Pro ENGINEER ou ANSYS, ont également puisé leurs fichiers à même le programme de base de conception aérodynamique conçu sur MATLAB. En rétrospective, cette approche a permis un meilleur contrôle des travaux tout au long du projet que celle utilisant une multitude de logiciels commerciaux différents (CAO, FAO, aérodynamique) pour accomplir les différentes tâches de conception ou de fabrication associées à la fabrication de pales d'un HPH.

La conception aérodynamique des pales fut effectuée à l'aide de la méthode classique des tourbillons ajoutée du module de calcul des performances en effet de sol et hors point de design. Cet outil de conception aérodynamique utilisé en parallèle avec un programme évaluant les poids des pales a servi à développer le couple de rotors optimal pour l'hélicoptère Hélios. Les performances générales et en effet de sol des rotors ont pu être comparées et validées à l'aide d'une méthode par Éléments Finis/Volumes de Contrôle (CVFEM) développée dans le cadre d'étude de parcs éoliens. Les résultats ont démontré qu'une différence d'environ 10% séparait les évaluations de performances des deux méthodes, confirmant par le fait même la validité des calculs théoriques.

D'un point de vue de la conception des pales, l'orientation des plis de carbone a été déterminée à l'aide des contraintes principales. Pour des laminés en torsion ou en tension, cette méthode s'est avérée rapide et efficace. Les tests sur différentes pièces ont d'ailleurs confirmé la validité de cette méthode. Pour les chargements de compression, cette méthode s'est vue appuyée d'une série de tests de caractérisation des laminés en compression susceptible de subir des ruptures en flambage. Il a été remarqué qu'il est encore très difficile de se fier à des résultats par MEF sur des pièces de composites à géométrie complexe soumises à des chargements de compression. Pour cette raison, la méthode de caractérisation des laminés s'avère pour l'instant la seule méthode sécuritaire pour déterminer des laminés en compression sur des pièces à géométrie complexe.

Une fois la conception tant aérodynamique que mécanique terminée, les travaux de fabrication furent amorcés par la fabrication des moules nécessaires à la mise en forme de la pale principalement fabriquée de fibres de carbone préimprégnées. Plusieurs pales ont été fabriquées avant que le procédé de fabrication soit stabilisé et maîtrisé. Cette période de développement du procédé de fabrication fut alimentée plusieurs fois de nouvelles idées générées par quelques tests statiques destructifs de pale et d'arbre de

pale. Cette approche de développement à saveur expérimentale a finalement porté fruit lorsque une pale, affichant un poids de 15.9 kilogrammes, fut testée statiquement jusqu'à 120% de sa charge en vol. Lors de ces tests, un avant goût des déformations atteintes lors d'un vol ont pu être observé. Une déflexion longitudinale d'environ deux mètres à 100% de la charge en vol permet de croire que les performances théoriques des pales ne seront définitivement pas atteintes puisque les vecteurs poussés en bout de pale s'éloignent de la direction verticale désirée. Un autre facteur pouvant influencer les performances des rotors observés lors des tests statiques est celui de la perte partielle de la géométrie du profil. En effet, une modification des profils de la pale sous chargement pourrait détériorer les performances de manière significative en faisant chuter les coefficients de portance et en faisant grimper les coefficients de traînée. Cette perte de performance, prévisible même en début de projet, fut prise en considération lors de la conception aérodynamique en concevant des pales générant environ 40% plus de poussé que nécessaire pour tenter compenser ces déformations malheureusement inévitables.

RECOMMANDATIONS

De l'objectif initial de ce mémoire, seul les tests dynamiques n'ont pas été effectués. Il serait plus que souhaitable que l'évaluation complète des performances aérodynamiques soit effectuée pour pouvoir comparer les résultats théoriques de performances à ceux observés en essais. L'hypothèse la plus intéressante à valider serait l'estimation de l'effet de sol. Lors de la période de conception, le comportement en effet de sol a été évalué par deux méthodes mais il reste tout de même qu'il est le seul aspect de la conception ayant donné lieu à une hypothèse. D'un point de vue plus global, ces tests permettraient de valider l'exactitude du module de calcul hors point de conception. De plus, les pertes de performance dues aux déformations de la pale pourraient être évaluées, et par le fait même valider le fait qu'un vol puisse être envisagé.

Cette période de tests dynamiques est également essentielle pour observer les comportements mécaniques des pales que les tests statiques n'ont pu offrir. Comme mentionné plus tôt, la base du système de contrôle de l'HPH consiste en une série de tests dynamiques où les angles de calage des pales seront déterminés pour assurer une poussée verticale. Les tests dynamiques, pourraient fournir plusieurs réponses à une multitudes de questions toujours sans réponse. Ils représentent le point tournant du projet susceptible d'influencer fortement la suite du projet.

Du point de vue de la fabrication des pales, la fabrication de l'intrados ne permet encore pas un contrôle suffisant du procédé. Avant de fabriquer d'autres pales, il serait intéressant de réviser cette méthode pour assurer la répétabilité et la fiabilité du processus. Il semble que l'élément faible du procédé est le film Mylar® utilisé pour

placer sous vide le laminé de l'intrados. Sa fragilité le rend vulnérable, il n'est donc pas rare de le percer lors de la cuisson, compromettant ainsi le procédé. Il serait peut-être intéressant de fabriquer l'intrados avant de l'assembler au reste de la structure de la pale avec un procédé classique sous vide, pour ensuite le coller sur l'assemblage de l'extrados. Évidemment, ce changement risque de transférer le problème ailleurs, laissant place aux problèmes d'expansion thermique de deux composantes distinctes lors d'une même cuisson.

Finalement, le recouvrement à des fins purement aérodynamiques de la structure de la pale par un mince film Mylar® thermorétractible s'avère encore problématique. Il est difficile de conserver la forme exacte du profil entre les nervures de la pale principalement dans la section du bord d'attaque. La recherche de nouveaux matériaux mieux adaptés à notre application, pouvant mieux épouser la forme du profil, représente sûrement une des solutions la plus rapide.

BIBLIOGRAPHIE

- Abbott, Ira H., Von Doenhoff, Albert E. (1959). *Theory of wing sections*. New York, Dover publications.
- Ammara, Idriss. (1998). *Modélisation aérodynamique tridimensionnelle d'un parc d'éoliennes à axe horizontal*. École polytechnique de Montréal.
- Anderson, John D. Jr (1991). *Fundamentals of aerodynamics* (second edition). New York, Mc Graw-Hill.
- Drela, Mark. (1987). *Low Reynolds Number Airfoil Design for the MIT Daedalus Prototype : A Case Study*. AIAA journal of aircraft.
- Gay, Daniel (1997). *Matériaux Composites* (4^e éd.). Paris, édition Hermès.
- Gibson, Ronald F. (1994). *Principles of composites material mechanics*. New York, Mc Graw-Hill.
- Houghton, E.L., Carpenter, P.W. (1993). *Aerodynamics for engineering students* (fourth edition). New York, John Wiley and Sons.
- Johnson, Wayne (1980). *Helicopter theory*. New York, Dover publications.
- Marshall, Andrew C. (1994). *Composite basics* (fourth edition). California, Marshall consulting.
- McCormick, Barnes W. (1967). *Aerodynamics of V/STOL Flight*. New York, Academic Press.
- McCormick, Barnes W. (1979). *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. New York, John Wiley and Sons.
- Paraschivoiu, Ion (1998). *Aérodynamique subsonique*. Montréal, édition de l'École Polytechnique.
- Ripoll, J.C. (1991). *Aérodynamique mécanique du vol* (4^e édition). Toulouse, ENAC, Département de transport aérien.

ANNEXE A

Règlements du Challenge Igor Sikorsky

Igor Sikorsky Human Powered Helicopter Competition Regulations

1. General

1.1 The prize will be awarded by the AHS to the entrant who first fulfills the conditions.

1.2 Additionally, an attempt will be registered with the Federation Aeronautique Internationale (FAI) as a World Record for Human-Powered Helicopter Flight duration.

2. Prize

2.1 The AHS prize in U.S. \$20,000.

3. Eligibility

3.1 The competition is international and is open to individuals or teams from any part of the world.

3.2 Any questions regarding the acceptance of entries, eligibility of entrant, pilot, crew or aircraft under these regulations, or any other matter relating to the AHS prize, the decision of the AHS is final.

3.3 All questions regarding the world record attempt will be governed by the sporting code of the FAI and rest exclusively with the NAC.

4. Conditions of Entry

4.1 *Aircraft*

4.1.1 The machine shall be a heavier-than-air machine. The use of lighter-than-air gases shall be prohibited.

4.1.2 The machine shall be a rotary wing configuration capable of vertical takeoff and landing in still air, and at least one member of the crew shall be non-rotating.

4.1.3 The machine shall be powered and controlled by the crew during the entire flight, including accelerating the rotor up to takeoff speed.

4.1.4 No devices for storing energy either for takeoff or for use in flight shall be permitted. Rotating aerodynamic components, such as rotor blades, used for lift and/or control are exempt from consideration as energy storing devices.

4.1.5 No part of the machine shall be jettisoned during the flight including the rotor spin-up and takeoff.

4.2 *Crew*

4.2.1 The crew shall be those persons in the machine during takeoff and flight, and there shall be no limit set to their number.

4.2.2 No member of the crew shall be permitted to leave or enter the aircraft at any time during takeoff or flight.

4.2.3 No drugs or stimulants shall be used by any member of the crew. An assurance must be given to the official observers at the time of the attempt that this requirement has been met.

4.2.4 Up to two handlers or ground crew shall be permitted to assist in stabilizing the machine during takeoff and landing, but in such a manner that they do not assist in accelerating or decelerating any part of the machine.

4.3 *Ground Conditions*

4.3.1 All attempts, which shall include the takeoff, shall be made over approximately level ground (i.e., with a slope not exceeding 1 in 100 in any direction).

- 4.3.2 All attempts shall be made in still air, which shall be defined as a wind not exceeding a mean speed of approximately one meter per second (3-1 kilometres per hour, 2.23T statute miles per hour, 1.5 nautical miles per hour) over the period of the flight.

4. *Flight Requirements*

- 4.4.1 The flight requirements shall consist of hovering for one minute while maintaining flight within a 10-meter square. During this time the lowest part of the machine shall exceed momentarily 3 meters above the ground.
- 4.4.2 The machine shall be in continuous flight from takeoff to landing, and at no time during the flight shall any part of the machine touch the ground.
- 4.4.3 A reference point on the non-rotating part of the machine will be established in a means whereby the observers can judge that the machine stayed within the confines of the 10-meter square.
- 4.4.4 The one minute hovering time and the momentary achievement of 3 meters altitude is required to win the AHS prize. (However, the FAI 1980 regulations specify that only the duration of the flight and a momentary achievement of 3 meters altitude will be recorded for the FAX world record attempt, making it possible to achieve a world record without satisfying the AHS prize requirements.)

4.5 *Observation*

Every attempt shall be observed by the NAC or by any persons authorized by them to act as observers. It may take place in the competitors own country if it is affiliated to the FAI. In a country not so, it could be advantageous to conduct the flight in a neighboring country which is so affiliated.

5. *Applications for Entry*

- 5.1 Entry forms shall be obtained from and returned to the American Helicopter Society. 217 N. Washington St., Alexandria, VA 22314, (703) 684-6777. mail: ahs@ahs.org
- 5.2 The entry fee shall be U.. \$15 (made payable to the American Helicopter Society).
- 5.3 Each entry form shall contain an application for official observation of the competitors attempt.
- 5.4 The entrant shall undertake to abide by the conditions for official observation as set out on the entry form and application for official observation and shall undertake to defray all expenses incurred in connection with the official observation of the attempt.
- 5.5 The following fees and charges are made by the NAA for record attempts in Class I, Human Powered Aircraft. All attempts shall be for national and international records.
- 5.6 Final notice of the proposed time and place of the attempt requiring official observation may, if so desired, be sent to the AHS later than the entry form. It must in all cases be received at least thirty days before the proposed date of the attempt. This time is required by the NAC (the NAA in the U.S.A.) to arrange for official observation. Applications will be considered in order of receipt.
- 5.7 Membership in the appropriate NAC and an FAI Sporting License is required for all crew members taking part in this competition. Application forms may be obtained from the NAC or the AHS. For this competition, a pilot's license is not required.

6. General Conditions

6.1 Insurance

The entrant must take out on behalf of himself, his crew, representatives or employees, liability insurance in such form and amount to be specified by the AHS, to indemnify the American Helicopter Society, the NAC and the FAI against any claims. Evidence that such insurance has been effected must be submitted with the application for official observation.

6.2 Revision of Regulations

6.2.1 These regulations shall remain in force until such time as the AHS considers it necessary to amend them, or the prize has been won.

6.2.2 The AHS reserves the right to add to, amend or omit any of these regulations and to issue supplementary regulations.

6.3 Interpretation of Regulations

The interpretation of these regulations or any of the regulations hereafter issued rest entirely with the AHS. The entrant shall be solely responsible to the official observer for due observance of these regulations and shall be the person with whom the official observers will deal in respect thereof, or any other question arising out of this competition.

ANNEXE B

Photo du banc d'essai pédaleur



Banc d'essai pédaleur à 7 postes

ANNEXE C

Données du profil Daedalus 31

XFO IL Version 5,4

Calculate d polar for: DAE 31

1 Reynolds number fixed

xtrf = 1.000 (suction) 1.000 (pressure)
 Mach = 0 Re = 0.500 e 6 Ncrit 9 0

alpha	CL	CD	Re(CL)	CM	S xtr	P xtr
0	0,7483	0,00989	0,5	-0,1575	0,7099	0,0538
0,5	0,8056	0,00955	0,5	-0,1577	0,7006	0,1316
1	0,8623	0,00899	0,5	-0,1581	0,6912	0,3842
1,5	0,9138	0,00768	0,5	-0,1572	0,6797	1
2	0,9698	0,0078	0,5	-0,1571	0,6661	1
2,5	1,0252	0,00794	0,5	-0,1569	0,6518	1
3	1,0793	0,00815	0,5	-0,1565	0,6327	1
3,5	1,1324	0,00844	0,5	-0,156	0,6122	1
4	1,184	0,0088	0,5	-0,1553	0,5891	1
4,5	1,234	0,00924	0,5	-0,1543	0,5644	1
5	1,2825	0,00975	0,5	-0,1532	0,5399	1
5,5	1,3283	0,01038	0,5	-0,1517	0,5108	1
6	1,3715	0,0111	0,5	-0,1498	0,4816	1
6,5	1,4118	0,01193	0,5	-0,1474	0,4506	1
7	1,4486	0,01284	0,5	-0,1446	0,4224	1
7,5	1,4745	0,01395	0,5	-0,14	0,3913	1
8	1,499	0,01532	0,5	-0,1357	0,3631	1

XFO IL Version 5,4

Calculate d polar f or: DAE 31

1 Reynol ds number fixed

xtrf = 1.000 (su ction) 1.000 (pr essure)
 Mach = 0Re = 0.300 e 6 Ncrit 9 0

alpha	CL	CD	Re(CL)	CM	S xtr	P xtr
0	0,7383	0,0134	0,3	-0,1585	0,7185	0,069
0,5	0,7956	0,01275	0,3	-0,1587	0,7116	0,2121
1	0,8508	0,01174	0,3	-0,1587	0,704	0,6111
1,5	0,9039	0,01079	0,3	-0,1574	0,6957	1
2	0,9608	0,01071	0,3	-0,1572	0,6861	1
2,5	1,0167	0,01068	0,3	-0,1569	0,6751	1
3	1,072	0,01069	0,3	-0,1565	0,662	1
3,5	1,1266	0,01076	0,3	-0,156	0,6467	1
4	1,1794	0,01089	0,3	-0,1553	0,6275	1
4,5	1,2307	0,01115	0,3	-0,1544	0,6065	1
5	1,2805	0,01152	0,3	-0,1533	0,5847	1
5,5	1,3275	0,01202	0,3	-0,1518	0,5588	1
6	1,3718	0,01266	0,3	-0,1499	0,5302	1
6,5	1,4129	0,01343	0,3	-0,1476	0,5008	1
7	1,4504	0,01434	0,3	-0,1448	0,4696	1
7,5	1,4842	0,01536	0,3	-0,1415	0,4406	1
8	1,5065	0,01658	0,3	-0,1363	0,4095	1

XFO IL Version 5

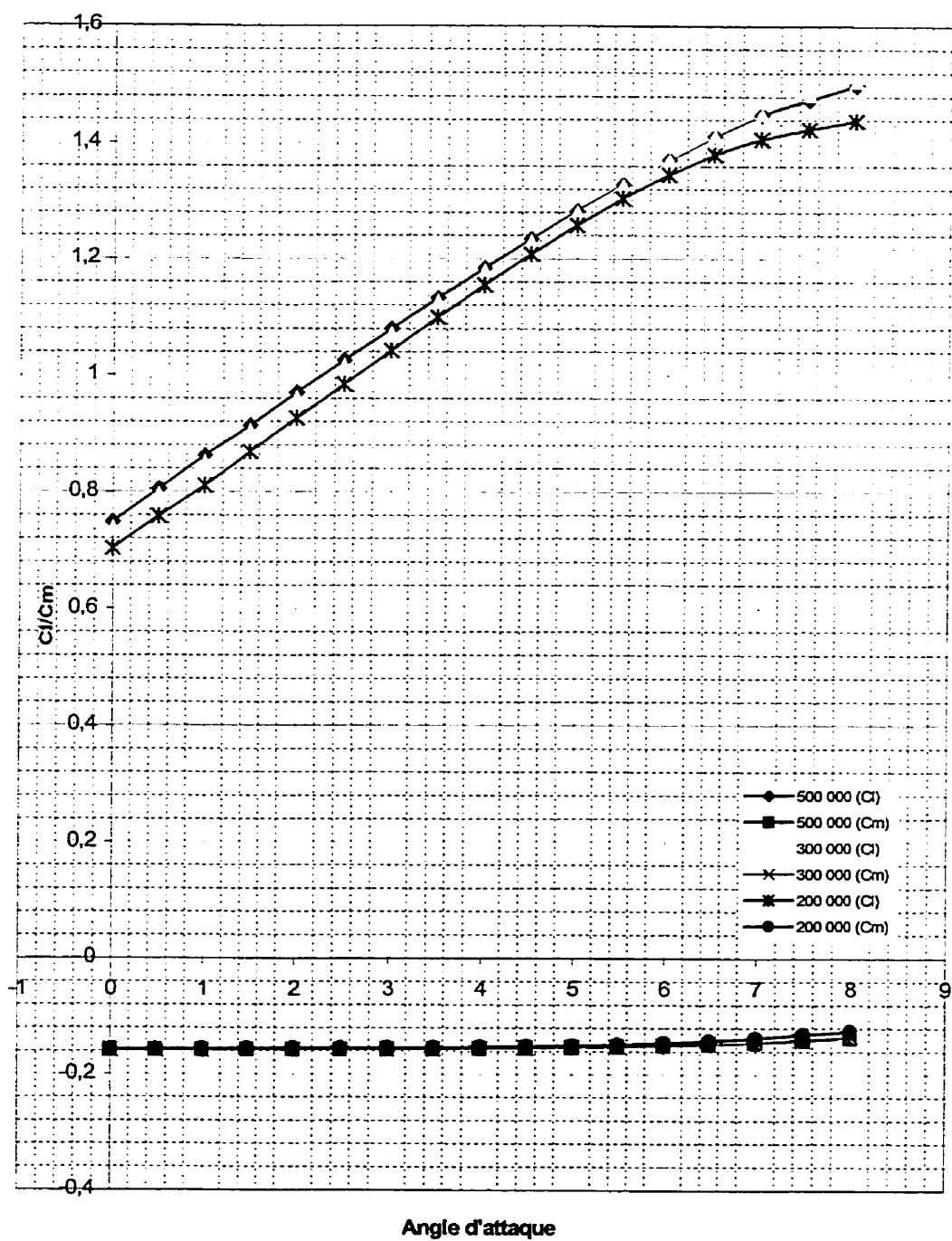
Calculate d polar f or: DAE 31

1 Reynol ds number fixed

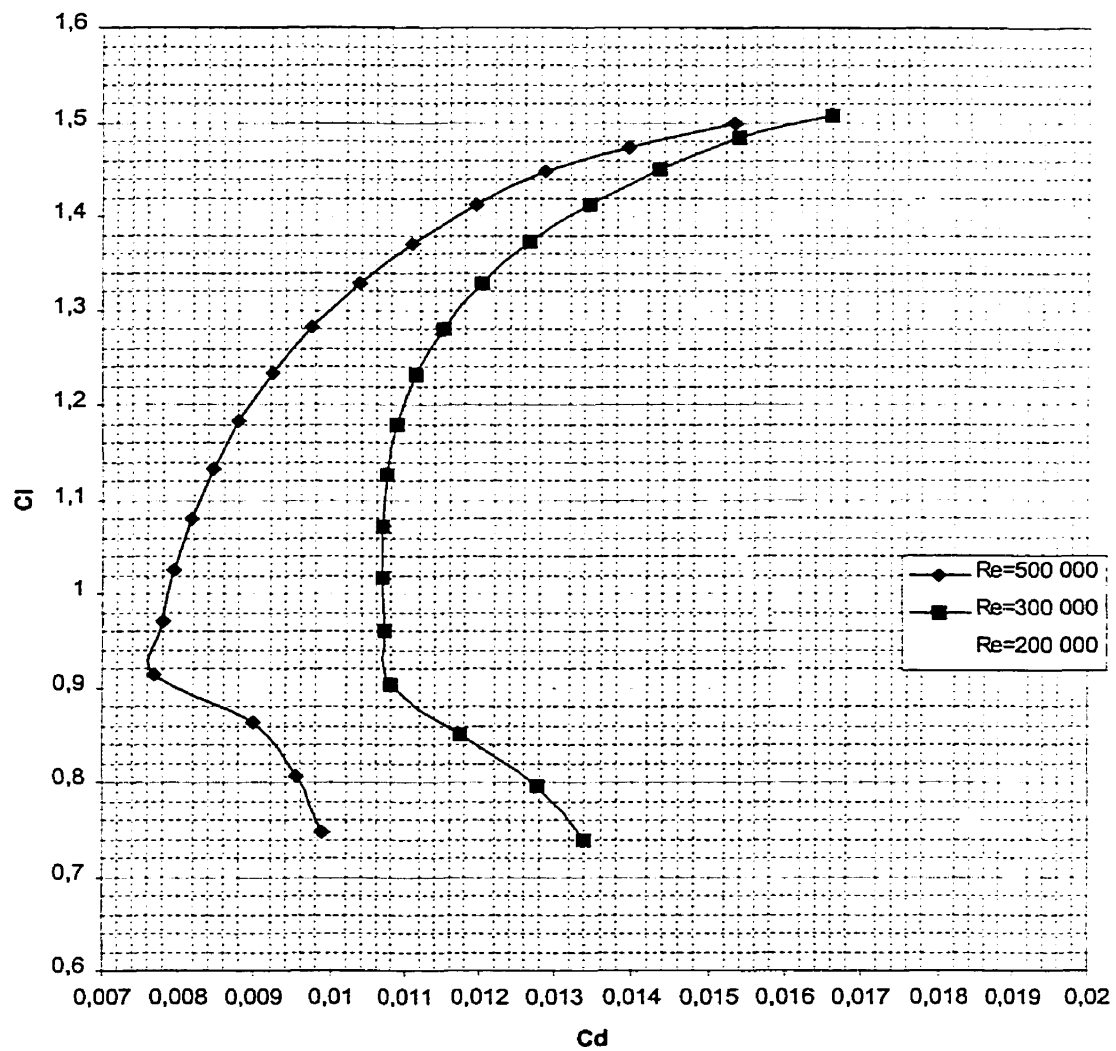
xtrf = 1.000 (su ction) 1.000 (pr essure)
 Mach = 0 Re = 0.200 e 6 Ncrit 9 0

alpha	CL	CD	Re(CL)	CM	S xtr	P xtr
0	0,703	0,01898	0,2	-0,1574	0,7137	0,0764
0,5	0,7581	0,01847	0,2	-0,1571	0,7064	0,2114
1	0,8107	0,0165	0,2	-0,1558	0,7006	1
1,5	0,8687	0,0163	0,2	-0,1554	0,694	1
2	0,9258	0,01609	0,2	-0,155	0,6865	1
2,5	0,9845	0,01571	0,2	-0,1547	0,6793	1
3	1,0417	0,0154	0,2	-0,1543	0,6704	1
3,5	1,0992	0,01502	0,2	-0,1538	0,6605	1
4	1,1547	0,01468	0,2	-0,153	0,6476	1
4,5	1,2078	0,01454	0,2	-0,1519	0,6323	1
5	1,2577	0,01456	0,2	-0,1504	0,6138	1
5,5	1,3041	0,01481	0,2	-0,1485	0,5937	1
6	1,3455	0,01521	0,2	-0,1457	0,5693	1
6,5	1,3802	0,01587	0,2	-0,142	0,542	1
7	1,4069	0,01673	0,2	-0,137	0,5141	1
7,5	1,4236	0,01786	0,2	-0,1307	0,4878	1
8	1,438	0,01934	0,2	-0,1247	0,4614	1

DAEDALUS 31



DAEDALUS 31



ANNEXE D

Programme de conception des pales d'hélio

```

function p=vortex(p,sys)

global gamma;

%Vortex
%
% Module de conception d'un rotor en utilisant la méthode des vortex.
% Ce module ne tient pas compte de l'effet de sol.
%
% Dernière modification: 01/11/98 15:10
%
% BUGS:
%
% A faire:
%
% Paramètres d'entrées: Structure p et sys
%                               (voir lire_variable.m pour les paramètres dans ces
structures)
% Paramètres de sortie: Structure p avec les champs
tpitch,tprofil,twa,twt,tphi_alphai,tr,
%
%           tc,tVe,tRe,tCl,tCd,tw0,tF,dL,dD,tddrag,tT,tQ,T et Q.
% Sous-fonctions:               calcul_cl_cd,calcul_wa_wt
%
% CONSTANTES LOCALES:   dae150,dae200 et dae300=Fichiers de paramètres des
profils
%                               sélection des profils
selon les reynolds
%                               Cl choisi pour chaque
profil

% Chargement des fichiers de profils pour les Cl et les Cd
prof150=load('dae150.dat');
prof200=load('dae200.dat');
prof300=load('dae302.dat');
%prof3002=load('dae3002.dat');
cl150=1.0249;%alpha5°1.0249,alpha6°1.1255,alpha4.5°.9727
cl200=1.2577;%alpha5°1.2577,alpha6°1.3455,alpha4.5°1.2078
cl300=1.2805;%alpha5°1.2805,alpha6°1.3718,alpha4.5°1.2307
%cl3002=1.3275;

omega=p.rpm*2*pi/60;           %Vitesse de rotation en rad/s
R=p.D/2;                       %Rayon du rotor

%Calcul de phi en bout de pale
phi_t=atan(p.V/(omega*R));

for en=1:sys.n
%Calcul du rayon et de la corde
    if(en==sys.n) p.tr(en)=R;
    else
        p.tr(en)=p.R1+(en-1)*(R-p.R1)/(sys.n-1);
    end
    p.tc(en)=ellipse(p.R1,p.Cl,R,p.C2,p.tr(en),sys.expo,sys);
end

```

```

%Calcul de F
    if( p.V==0 & p.tr(en)==R) p.tF(en)=0;
else
    if (p.V==0 & p.tr(en)~=R) p.tF(en)=1;
    else p.tF(en)=(2/pi)*acos(exp(-p.B*(1-(p.tr(en)/R))/(2*sin(phi_t))));
    end
end

%Calcul de Re
Vt=omega*p.tr(en);
p.tRe(en)=sys.rho*Vt*p.tc(en)/sys.mu;

%Calcul de Cl,Cd et Cm
if(p.tRe(en) < 120000)
    p.tCl(en)=1.0;
    p.tCd(en)=0.123;
    p.tCm(en)=-0.0966;
    p.tpitch(en)=5.0; %determine le pitch et le profil pour
ansys
    p.tprofil(en)=2; %2 au lieu de 1 pour Dae31 au lieu de 51
else
    if(p.tRe(en) < 175000)
[p.tCl(en),p.tCd(en),p.tpitch(en),p.tCm(en)]=calcul_cl_cd(prof150,cl150);
        p.tprofil(en)=1; %determine le profil pour ansys
    else
        if(p.tRe(en) < 250000) %modif pour avoir le même profil sur toute la
pale 22/01/99
[p.tCl(en),p.tCd(en),p.tpitch(en),p.tCm(en)]=calcul_cl_cd(prof200,cl200);
            p.tprofil(en)=2;
        else
[p.tCl(en),p.tCd(en),p.tpitch(en),p.tCm(en)]=calcul_cl_cd(prof300,cl300);
            p.tprofil(en)=3;
        end
    end
end

%Calcul de wa et wt
if(p.tr(en)==R)
    p.twa(en)=0;
    p.twa2(en)=0;% nouveau 28/12/98
    p.twt(en)=0;
    p.tphi_alphai(en)=phi_t;
    p.tphi_alphai2(en)=phi_t; % nouveau 28/12/98
    p.tw0(en)=0;
    p.tVe(en)=sqrt((p.V+p.twa(en))^2 + (p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-p.twt(en))^2);
    p.tCl(en)=0;
    [s,p.tCd(en),t]=calcul_Cl_Cd(prof200,0);
else
    [p.twa(en),p.twt(en),p.tVe(en)]=calcul_wa_wt(p,en);
    p.tw0(en)=sqrt(p.twa(en)^2+p.twt(en)^2)/cos(atan(p.twt(en)/p.twa(en)));
    p.tphi_alphai(en)=atan((p.V+p.twa(en))/(p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-
p.twt(en)))*180/pi;

```

```

    p.twa2(en)=p.twa(en);% nouveau 28/12/98
    p.tphi_alphai2(en)=p.tphi_alphai(en);% nouveau 28/12/98
    end
end

%Calcul des vecteurs lift et drag, de la poussée et du couple de chaque élément
dr=(R-p.R1)/(sys.n-1);
p.nhyd=0;
for en=1:sys.n
    p.dL(en)=0.5*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)*p.tCl(en)*dr;
    p.dL2(en)=p.dL(en);
    %gamma(en)=p.dL(en)/(sys.rho*p.tVe(en)); % circulation
    p.dD(en)=0.5*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)*p.tCd(en)*dr;
    p.tddrag(en)=p.dD(en); % test de drag pour ansys
    %p.tT(en)=p.dL(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180) -
p.dD(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180);
    %p.tQ(en)=p.tr(en)*(p.dL(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180) +
p.dD(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180));
    p.tT(en)=p.dL(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi/2) +
p.dD(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi);
    p.tQ(en)=-p.tr(en)*(p.dL(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi/2) +
p.dD(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi));

    p.tM(en)=0.5*p.tCm(en)*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)^2*dr-((0.25-
p.axe)*p.tc(en)*p.dL(en));
    p.nhyd=p.nhyd+(p.twa(en)+p.V)*p.tT(en)/(p.tQ(en)*p.rpm*2*pi/60);
end
p.nhyd=p.nhyd/sys.n*100;
%Calcul du couple et de la poussée du rotor
p.T=(2*sum(p.tT)-p.tT(1)-p.tT(sys.n))*p.B/2;
p.Q=(2*sum(p.tQ)-p.tQ(1)-p.tQ(sys.n))*p.B/2;
p.M=(2*sum(p.tM)-p.tM(1)-p.tM(sys.n))/2;

```



```

function c=ellipse(R1,C1,R2,C2,r,expo,sys)

diff=0.01;

x1=sys.x1;
x2=sys.x2;
x3=sys.x3;
d=sys.d;

y1=ell(R1,C1,R2,C2,x1,expo);
y2=ell(R1,C1,R2,C2,x2,expo);
y3=ell(R1,C1,R2,C2,x3,expo);
u=(ell(R1,C1,R2,C2,x1+diff,expo)-ell(R1,C1,R2,C2,x1-diff,expo))/(2*diff);
v=(ell(R1,C1,R2,C2,x2+diff,expo)-ell(R1,C1,R2,C2,x2-diff,expo))/(2*diff);
w=(ell(R1,C1,R2,C2,x3+diff,expo)-ell(R1,C1,R2,C2,x3-diff,expo))/(2*diff);
y2=y2+d;

if(r>=x1 & r<=x2 & d~=0)
    a=[[3*x1^2 2*x1 1 0];[3*x2^2 2*x2 1 0];[x1^3 x1^2 x1 1];[x2^3 x2^2 x2 1]];
    b=[u v y1 y2]';
    coef=a\b;
    c=coef(1)*r^3+coef(2)*r^2+coef(3)*r+coef(4);
else
    if(r>=x2 & r<=x3 & d~=0)
        a=[[3*x2^2 2*x2 1 0];[3*x3^2 2*x3 1 0];[x2^3 x2^2 x2 1];[x3^3 x3^2 x3
1]];
        b=[v w y2 y3]';
        coef=a\b;
        c=coef(1)*r^3+coef(2)*r^2+coef(3)*r+coef(4);
    else
        c=ell(R1,C1,R2,C2,r,expo);
    end
end

function c=ell(R1,C1,R2,C2,r,expo)

invex=1/expo;

for x=1:length(r)
    b=(-R1^invex*C2^invex+R2^invex*C1^invex)/(R2^invex-R1^invex)^expo;
    a=(R2^invex/(1-C2^invex/b^invex))^expo;
    c(x)=(b^invex*(1-r(x)^invex/a^invex))^expo;
end

```

```

function [wa,wt,Ve]=calcul_wa_wt(p,en)
%calcul_wa_wt
%
%   Fait le calcul numérique en utilisant la méthode de Newton de wa,wt et
Ve en
%   utilisant les fonctions fonc1 et fonc2.
%
%   Dernière modification:    01/11/98 15:29
%
%   BUGS:
%
%   A faire:
%
%   Paramètres d'entrées:    structure p=Pale sur lequel on calcule le
downwash
%                               en=élément de la
%   pale sur lequel on calcule le downwash
%   Paramètres de sortie:    Wa,Wt et Ve=downwash et vitesse effective d'entrée
dans le profil
%   Sous-fonctions:         fonc1 et fonc2 (codée dans calcul_wa_wt)
%
%   CONSTANTES LOCALES:    tol=Tolérance pour le calcul numérique
%                               diff=Différence
centré pour la dérivé numérique

% Valeurs de départ du calcul numérique
%if(p.tCl(en)<0)
%   wa2=-1;
%   wt2=1;
%   wa=0;
%   wt=0;
% else
%   wa2=1;
%   wt2=1;
%   wa=0;
%   wt=0;
%end

tol=0.01;
diff=0.01;

while( abs(wa2-wa)>tol | abs(wt2-wt)>tol )
    wa=wa2;
    wt=wt2;
    %Ve
    Ve=sqrt((p.V+wa)^2 + (p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-wt)^2);
    %Wa
    F1=fonc1(wa,wt,Ve,p,en);
    F1_moins=fonc1(wa-diff,wt,Ve,p,en);
    F1_plus=fonc1(wa+diff,wt,Ve,p,en);
    wa2=wa-(F1/((F1_plus-F1_moins)/(2*diff)));
    %Wt
    F2=fonc2(wt,Ve,p,en);
    F2_moins=fonc2(wt-diff,Ve,p,en);
    F2_plus=fonc2(wt+diff,Ve,p,en);

```

```

    wt2=wt-(F2/((F2_plus-F2_moins)/(2*diff)));
end
wa=wa2;
wt=wt2;
Ve=sqrt((p.V+wa)^2 + (p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-wt)^2);

%*****

function y=fonc1(wa,wt,Ve,p,en)

y=8*pi*p.tr(en)*wa*(p.V+wa) -
p.B*p.tc(en)*Ve^2*(p.tCl(en)*((p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-wt)/Ve) -
p.tCd(en)*((p.V+wa)/Ve));

%*****

function y=fonc2(wt,Ve,p,en)

y=8*pi*p.tr(en)*p.tF(en)*wt-p.B*p.tc(en)*p.tCl(en)*Ve;

```

```

function p=offdesign(p,sys,diff_alpha)

profil=['dae150.dat';'dae200.dat';'dae302.dat'];

tol=0.1;
fprintf('\n');
for en=1:sys.n-1
    fprintf('.');
    alpha=p.tpitch(en)+p.tphi_alphai(en)+diff_alpha;

%   if(p.twa(en)~=0)
%       alp_att2=alpha-atan(p.twt(en)/p.twa(en))*180/pi;
%   else
%       alp_att2=alpha-p.tphi_alphai(en);
%   end
%   alp_att1=-1e6;% tu veux pas plutot dire 1e-6

[p.tCl(en),p.tCd(en),p.tCm(en)]=interp_Cl_Cd(p.tRe(en),40,load(profil(p.tprofil
(en),:)));
[p.twa(en),p.twt(en),p.tVe(en)]=calcul_wa_wt(p,en);
phi_alphai=atan2(p.twt(en),p.twa(en))*180/pi;
dalpha_tot=(phi_alphai+40)/alpha-1;
if dalpha_tot >= 0
    alp_att1=-40;
    alp_att2=40;
else
    alp_att1=40;
    alp_att2=-40;
end

while abs(alp_att2-alp_att1)>tol
    alp_att=(alp_att2+alp_att1)/2;

[p.tCl(en),p.tCd(en),p.tCm(en)]=interp_Cl_Cd(p.tRe(en),alp_att,load(profil(p.tp
rofil(en),:)));

if(p.tCl(en) > 0)
    [p.twa(en),p.twt(en),p.tVe(en)]=calcul_wa_wt(p,en);
    phi_alphai=atan2(p.twt(en),p.twa(en))*180/pi;
    dalpha_tot=(phi_alphai+alp_att)/alpha-1;
else
    p.tCl(en)=abs(p.tCl(en));
    [p.twa(en),p.twt(en),p.tVe(en)]=calcul_wa_wt(p,en);
    p.tCl(en)=-p.tCl(en);
    p.twa(en)=-p.twa(en);
    phi_alphai=(atan2(p.twt(en),p.twa(en))-pi)*180/pi;
    dalpha_tot=(phi_alphai+alp_att)/alpha-1;
end
if dalpha_tot < 0
    alp_att1=alp_att;
else
    alp_att2=alp_att;
end

```

```

end

p.tpitch(en)=alp_att2; %j'ai changé p.pitch par p.tpitch pour que
offdesign_hauteur puisse fonctionner
p.tw0(en)=sqrt(p.twa(en)^2+p.twt(en)^2)/cos(atan(p.twt(en)/p.twa(en)));
p.tphi_alphai(en)=atan((p.V+p.twa(en))/(p.rpm*2*pi/60*p.tr(en)-
p.twt(en)))*180/pi;
p.tphi_alphai2(en)=p.tphi_alphai(en);% nouveau pour offdesign_hauteur après
offdesign
p.twa2(en)=p.twa(en);% nouveau pour offdesign_hauteur après offdesign
%non moi j'afficherais les design
end

dr=(p.D/2-p.R1)/(sys.n-1);
p.nhyd=0;
for en=1:sys.n
    p.dL(en)=0.5*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)*p.tCl(en)*dr;
    p.dL2(en)=p.dL(en);% nouveau pour offdesign_hauteur après offdesign
    p.dD(en)=0.5*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)*p.tCd(en)*dr;
    p.tT(en)=p.dL(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi/2) +
p.dD(en)*sin(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi);
    p.tQ(en)=-p.tr(en)*(p.dL(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi/2) +
p.dD(en)*cos(p.tphi_alphai(en)*pi/180+pi));
    p.tM(en)=0.5*p.tCm(en)*sys.rho*p.tVe(en)^2*p.tc(en)^2*dr-((0.25-
p.axe)*p.tc(en)*p.dL(en));
    p.nhyd=p.nhyd+(p.twa(en)+p.V)*p.tT(en)/(p.tQ(en)*p.rpm*2*pi/60);
end
p.nhyd=p.nhyd/sys.n*100;
p.T=(2*sum(p.tT)-p.tT(1)-p.tT(sys.n))*p.B/2;
p.Q=(2*sum(p.tQ)-p.tQ(1)-p.tQ(sys.n))*p.B/2;
p.M=(2*sum(p.tM)-p.tM(1)-p.tM(sys.n))/2;

```

```

function p=design_IGE(p,sys)

%Ratio InGroundEffect/OutGroundEffect

p.IGE_OGE=(16*p.h/(pi*(p.D/2)))^2/(1+(16*p.h/(pi*(p.D/2)))^2); %sur le rayon pour se
rapprocher du horse shoe vortex

for element=1:sys.n
    p.dDi(element)=p.dL(element)*sin(p.tphi_alphai(element)*pi/180);
end

for element=1:sys.n-1
    pourcent_wa(element)=p.twa(element)/(p.V+p.twa(element));
    twa_V=tan(asin(p.IGE_OGE*p.dDi(element)/p.dL(element)))*(p.rpm*2*pi/60*p.tr(element)-
p.twt(element));
    p.twa(element)=twa_V*pourcent_wa(element);
    p.V2(element)=p.V*(1-pourcent_wa(element));%nouveau V pour IGE avec vitesse d'entrée
28/12/98

p.tw0(element)=sqrt(p.twa(element)^2+p.twt(element)^2)/cos(atan(p.twt(element)/p.twa(elem
ent)));

p.tphi_alphai(element)=atan((p.V2(element)+p.twa(element))/(p.rpm*2*pi/60*p.tr(element)-
p.twt(element)))*180/pi;
end
phi_alphai(sys.n)=0;
p.V2(sys.n)=(p.V*p.IGE_OGE);%Nouveau 28/12/98 pour avoir du Ve au dernier élément

dr=(p.D/2-p.R1)/(sys.n-1);
p.nhyd=0;
for element=1:sys.n
    p.tVe(element)=sqrt((p.V2(element)+p.twa(element))^2 + (p.rpm*2*pi/60*p.tr(element)-
p.twt(element))^2);%nouveau Ve pour les profils à l'emplanture qui sont affectés par le
nouveau wa 28/12/98
    p.dL(element)=0.5*sys.rho*p.tVe(element)^2*p.tc(element)*p.tCl(element)*dr;%nouveau dL
à cause du nouveau Ve 28/12/98
    p.dD(element)=0.5*sys.rho*p.tVe(element)^2*p.tc(element)*p.tCd(element)*dr;%nouveau dD
à cause du nouveau Ve 28/12/98
    p.tT(element)=p.dL(element)*cos(p.tphi_alphai(element)*pi/180) -
p.dD(element)*sin(p.tphi_alphai(element)*pi/180);
    p.tQ(element)=p.tr(element)*(p.dL(element)*sin(p.tphi_alphai(element)*pi/180) +
p.dD(element)*cos(p.tphi_alphai(element)*pi/180));
    p.tM(element)=0.5*p.tCm(element)*sys.rho*p.tVe(element)^2*p.tc(element)^2*dr-((0.25-
p.axe)*p.tc(element)*p.dL(element));

p.nhyd=p.nhyd+(p.twa(element)+p.V2(element))*p.tT(element)/(p.tQ(element)*p.rpm*2*pi/60);
end
p.nhyd=p.nhyd/sys.n*100;
p.T=(2*sum(p.tT)-p.tT(1)-p.tT(sys.n))*p.B/2;
p.Q=(2*sum(p.tQ)-p.tQ(1)-p.tQ(sys.n))*p.B/2;
p.M=(2*sum(p.tM)-p.tM(1)-p.tM(sys.n))/2;

```

ANNEXE E

Performance de l'HPH de 0.5mètre à 3mètres

Spécifications de la pale

RPM= 7.0 Diamètre (m)= 35 V (m/s)= 0 Nombre de pales= 2 Hauteur rotor= 3.000
 Corde début (m)= 1.250 Corde fin (m)= 0.100 Rayon début (m)= 0.610
 Exposant= 0.700 Angle Ofdesign= 0.000 Axe rotation= 0.200
 Début spline= 0.000 Milieu spline= 0.000 Fin spline= 0.000 Déplacement= 0.000

Rayon (m)	Corde (m)	phi (deg)	ang (deg)	wa (m/s)	wt (m/s)	Re	Cl	Cd	w0 (m/s)	Ve (m/s)
0.6100	1.2500	9.4176	14.4176	0.0631	0.0669	37775	1.0000	0.1230	0.1341	0.3854
1.4545	1.2325	6.2442	11.2442	0.1091	0.0695	88808	1.0000	0.1230	0.1534	1.0026
2.2990	1.2096	5.0786	10.0786	0.1435	0.0708	137762	1.0249	0.0141	0.1784	1.6208
3.1435	1.1824	4.7637	9.7637	0.1849	0.0851	184141	1.2577	0.0146	0.2241	2.2269
3.9880	1.1516	4.1830	9.1830	0.2077	0.0833	227525	1.2577	0.0146	0.2411	2.8477
4.8325	1.1175	3.7821	8.7821	0.2287	0.0825	267528	1.2805	0.0115	0.2585	3.4675
5.6770	1.0801	3.4340	8.4340	0.2449	0.0799	303779	1.2805	0.0115	0.2710	4.0889
6.5215	1.0397	3.1458	8.1458	0.2585	0.0770	335911	1.2805	0.0115	0.2815	4.7106
7.3660	0.9962	2.8991	7.8991	0.2697	0.0739	363544	1.2805	0.0115	0.2900	5.3325
8.2105	0.9497	2.6823	7.6823	0.2787	0.0705	386283	1.2805	0.0115	0.2965	5.9546
9.0550	0.8999	2.4908	7.4908	0.2858	0.0670	403704	1.2805	0.0115	0.3015	6.5769
9.8995	0.8469	2.3110	7.3110	0.2925	0.0631	415337	1.2805	0.0115	0.3040	7.1995
10.7440	0.7903	2.1431	7.1431	0.2925	0.0589	420653	1.2805	0.0115	0.3044	7.8224
11.5885	0.7299	1.9834	6.9834	0.2923	0.0544	419035	1.2805	0.0115	0.3024	8.4455
12.4330	0.6652	1.8272	6.8272	0.2892	0.0496	409742	1.2805	0.0115	0.2977	9.0689
13.2775	0.5957	1.6735	6.6735	0.2831	0.0444	391840	1.2805	0.0115	0.2900	9.6927
14.1220	0.5204	1.5170	6.5170	0.2731	0.0388	364088	1.2805	0.0115	0.2786	10.3168
14.9665	0.4379	1.3521	6.3521	0.2582	0.0327	324714	1.2805	0.0115	0.2623	10.9414
15.8110	0.3458	1.1693	6.1693	0.2360	0.0258	270882	1.2805	0.0115	0.2389	11.5667
16.6555	0.2389	0.9385	5.9385	0.1997	0.0175	197105	1.2577	0.0146	0.2012	12.1932
17.5000	0.1000	0.0000	5.0000	0.0000	0.0000	86696	0.0000	0.1018	0.0000	12.8282

Poussée (lbs)= 184.589 Puissance (HP)= 0.398 Moment (Nm)= -49.046
 Poussée (N) = 821.051 Rendement hydraulique= 72.114

k:\helios\batch8\PC4907\3082.txt

Spécifications de la pale

RPM= 7 Diamètre (m)= 35 V (m/s)= 0 Nombre de pales= 2 Hauteur rotor= 4.000
 Corde debut (m)= 1.200 Corde fin (m)= 0.100 Rayon debut (m)= 0.610
 Exposant= 0.800 Angle Ofdesign= 30.000 Axe rotation= 0.200
 Début spline= 2.750 Milieu spline= 8.000 Fin spline= 10.000 Déplacement= 0.000

Rayon (m)	Corde (m)	phi (deg)	ang (deg)	wa (m/s)	wt (m/s)	Re	Cl	Cd	w0 (m/s)	Ve (m/s)
0.6100	1.2000	12.3398	17.3398	0.0837	0.0645	36264	1.0000	0.1230	0.1334	0.3917
1.4545	1.1724	8.1232	13.1232	0.1427	0.0662	84479	1.0000	0.1230	0.1735	1.0101
2.2990	1.1400	6.5689	11.5689	0.1864	0.0668	129839	1.0249	0.0141	0.2103	1.6292
3.1435	1.1042	5.5424	10.5424	0.2173	0.0651	171953	1.0249	0.0141	0.2368	2.2497
3.9880	1.0655	5.3578	10.3578	0.2669	0.0771	210506	1.2577	0.0146	0.2892	2.8587
4.8325	1.0243	4.7782	9.7782	0.2899	0.0744	245224	1.2577	0.0146	0.3090	3.4801
5.6770	0.9808	4.3568	9.3568	0.3115	0.0726	275850	1.2805	0.0115	0.3284	4.1007
6.5215	0.9352	3.9717	8.9717	0.3271	0.0693	302138	1.2805	0.0115	0.3418	4.7225
7.3660	0.8874	3.6423	8.6423	0.3395	0.0659	323841	1.2805	0.0115	0.3523	5.3445
8.2105	0.8376	3.3530	8.3530	0.3490	0.0622	340707	1.2805	0.0115	0.3652	5.9666
9.0550	0.7857	3.0934	8.0934	0.3556	0.0584	352470	1.2805	0.0115	0.3675	6.5888
9.8995	0.7317	2.8558	7.8558	0.3593	0.0544	358845	1.2805	0.0115	0.3671	7.2112
10.7440	0.6755	2.6345	7.6345	0.3601	0.0503	359520	1.2805	0.0115	0.3671	7.8338
11.5885	0.6169	2.4247	7.4247	0.3578	0.0460	354139	1.2805	0.0115	0.3637	8.4564
12.4330	0.5557	2.2223	7.2223	0.3521	0.0414	342285	1.2805	0.0115	0.3569	9.0793
13.2775	0.4917	2.0232	7.0232	0.3425	0.0367	323453	1.2805	0.0115	0.3465	9.7023
14.1220	0.4245	1.8231	6.8231	0.3285	0.0317	297002	1.2805	0.0115	0.3316	10.3255
14.9665	0.3534	1.6162	6.6162	0.3088	0.0264	262058	1.2805	0.0115	0.3111	10.9490
15.8110	0.2775	1.3808	6.3808	0.2789	0.0203	217327	1.2577	0.0146	0.2804	11.5731
16.6555	0.1946	1.0173	6.0173	0.2166	0.0116	160581	1.0249	0.0141	0.2172	12.1994
17.5000	0.1000	0.0000	5.0000	0.0000	0.0000	86696	0.0000	0.1018	0.0000	12.8282

Poussée (lbs) = 154.728 Puissance (HP) = 0.393 Moment (Nm) = -36.037
 Poussée (N) = 688.229 Rendement hydraulique = 74.494

Hauteur	Hp up	Hp low	Poussée up	Poussée low	RPM up	RPM low	Alpha up	Alpha low	Torque up	Torque low	HP total	Lift total
0.50	0.24	0.24	199.55	250.19	7.50	7.50	0.00	1.72	230.85	231.63	0.49	449.74
0.50	0.24	0.24	197.33	250.26	7.50	7.50	-0.25	1.64	225.72	224.90	0.47	447.59
0.50	0.23	0.23	194.96	250.27	7.50	7.50	-0.50	1.56	220.90	218.80	0.46	445.23
0.50	0.23	0.23	192.40	250.27	7.50	7.50	-0.75	1.56	216.39	218.80	0.46	442.67
0.50	0.22	0.22	189.76	250.19	7.50	7.50	-1.00	1.41	212.11	207.84	0.44	439.95
0.50	0.22	0.22	187.03	250.19	7.50	7.50	-1.25	1.41	207.97	207.84	0.44	437.22
0.50	0.21	0.22	184.22	250.19	7.50	7.50	-1.50	1.41	203.96	207.84	0.43	434.41
0.50	0.20	0.20	173.49	217.84	7.00	7.00	0.00	1.72	200.54	201.01	0.39	391.33
0.50	0.19	0.20	171.50	217.84	7.00	7.00	-0.25	1.72	196.31	201.01	0.39	389.34
0.50	0.19	0.19	169.37	217.80	7.00	7.00	-0.50	1.56	192.30	189.86	0.38	387.27
0.50	0.19	0.19	167.15	217.80	7.00	7.00	-0.75	1.56	188.41	189.86	0.37	385.06
0.50	0.18	0.18	164.88	217.83	7.00	7.00	-1.00	1.41	184.67	180.31	0.36	382.71
0.50	0.18	0.18	162.52	217.83	7.00	7.00	-1.25	1.41	181.03	180.31	0.36	380.35
0.50	0.17	0.18	160.10	217.83	7.00	7.00	-1.50	1.41	177.52	180.31	0.35	377.92
0.50	0.16	0.16	149.35	187.83	6.50	6.50	0.00	1.72	174.16	174.52	0.32	337.18
0.50	0.16	0.16	147.66	187.83	6.50	6.50	-0.25	1.72	170.58	174.52	0.31	335.49
0.50	0.15	0.15	145.82	187.89	6.50	6.50	-0.50	1.56	167.17	164.85	0.30	333.71
0.50	0.15	0.15	143.92	187.89	6.50	6.50	-0.75	1.56	163.89	164.85	0.30	331.81
0.50	0.15	0.15	141.97	187.89	6.50	6.50	-1.00	1.56	160.75	164.85	0.30	329.87
0.50	0.14	0.14	139.93	187.83	6.50	6.50	-1.25	1.41	157.66	156.62	0.29	327.76
0.50	0.14	0.14	137.84	187.83	6.50	6.50	-1.50	1.41	154.73	156.62	0.28	325.67
1.00	0.30	0.31	195.54	250.32	7.50	7.50	0.00	2.03	286.82	290.87	0.61	445.86
1.00	0.30	0.29	193.06	250.52	7.50	7.50	-0.25	1.88	280.98	276.38	0.59	443.58
1.00	0.29	0.29	190.46	250.52	7.50	7.50	-0.50	1.88	275.25	276.38	0.58	440.98
1.00	0.28	0.28	187.79	250.53	7.50	7.50	-0.75	1.80	269.63	270.23	0.57	438.32
1.00	0.28	0.28	185.06	250.51	7.50	7.50	-1.00	1.72	264.23	264.44	0.56	435.56
1.00	0.27	0.27	182.23	250.30	7.50	7.50	-1.25	1.56	258.95	254.66	0.54	432.63
1.00	0.27	0.27	179.33	250.30	7.50	7.50	-1.50	1.56	253.80	254.66	0.54	429.63
1.00	0.25	0.25	169.90	217.95	7.00	7.00	0.00	2.03	249.46	252.59	0.49	387.85
1.00	0.24	0.24	167.78	218.11	7.00	7.00	-0.25	1.88	244.42	240.20	0.48	385.89
1.00	0.24	0.24	165.54	218.11	7.00	7.00	-0.50	1.88	239.45	240.20	0.47	383.65
1.00	0.23	0.23	163.22	218.13	7.00	7.00	-0.75	1.80	234.60	234.73	0.46	381.35
1.00	0.23	0.23	160.86	218.11	7.00	7.00	-1.00	1.72	229.92	229.56	0.45	378.97
1.00	0.22	0.22	158.39	217.92	7.00	7.00	-1.25	1.56	225.30	221.15	0.44	376.31
1.00	0.22	0.22	155.86	217.92	7.00	7.00	-1.50	1.56	220.80	221.15	0.43	373.77

0,4hp35up35low.xls

1.00	0.20	0.20	146.28	187.93	6.50	6.50	0.00	2.03	216.30	218.93	0.40	334.21
1.00	0.19	0.19	144.46	188.07	6.50	6.50	-0.25	1.88	212.05	208.18	0.38	332.53
1.00	0.19	0.19	142.53	188.07	6.50	6.50	-0.50	1.88	207.92	208.18	0.38	330.60
1.00	0.19	0.19	140.54	188.07	6.50	6.50	-0.75	1.88	203.70	208.18	0.38	328.61
1.00	0.18	0.18	138.51	188.07	6.50	6.50	-1.00	1.72	199.76	199.16	0.36	326.58
1.00	0.18	0.18	136.37	187.90	6.50	6.50	-1.25	1.56	195.84	191.85	0.35	324.27
1.00	0.18	0.18	134.18	187.90	6.50	6.50	-1.50	1.56	192.06	191.85	0.35	322.09
1.50	0.36	0.36	191.00	250.86	7.50	7.50	0.00	2.03	340.69	337.65	0.71	441.86
1.50	0.35	0.35	188.38	250.86	7.50	7.50	-0.25	2.03	333.76	337.65	0.71	439.23
1.50	0.34	0.35	185.66	250.52	7.50	7.50	-0.50	1.88	326.92	328.63	0.69	436.18
1.50	0.34	0.33	182.86	249.08	7.50	7.50	-0.75	1.56	320.18	315.86	0.67	431.94
1.50	0.33	0.33	180.01	249.08	7.50	7.50	-1.00	1.56	313.66	315.86	0.66	429.09
1.50	0.32	0.32	177.07	246.76	7.50	7.50	-1.25	1.25	307.23	306.13	0.65	423.83
1.50	0.32	0.31	174.07	243.92	7.50	7.50	-1.50	0.94	300.92	297.70	0.63	417.98
1.50	0.29	0.29	166.01	218.37	7.00	7.00	0.00	2.03	296.22	293.46	0.68	394.38
1.50	0.29	0.28	163.74	219.05	7.00	7.00	-0.25	1.88	290.25	285.76	0.57	381.79
1.50	0.28	0.28	161.37	218.05	7.00	7.00	-0.50	1.88	284.33	285.76	0.56	379.42
1.50	0.27	0.27	158.93	216.70	7.00	7.00	-0.75	1.56	278.52	274.71	0.54	375.64
1.50	0.27	0.27	156.45	216.70	7.00	7.00	-1.00	1.56	272.87	274.71	0.54	373.16
1.50	0.26	0.26	153.88	214.63	7.00	7.00	-1.25	1.25	267.24	266.51	0.52	368.51
1.50	0.26	0.26	151.26	214.63	7.00	7.00	-1.50	1.25	261.73	266.51	0.52	365.88
1.50	0.23	0.23	142.83	188.29	6.50	6.50	0.00	2.03	256.62	264.10	0.47	331.22
1.50	0.23	0.23	140.99	188.00	6.50	6.50	-0.25	1.88	251.57	247.42	0.46	328.99
1.50	0.22	0.23	138.94	188.00	6.50	6.50	-0.50	1.88	246.51	247.42	0.45	326.84
1.50	0.22	0.22	136.84	186.84	6.50	6.50	-0.75	1.56	241.57	237.91	0.44	323.68
1.50	0.22	0.22	134.71	186.84	6.50	6.50	-1.00	1.56	236.81	237.91	0.43	321.55
1.50	0.21	0.21	132.48	185.04	6.50	6.50	-1.25	1.25	232.01	230.66	0.42	317.52
1.50	0.21	0.21	130.21	185.04	6.50	6.50	-1.50	1.25	227.37	230.66	0.42	315.25
2.00	0.41	0.40	186.40	242.06	7.50	7.50	0.00	1.25	388.17	384.27	0.81	428.46
2.00	0.40	0.40	183.64	242.06	7.50	7.50	-0.25	1.25	380.18	384.27	0.80	425.70
2.00	0.39	0.39	180.82	238.76	7.50	7.50	-0.50	0.94	372.29	374.56	0.79	419.58
2.00	0.38	0.38	177.92	235.23	7.50	7.50	-0.75	0.63	364.47	364.99	0.77	413.14
2.00	0.38	0.37	174.97	231.54	7.50	7.50	-1.00	0.31	356.86	355.73	0.75	406.51
2.00	0.37	0.36	171.95	227.64	7.50	7.50	-1.25	0.00	349.33	346.57	0.73	399.59
2.00	0.36	0.36	168.90	227.64	7.50	7.50	-1.50	0.00	341.84	346.57	0.72	396.54

0,4hnp3sup3slow.xls

2.00	0.33	0.33	161.99	210.52	7.00	7.00	0.00	1.25	337.45	334.63	0.66	372.51
2.00	0.32	0.33	159.61	210.52	7.00	7.00	-0.25	1.25	330.59	334.63	0.65	370.13
2.00	0.32	0.32	157.15	207.64	7.00	7.00	-0.50	0.94	323.74	326.13	0.64	364.78
2.00	0.31	0.31	154.62	204.58	7.00	7.00	-0.75	0.63	317.00	317.81	0.62	359.20
2.00	0.31	0.30	152.06	201.56	7.00	7.00	-1.00	0.31	310.41	309.72	0.61	353.42
2.00	0.30	0.30	149.42	198.00	7.00	7.00	-1.25	0.00	303.81	301.85	0.60	347.42
2.00	0.29	0.30	146.75	198.00	7.00	7.00	-1.50	0.00	297.36	301.85	0.59	344.75
2.00	0.27	0.26	139.48	181.49	6.50	6.50	0.00	1.25	292.17	298.10	0.53	320.97
2.00	0.26	0.26	137.43	181.49	6.50	6.50	-0.25	1.25	286.35	289.10	0.53	318.92
2.00	0.26	0.26	135.30	179.01	6.50	6.50	-0.50	0.94	280.49	281.76	0.51	314.31
2.00	0.25	0.25	133.12	176.36	6.50	6.50	-0.75	0.63	274.77	274.56	0.50	309.48
2.00	0.25	0.24	130.92	173.60	6.50	6.50	-1.00	0.31	269.19	267.61	0.49	304.52
2.00	0.24	0.24	128.63	170.67	6.50	6.50	-1.25	0.00	263.57	260.70	0.48	299.30
2.00	0.24	0.24	126.32	170.67	6.50	6.50	-1.50	0.00	258.10	260.70	0.47	296.99
2.50	0.45	0.45	182.00	225.28	7.50	7.50	0.00	0.31	427.99	426.63	0.90	407.28
2.50	0.44	0.44	178.17	221.17	7.50	7.50	-0.25	0.00	419.03	414.68	0.88	400.34
2.50	0.43	0.44	176.25	221.17	7.50	7.50	-0.50	0.00	410.20	414.68	0.87	397.42
2.50	0.42	0.43	173.28	217.04	7.50	7.50	-0.75	-0.31	401.35	404.19	0.85	390.32
2.50	0.41	0.41	170.28	212.72	7.50	7.50	-1.00	-0.63	392.78	393.91	0.83	383.00
2.50	0.40	0.40	167.23	208.33	7.50	7.50	-1.25	-0.94	384.30	383.77	0.81	376.56
2.50	0.40	0.39	164.15	203.83	7.50	7.50	-1.50	-1.25	376.00	373.92	0.79	367.98
2.50	0.37	0.36	158.16	195.81	7.00	7.00	0.00	0.31	372.05	370.53	0.73	354.07
2.50	0.36	0.35	155.71	192.37	7.00	7.00	-0.25	0.00	364.35	361.13	0.71	348.08
2.50	0.35	0.35	153.17	192.37	7.00	7.00	-0.50	0.00	356.68	361.13	0.71	345.54
2.50	0.34	0.35	150.58	188.74	7.00	7.00	-0.75	-0.31	349.06	351.84	0.69	339.32
2.50	0.34	0.34	147.97	184.98	7.00	7.00	-1.00	-0.63	341.64	342.80	0.67	332.95
2.50	0.33	0.33	145.30	181.10	7.00	7.00	-1.25	-0.94	334.20	333.85	0.66	326.40
2.50	0.32	0.32	142.61	177.23	7.00	7.00	-1.50	-1.25	326.86	325.43	0.64	319.84
2.50	0.29	0.29	138.18	168.90	6.50	6.50	0.00	0.31	321.99	319.97	0.59	305.08
2.50	0.29	0.28	134.08	165.81	6.50	6.50	-0.25	0.00	315.46	311.73	0.57	299.89
2.50	0.28	0.28	131.87	162.71	6.50	6.50	-0.50	0.00	308.90	311.73	0.57	297.68
2.50	0.28	0.28	129.64	158.46	6.50	6.50	-0.75	-0.31	302.42	303.84	0.55	292.35
2.50	0.27	0.27	127.39	155.14	6.50	6.50	-1.00	-0.63	296.14	296.08	0.54	286.86
2.50	0.26	0.26	125.08	151.77	6.50	6.50	-1.25	-0.94	289.79	288.43	0.53	281.21
2.50	0.26	0.26	122.75	152.77	6.50	6.50	-1.50	-1.25	283.64	281.10	0.52	275.52

0.4hps3sup3slow.xls

3.00	0.48	0.49	178.05	210.49	7.50	7.50	0.00	-0.31	460.46	461.89	0.97	388.53
3.00	0.47	0.47	175.09	208.10	7.50	7.50	-0.25	-0.63	450.70	449.79	0.95	381.19
3.00	0.46	0.46	172.14	201.62	7.50	7.50	-0.50	-0.94	440.97	437.99	0.93	373.76
3.00	0.45	0.45	169.13	197.10	7.50	7.50	-0.75	-1.25	431.34	426.39	0.90	366.24
3.00	0.44	0.45	166.11	197.10	7.50	7.50	-1.00	-1.25	421.95	426.39	0.89	363.22
3.00	0.43	0.44	163.05	192.52	7.50	7.50	-1.25	-1.56	412.68	415.24	0.87	355.57
3.00	0.42	0.43	159.94	187.88	7.50	7.50	-1.50	-1.88	403.62	404.20	0.85	347.83
3.00	0.39	0.40	154.72	183.03	7.00	7.00	0.00	-0.31	400.26	402.04	0.79	337.75
3.00	0.39	0.38	152.16	179.21	7.00	7.00	-0.25	-0.63	391.86	391.40	0.77	331.37
3.00	0.38	0.37	149.59	175.26	7.00	7.00	-0.50	-0.94	383.42	380.98	0.75	324.85
3.00	0.37	0.36	146.97	171.38	7.00	7.00	-0.75	-1.25	375.12	371.07	0.73	318.35
3.00	0.36	0.36	144.35	171.38	7.00	7.00	-1.00	-1.25	366.99	371.07	0.73	315.73
3.00	0.35	0.36	141.67	167.37	7.00	7.00	-1.25	-1.56	358.87	361.32	0.71	309.04
3.00	0.34	0.35	138.95	163.31	7.00	7.00	-1.50	-1.88	350.96	351.70	0.69	302.26
3.00	0.32	0.32	133.21	157.79	6.50	6.50	0.00	-0.31	346.32	347.09	0.63	291.00
3.00	0.31	0.31	131.01	154.49	6.50	6.50	-0.25	-0.63	339.20	337.96	0.62	285.50
3.00	0.30	0.30	128.79	151.10	6.50	6.50	-0.50	-0.94	331.98	329.06	0.60	279.89
3.00	0.30	0.29	126.52	147.73	6.50	6.50	-0.75	-1.25	324.91	320.43	0.59	274.25
3.00	0.29	0.29	124.26	147.73	6.50	6.50	-1.00	-1.25	318.02	320.43	0.58	271.89
3.00	0.28	0.28	121.94	144.29	6.50	6.50	-1.25	-1.56	311.08	312.08	0.57	266.23
3.00	0.28	0.28	119.59	140.80	6.50	6.50	-1.50	-1.88	304.35	303.81	0.55	260.38

ANNEXE F

Propriété de la fibres de carbone

JUL 26 1999 16:49 FR NFGS

6039260598 TO 15143968530

P.01/08

Northern Fiber Glass Sales, Inc.**- Fax -****Date:** 26 July, 1999 **Cover plus:** page(s)**To:** Simon Joncas
Company: Ecole de technology Superieure
Fax:**From:** Timothy Sullivan
e-mail: tjs@nfgsales.com
Fax: 603-926-0598**Subject:** Quote

Simon, we are trying to cut a 3 week lead down to just over 1 week , at a "shut-down" summer period. but here goes :

Newport Uni-Carbon Prepreg: NCT 301-1-G150FAW-(34-700 Fiber, 12K) @ 35% RC +/- 3%
Normal \$22.50/Lb USD

Special for Helios ; \$17.50/Lb and we have a 24.5 and 95.8 lb roll = 120.3 net Lbs available for shipment in 8-9-10 days, a rush shipment. FOB Irvine, California.

Ships via Air Courier your choice : Fedex, Emery etc 1 or 2 day service.

Note: Newport will scramble and donate the prepreg at near cost only if you prepay for the material by fedexing a US Funds check for the prepreg. The freight is collect, so you need to issue Newport Ecole's FEDEX/Emery shipping account number and the carrier will invoice Ecole for the freight expense. Gross shipping weight total 150-170 Lbs and you can phone fedex/emery for a freight rate quote to determine Freight Cost to Ecole.

Newport is not interested in your establishing an open credit acct since : A) takes 2-3 weeks and B) you will only buy this one time and the cost to establish a new customer account is \$\$2-300.00 US.

I hope this helps.

Best regards,

Tim

Document7

102 Tide Mill Road, P.O. Box 2010, Hampton, New Hampshire 03842
Tel: (603)-926-1910 Fax: (603)-926-0598
Visit our website: www.nfgsales.com

JUL 26 1999 16:49 FR NFGS

6039260598 TO 15143968530

P.02/06



NCT-301
 PRODUCT DATA SHEET
 JUNE 1993 REVISION

UNIDIRECTIONAL TAPE

PRODUCT DESCRIPTION - NCT-301 (Fiber Aerial Weight)

NCT-301 is a long out time, highly toughened epoxy impregnated tape containing unidirectional fiber reinforcements. It is recommended for the preparation of tubular and laminated products which are prepared by a shrink tape or similar low pressure process, or where higher pressures of laminating require that excessive resin flow not be encountered. NCT-301 is designed to cure within a short time (10 to 60 minutes) at temperatures of 250° F to 300° F.

NCT-301 can be supplied with any of the commercially available graphite, aramid, or fiberglass roving. Tape widths up to 36 inches are available in fiber weights ranging from 80 to 250 gm/m². It can also be supplied with a lightweight supporting glass scrim or graphite mat on one side.

Example: The product name of impregnated unidirectional tape using NCT-301 resin on graphite with a fiber aerial weight requirement of 120 gm/m² using 108 glass scrim is : NCT-301-G120/108.

TYPICAL PHYSICAL CHARACTERISTICS OF GRAPHITE TAPE

Fiber Weight Range:	80 to 250 gm/m ² (specified nominal \pm 5gm/m ²)
Resin Content Range:	34 to 55% (specified nominal \pm 3%)
Volatile Content:	Less than 1.0%
Gel Time:	10-16 minutes @ 220° F 4-8 minutes @ 250° F 2-3 minutes @ 285° F
Warranty Period:	90 days from date of shipment @ 40° F or below
Out Time:	21 days @ 75° F maximum

PROCESSING

NCT-301 can be molded in a hot platen press, autoclave, or matched metal tools. Molding procedures, bleeder techniques, and cure cycles can be varied to enable the user to attain the proper flow characteristics needed in obtaining the desired fiber volume in the part.

It is recommended that the user consult with NEWPORT ADHESIVES AND COMPOSITES, INC., so that we may be of assistance in developing a process for the specific application.



NCT-301
PRODUCT DATA SHEET
JUNE 1993 REVISION

MECHANICAL PROPERTIES

The following mechanical properties are average values obtained with NCT-301 graphite fibers. All values are based on a 30 minute cure at 285° F with 50 psi, and normalized at a 60% fiber volume.

	<u>32 Million Mod Graphite</u>	<u>Kevlar</u>	<u>S-Glass</u>	<u>E-Glass</u>
Flexural Strength @ RT	227 Ksi	96 Ksi	237 Ksi	193 Ksi
Flexural Strength @ 160° F	207 Ksi			
Flexural Strength @ 200° F	162 Ksi			
Flexural Modulus @ RT	18.1 Msi	10 Msi	8.1 Msi	6.5 Msi
Flexural Modulus @ 160° F	16.5 Msi			
Flexural Modulus @ 200° F	12.9 Msi			
Short Beam Shear @ RT	14.3 Ksi	9.5 Ksi	12.5 Ksi	12.5 Ksi
Short Beam Shear @ 160° F	13.0 Ksi			
Short Beam Shear @ 200° F	10.2 Ksi			
Tensile Straight @ RT	320 Ksi			
Tensile Modulus @ RT	19.0 Msi			
Compressive Strength @ RT	169 Ksi			

Product data and parameters cited in this publication have been obtained in NEWPORT ADHESIVES AND COMPOSITES, INC., laboratories using the material under carefully controlled conditions. The information, therefore, is believed to be indicative of representative properties obtainable. NEWPORT ADHESIVES AND COMPOSITES, INC., cannot accept responsibility for the misapplication of these products, nor for their use under uncontrolled conditions. Numerical values resulting from the application of this material are dependent on processing details. It is recommended that the user develop his/her own application techniques and generate data consistent with his/her specific application and process.

JUL 26 1999 16:49 FR NFGS

6039260598 TO 15143968530

P.04/08



HC-301 CURE (Time versus Temperature)
 [In platen press @ 2 to 15 bars-Add 30 min.-Oven cure]

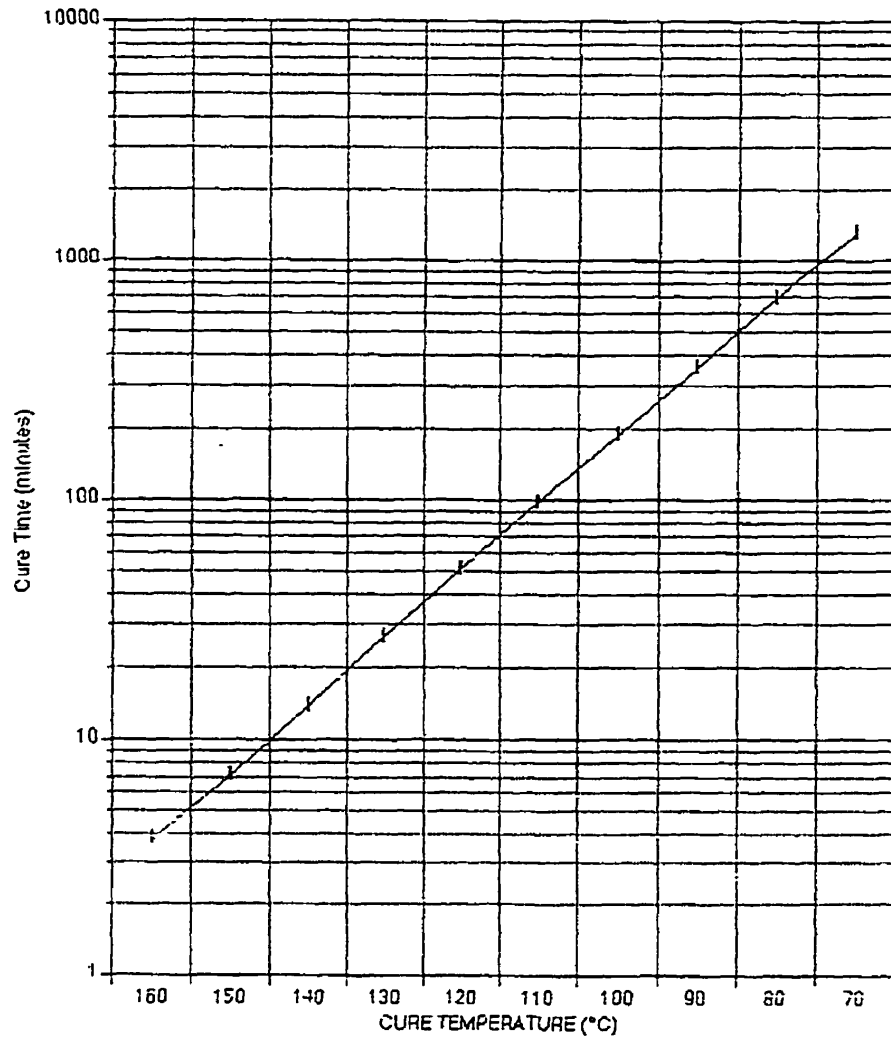


CHART #1

JUL 26 1999 16:50 FR NFGS

6039260598 TO 15143968530

P.05/08



NC-301 GEL TIME

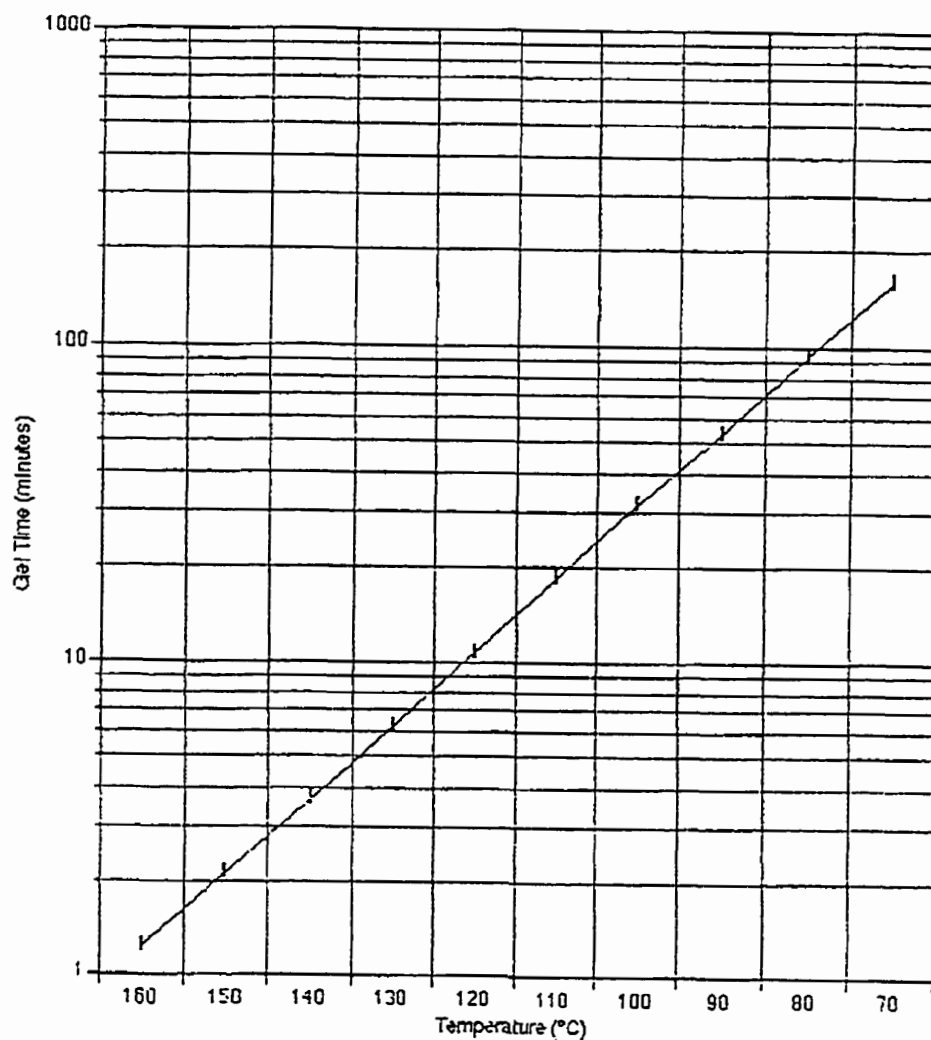


CHART #2

JUL 26 1999 16:50 FR NFGS

6839260598 TO 15143968538

P.06/08



NC-301 VISCOSITY

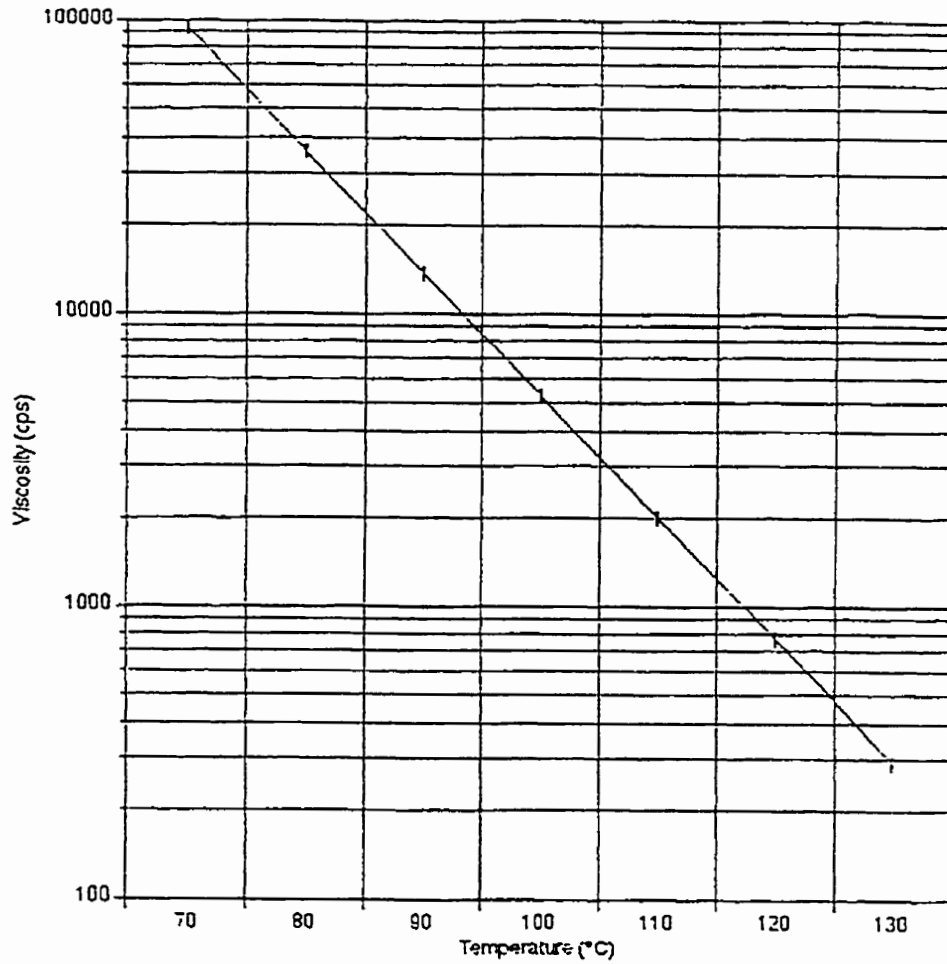


CHART #3

NEWPORT ADHESIVES AND COMPOSITES, INC. 10000 W. 10TH AVENUE, DENVER, CO 80202-1000

JUL 26 1999 16:50 FR NFGS

6039260598 TO 15143968530

P.07/28



NC-301 Catalyzed Viscosity
Heating Rate @ 1°C/minute

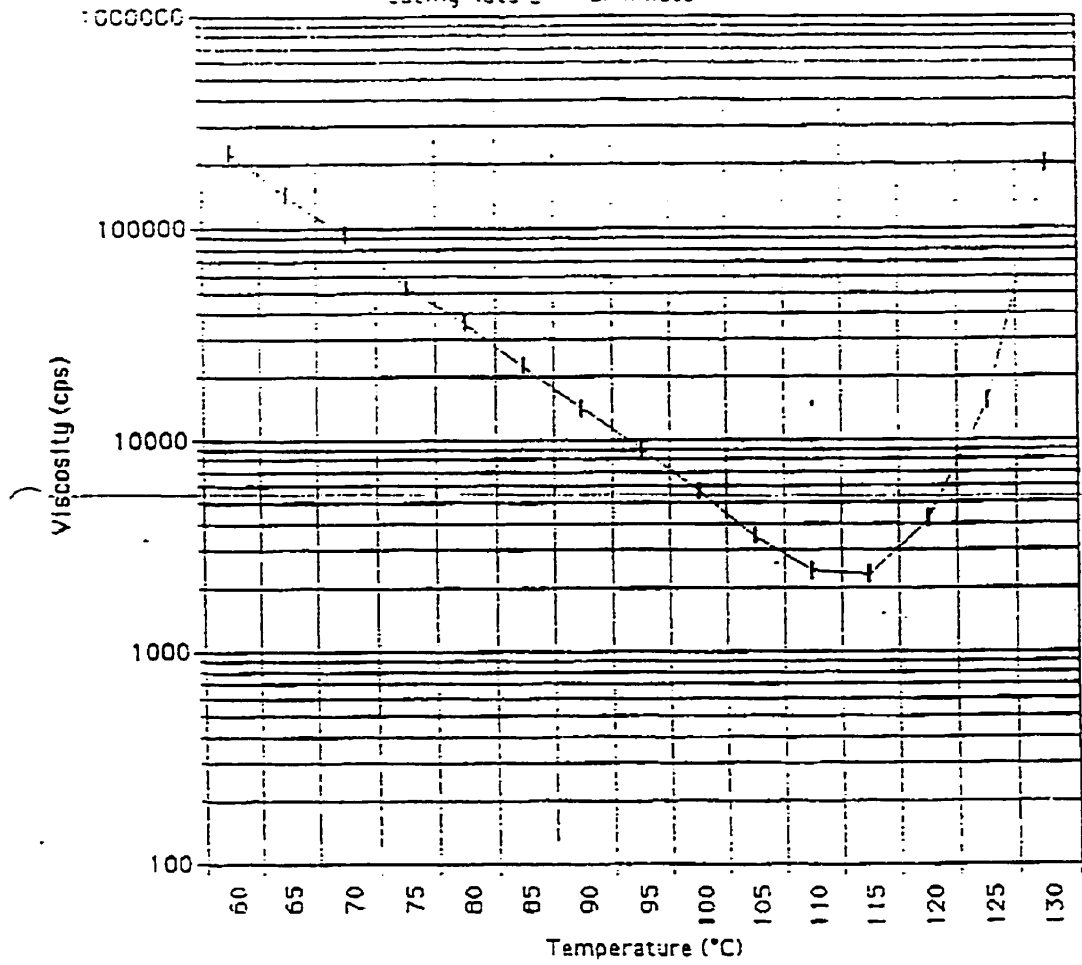


CHART #4

17390 Mt. Cliffwood Circle • Fountain Valley, CA 92708 • (714) 979-5250 • FAX (714) 641-7358 • Telex 285677 NANC UR