

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MEMOIRE DE MAÎTRISE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

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

PAR
ALEXIS MICHAUD

CONCEPTION ET FABRICATION D'UN HÉLICOPTÈRE À PROPULSION
HUMAINE

MONTREAL, 4 AVRIL 2001

© droits réservés de Alexis Michaud 2000

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

- **M. Anh Dung Ngô, professeur**
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure
- **M. Youssef A. Youssef**
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure
- **Mme. Françoise Marchand**
Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure

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

LE 11 OCTOBRE 2000

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

CONCEPTION ET FABRICATION D'UN HÉLICOPTÈRE À PROPULSION HUMAINE

Alexis Michaud

(Sommaire)

Hélios est le projet de maîtrise de quatre étudiants qui ont tenté de fabriquer un hélicoptère à propulsion humaine dans le but de relever le défi Igor Sikorsky. Ce projet est divisé en quatre parties qui sont dirigées par chacun de ces étudiants :

- Aérodynamique et fabrication des pales
- Modélisation et contrôle de l'hélicoptère
- Électronique servant au contrôle de l'hélicoptère
- Mécanique générale de l'hélicoptère

Ce travail couvre la majorité des concepts mécaniques du projet Hélios. Il débute avec une explication des principaux concepts de base qui régissent le projet et les concepts des mécanismes qui n'ont pas encore été complètement développés. Par la suite, il traite des parties mécaniques suivantes qui ont été développées par l'auteur, dans le cadre de ce travail de recherche.

- *Banc d'essai pour pédaleurs* : Cet outil développé et fabriqué par l'équipe est utilisé pour analyser et entraîner les pédaleurs qui mouvront l'hélicoptère. Ce banc d'essai est opérationnel et remplit parfaitement ses fonctions.
- *Mode de transmission d'énergie* : Cette partie traite du mécanisme qui transmet l'énergie du pédalier aux rotors.
- *Fixation des pales* : Il sera question des paliers utilisés pour retenir les pales et des concepts du rotor.
- *Mécanisme de pas variable* : Ce mécanisme est utilisé pour faire varier l'angle d'attaque des pales durant le vol. Un prototype a été fabriqué, mais malheureusement il a présenté plusieurs problèmes lors des essais. Les principaux problèmes se sont manifestés au niveau du choix des paliers et de l'utilisation de vis

sans fin comme mécanisme de pivotement des pales. Un tout nouveau concept doit maintenant voir le jour pour que le mécanisme de pas variable soit fonctionnel.

- *Couplage rotatif électrique* : Ce dispositif permet une communication entre l'ordinateur et le mécanisme de pas variable sur les rotors. Un prototype a déjà été fabriqué et il est fonctionnel.

REMERCIEMENTS

J'aimerais remercier les personnes qui m'ont encouragé sans relâche durant toute la gestation et la réalisation de ce projet. Il y a d'abord ma femme Julie Thibodeau, qui a été d'une aide précieuse pendant la correction de ce mémoire, pour son support moral et sa patience incroyables durant ma participation au projet Hélios. Puis, je voudrais remercier Simon Joncas, Christian Belleau, Jean-François Boland et Daniel Côté qui ont su trouver les mots et les gestes afin d'alimenter ma motivation dans les moments plus difficiles de la conception du projet.

De plus, je remercie fortement mon directeur de recherche, M. Anh-Dung Ngô ainsi que le département de génie mécanique de l'ÉTS qui ont cru au projet et qui nous ont fournis les outils et l'encouragement qui nous a permis de mener ce projet à fond.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
SOMMAIRE	i
REMERCIEMENTS	iii
LISTE DES TABLEAUX.....	vii
LISTE DES FIGURES.....	viii
INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 1: Le projet Hélios	3
1.1 L'équipe	3
1.2 Le projet Hélios.....	3
1.2.1 Épreuve	4
1.2.2 Historique.....	4
CHAPITRE 2: Généralités du projet.....	6
2.1 Nombre de pédaleurs	6
2.1.1 Effort de groupes.....	7
2.2 Rotor et pales	8
2.2.1 Configurations possibles.....	8
2.2.2 Critères de sélection.....	15
2.3 Discussion	18
2.4 Propulsion et position de l'occupant.....	19
2.5 Nacelle et train d'atterrissage.....	20
2.6 Système de contrôle de la position.....	20
2.7 Système de contrôle du pas variable	21
CHAPITRE 3: Banc d'essai pour pédaleurs	23
3.1 Possibilité de faire pédaler de 1 à 7 pédaleurs simultanément avec liaison mécanique entre les 7 pédaliers	24

3.1.1 Conception mécanique.....	25
3.2 Charge variable contrôlée par ordinateur	32
3.2.1 Solutions	32
3.3 Possibilité de changer le ratio des pédaliers indépendamment	33
3.3.1 Solution.....	34
3.4 Mesure et acquisition de données	34
3.4.1 Solution.....	34
3.5 Sièges réglables.....	36
3.5.1 Solution.....	36
3.6 Pertes mécaniques.....	37
3.7 Discussion	38
CHAPITRE 4: Mode de transmission d'énergie.....	40
4.1 Efforts transmis	42
4.2 Modes de transmission.....	43
4.2.1 Transmission par engrenages	43
4.2.2 Transmission hydraulique	48
4.2.3 Transmission par chaîne	49
4.2.4 Transmission par câble	52
4.3 Recommandations.....	52
CHAPITRE 5: Fixation des pales	55
5.1 Hélicoptères de transport	55
5.2 Caractéristiques des pales d'Hélios	57
5.3 Encastrement des pales	59
5.3.1 Efforts transmis.....	59
5.4 Rotor	60
CHAPITRE 6: Mécanisme de pas variable.....	63

6.1 Avantages de l'utilisation d'un pas variable sur un hélicoptère à propulsion humaine.....	63
6.2 Caractéristiques techniques.....	66
6.3 Pas variables collectif et cyclique	68
6.4 Aspects techniques.....	69
6.5 Conception du mécanisme de pas variable	70
6.5.1 Mécanisme de pivotement des pales.....	70
6.5.2 Choix du mécanisme.....	74
6.5.3 Choix des moteurs	75
6.5.4 Lecture de l'angle d'attaque.....	79
6.5.5 Fixation des pales.....	81
6.6 Construction des prototypes.....	84
6.6.1 Modélisation par la méthode des éléments finis (MEF)	85
6.7 Essais et résultats	88
6.8 Recommandations.....	92
CHAPITRE 7: Couplage électrique rotatif	95
7.1 Conception	96
7.2 Essais et résultats	98
CONCLUSION	99
BIBLIOGRAPHIE	101
ANNEXES	101
A: Membres de l'équipe Hélios	102
B: Règlements du défi Igos Sikorski	105
C: Graphiques de puissance des pédaleurs	108
D: Propriétés des matériaux	115
E: Moteurs Maxon	121

LISTE DES TABLEAUX

	Page
2-1 Matrice des décisions.....	18
3-1 Estimation des efforts de torsion dans les composantes mécaniques du banc d'essai pour pédaleurs.....	25
3-2 Données des engrenages utilisées dans la fabrication du banc d'essai	29
3-3 Puissance perdue par rapport à la vitesse de rotation	37
3-4 Pertes mécaniques mesurées.....	38
4-1 Puissance, vitesse de rotation et couple transmis dans les principales composantes du système de propulsion.....	43
4-2 Engrenages pouvant être utilisés au niveau du rotor	45
4-3 Avantages et inconvénients de chaque type de transmission	53
6-1 Couples et vitesses de rotation transmis par le mécanisme de vis sans fin avec un ratio de 360:1 et une efficacité globale évaluée à 60%.....	76
6-2 Couples et vitesses de rotation transmis par le moteur Maxon et le réducteur avec un ratio de 84:1 avec une efficacité de 73%	77
6-3 Couples et vitesses de rotation générés par le moteur Maxon et transmis au mécanisme de vis sans fin avec un ratio de 360:1 et une efficacité globale évaluée à 60%	79

LISTE DES FIGURES

	Page
1-1 Concept d'hélicoptère à propulsion humaine de Léonard DeVinci.....	3
1-2 Avion à propulsion humaine Daedalus.....	5
2-1 Esquisse de l'hélicoptère Hélios	6
2-2 Configuration à rotors contrarotatifs sous la nacelle	9
2-3 Configuration à rotors contrarotatifs avec nacelle centrale	10
2-4 Configuration à rotors contrarotatifs sur la nacelle	11
2-5 Configuration avec rotor simple avec entraînement en bout de pale.....	12
2-6 Configuration avec rotor simple avec hélice de queue	13
2-7 Configuration à quatre rotors.....	14
2-8 Types d'HPH	15
3-1 Banc d'essai pour pédaleurs	23
3-2 Principales composantes du banc d'essai pour pédaleurs.....	26
3-3 Schéma du boîtier d'engrenages	31
4-1 Transmission de l'énergie du pédalier aux rotors.....	41
4-2 Forces transmises par une dent d'engrenage	44
5-1 Forces produites par les pales	55
5-2 Équilibre des forces	56
5-3 Forces transmises dans les pales.....	57
5-4 Pale entière.....	58
5-5 Efforts verticaux transmis par la pale	60
5-6 Parties générales du rotor.....	61
5-7 Bris occasionné par un effort de 125% de la charge de vol.....	62

6-1	Concept d'arbre avec paliers lisses.....	70
6-2	Mécanisme à courroie ou chaîne	71
6-3	Mécanisme à actuateur linéaire.....	72
6-4	Exemple de mouvement du mécanisme de PV utilisant un actuateur linéaire	72
6-5	Mécanisme à vis sans fin	73
6-6	Exemple de mouvement du mécanisme de PV utilisant une vis sans fin	73
6-7	Moteur et réducteur.....	78
6-8	Montage avec potentiomètre 10 tours.....	80
6-9	Montage avec potentiomètre 20 tours.....	81
6-10	Principales parties intervenant dans la fixation des pales.....	82
6-11	Arbre de pale avec support à palier	83
6-12	Nouveau montage de paliers avec bague	84
6-13	Mécanisme de pas variable	85
6-14	Efforts dans le support de pas variable	86
6-15	Contraintes transmises dans l'engrenage de vis	87
6-16	Forces appliquées sur le prototype	88
6-17	Mouvement mesuré de l'engrenage de vis	91
6-18	Nouveau système de palier avec roulements à billes.....	93
6-19	Schéma du nouveau mécanisme de pas variable	93
6-20	Nouveau mécanisme de pas variable	94
7-1	Couplage électrique rotatif	96
7-2	Vue explosée du couplage	97

INTRODUCTION

Hélicoptère provient du grec *helix* pour spirale et *pteron* pour aile. C'est un giravion dont la ou les voilures tournantes assurent à la fois la sustentation et la translation pendant toute la durée du vol.

Hélios est une divinité grecque, fils d'Hypérion et de Theia. On sait qu'Hélios après avoir été noyé dans l'océan par ses oncles les Titans, avait été transporté dans le ciel où il était devenu l'astre lumineux.

Fidèle à l'histoire de cette divinité et au pouvoir de voler des hélicoptères, le projet Hélios est né en janvier 1998 à l'École de technologie supérieure (ÉTS) du fruit de la motivation de quelques étudiants bacheliers, tous d'anciens membres de l'équipe de sous-marins à propulsion humaine Omer. Le projet Hélios est donc la dernière entreprise d'un groupe d'étudiants de l'École de technologie supérieure qui s'est intéressé successivement, au cours des six dernières années, à la conception et à la fabrication de sous-marins à propulsion humaine, puis à celle d'hélicoptères à propulsion humaine. Après avoir remporté plusieurs prix à la barre de leur chef d'œuvre sous-marin, ces derniers ont décidé de poursuivre leurs recherches dans l'optimisation de la performance humaine et de participer à une nouvelle aventure en fabriquant cette fois-ci un hélicoptère à propulsion humaine. Leur succès peut être attribué, d'une part, à leur philosophie conceptuelle avant-gardiste visant à marier l'électronique à la mécanique et, d'autre part, à la participation de commanditaires importants comme Bombardier division Canadair. Avec de telles cartes en mains, l'équipe d'Omer a d'abord su se démarquer en remportant tous les records de vitesse lors de compétitions internationales de submersibles à propulsion humaine monoplaces (Omer 3) et biplaces (Omer 2). Mais n'étant pas terminé, l'Hélicoptère à Propulsion Humaine (HPH) Hélios

n'a pas encore subi la critique des juges du concours qui motive sa construction. Néanmoins, l'atteinte d'un objectif tel que celui de faire voler un engin mu uniquement par la force de muscles humains avait déjà éveillé, chez quatre membres de l'équipe Omer, le désir de pousser les limites de la propulsion humaine à un niveau supérieur, d'où la naissance du projet. Ce mémoire se veut donc une analyse des conceptions mécaniques d'Hélios et plus précisément de la participation d'Alexis Michaud à ce projet d'envergure. Quant aux conceptions mécaniques du projet, elles concernent principalement un banc d'essai pour pédaleurs et le mécanisme de pas variable de l'hélicoptère.

CHAPITRE I

LE PROJET HÉLIOS

1.1 L'équipe

L'équipe du projet d'hélicoptère à propulsion humaine Hélios est formée d'une douzaine d'étudiants de l'École de technologie supérieure. Le noyau de l'équipe est composé des sept étudiants suivants, en m'incluant. Cinq autres personnes s'ajoutent donc à ce noyau afin d'agir à titre d'aide au projet. Une brève description des principaux membres de l'équipe se trouve en annexe A.

1.2 Le projet Hélios

L'intérêt technologique que représente la conception et la fabrication d'un hélicoptère à propulsion humaine réside principalement dans son impact sur la recherche dans le domaine des performances humaines, l'avancement des travaux dans le domaine de l'aérodynamique et la découverte de matériaux ultralégers. Le prototype Hélios, l'HPH de l'ÉTS, sera présenté dans le cadre du Challenge Igor Sikorsky, une épreuve qui

n'a jamais été remportée jusqu'à ce jour. L'accomplissement d'un tel projet permettra à l'ÉTS, à l'équipe Hélios et aux nombreux commanditaires du projet de se tailler une place dans l'histoire du monde de l'aviation et par le fait même, de réaliser un des rêves de Léonard de Vinci...

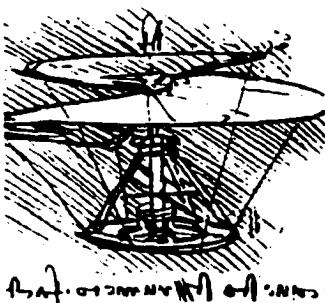


Figure 1-1 Concept d'hélicoptère à propulsion humaine de Léonard de Vinci

1.2.1 Épreuve

Depuis 1980, l'AHS (American Helicopter Society) cherche à récompenser, par le biais du Challenge Igor Sikorsky, les concepteurs d'un hélicoptère à propulsion humaine qui pourra accomplir un vol stationnaire d'une minute. Durant ce vol, le prototype devra maintenir sa position dans un périmètre de 10 mètres par 10 mètres et atteindre momentanément une altitude de 3 mètres en utilisant uniquement la puissance humaine. La première équipe qui respectera toutes les règles de l'épreuve, sous la supervision de l'AHS, de la National Aeronautic Association (NAA) et de la Federal Aviation Administration (FAA), recevra un prix honorifique de 20 000\$ US. Voir les détails des règlements en annexe A.

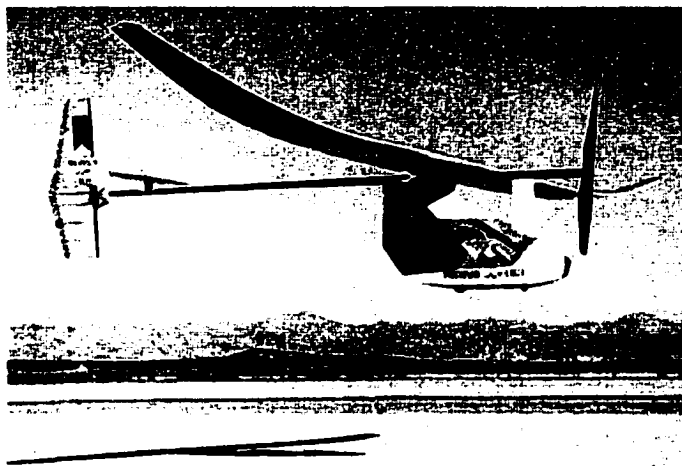
1.2.2 Historique

Pour bien comprendre l'évolution des aéronefs à propulsion humaine, voici un aperçu des avions et hélicoptères à propulsion humaine les plus importants construits jusqu'à ce jour.

1.2.2.1 Les avions

L'histoire des compétitions de véhicules aériens à propulsion humaine débuta en 1959. À cette époque l'industriel Henry Kremer offrit un prix de 5000 Livres au concepteur d'un véhicule aérien à propulsion humaine pouvant effectuer un parcours en huit. Plusieurs experts jugèrent le défi lancé impossible à relever, convaincus que la simple force humaine n'arriverait jamais à faire décoller un aéronef. Dès lors, les progrès technologiques et les découvertes de nouveaux matériaux ont si fortement contribué à l'évolution de cette forme de compétition qu'en 1979, la Manche fut traversée pour la première fois par un avion à propulsion humaine fabriqué par le M.I.T. (Massachusetts Institute of Technology), le "Gossamer". Près de dix ans plus tard, en 1988, le M.I.T.

battit son premier record quand le Daedalus relia les îles grecques de Crète et de Santorin, parcourant ainsi 74 miles. Jusqu'à ce jour, plusieurs pays se sont intéressés aux



développements de véhicules volants à propulsion humaine. On retrouve parmi ceux-ci le Japon, l'Allemagne, la Grèce, l'Australie, la Nouvelle-Zélande, l'Afrique du Sud, l'Autriche, Singapour, les États-Unis, l'Angleterre et bien sûr le Canada.

Figure 1-2 Avion à propulsion humaine Daedalus

1.2.2.2 Les hélicoptères

L'arrivée d'hélicoptères au sein des compétitions est relativement récente. Les premiers prototypes d'HPH ont fait leur apparition au début des années '80. Un groupe d'étudiants de l'Université Nihon du Japon en a d'ailleurs présenté cinq en un peu plus de dix ans dont le Day Fly, leur premier modèle qui fut conçu et fabriqué de 1980 à 1985. De 1985 à 1988, ces derniers ont tenté de remporter l'épreuve à l'aide de nouveaux modèles, soit les Papillons A, B et C qui n'ont encore jamais quitté le sol. C'est finalement en 1994 que leur dernier prototype, le Yuri, pesant seulement 38 kg, quitta le sol pendant 19.46 secondes. Mais il ne fut pas le premier à y arriver. Travaillant en parallèle aux États-Unis, une équipe de la California Polytechnic University réussit l'exploit en 1989 à l'aide du Da Vinci III en s'arrachant à la gravité pendant seulement 7.1 secondes. Leur engin pesait 42.6 kg et possédait un rotor de près de 30 mètres de diamètre.

CHAPITRE 2

GÉNÉRALITÉS DU PROJET

Pour mieux situer le projet, voici quelques informations qui devraient contribuer à la compréhension et justification des nombreux choix que nous avons été appelés à faire depuis les tout débuts du projet.

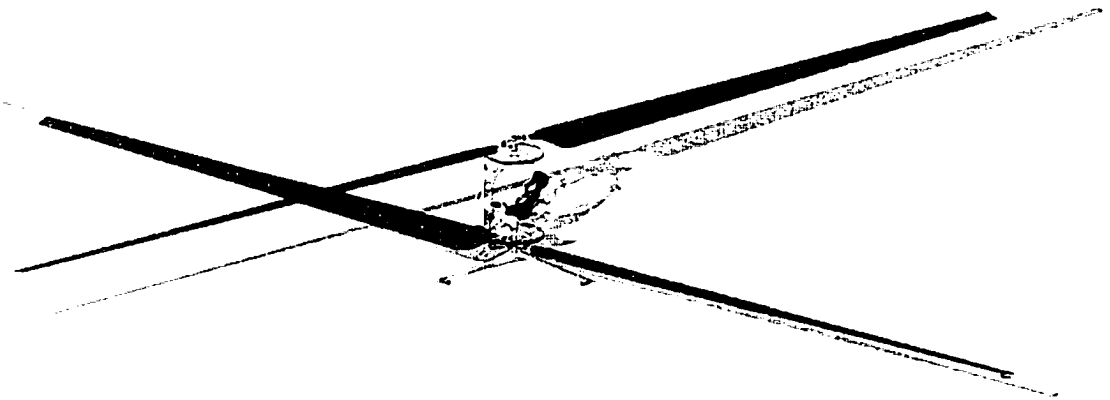


Figure 2-1 Esquisse de l'hélicoptère Hélios

2.1 Nombre de pédaleurs

En s'attardant à l'étude de tous les HPH déjà fabriqués et énoncés plus haut, on se rend compte très rapidement que toutes les équipes ont abordé le problème de la conception de façon très différente. Malgré tout, les plans de toutes les équipes ont un point en commun que l'on ne peut ignorer : tous les hélicoptères ne laissent de place qu'à un seul pédaleur à leur bord. Par contre, puisque aucune équipe n'est parvenu à ce jour à remporter le défi d'Igor Sikorsky, nous nous sommes immédiatement questionnés sur le fait qu'il était peut-être avantageux que notre hélicoptère laisse monter plus d'un pédaleur à bord. C'est alors que nous avons décidé d'entreprendre une étude pour savoir s'il serait éventuellement avantageux de construire un aéronef à plusieurs pédaleurs.

Le premier aspect que nous avons étudié concernait le rendement de plusieurs pédaleurs ensemble en fonction de leur poids global. Nous cherchions à savoir si la puissance d'un groupe de pédaleurs correspondait réellement à la sommation de la puissance de chaque pédaleur ou si le fait de pédaler en groupe sur la même machine ne faisait qu'engendrer des pertes. Enfin, si tel était le cas, nous voulions savoir si cela demeurerait tout de même avantageux de conserver plusieurs pédaleurs à bord de l'hélicoptère.

La deuxième relation que nous avons établie et qui nous permettait de croire qu'il pourrait être avantageux de posséder plusieurs pédaleurs à bord de notre hélicoptère était la suivante : un hélicoptère à deux pédaleurs serait-il doublement plus lourd qu'un hélicoptère monoplace? Dans le cas d'une réponse négative à cette question, il devenait peut-être avantageux de prévoir plus d'un pédaleur sur notre HPH. Il s'agissait alors d'établir le meilleur ratio possible entre le poids et la puissance. Par ailleurs, nous nous devons de considérer que la fabrication d'un hélicoptère à plusieurs passagers serait nettement plus complexe que si nous n'avions qu'à y installer un seul pédaleur.

2.1.1 Effort de groupes

Afin de répondre à ces questions de la façon la plus éclairée possible, nous avons d'abord fabriqué un banc d'essai (voir figure 3.1) qui nous permettait de faire pédaler jusqu'à sept personnes simultanément. Cet appareil allait nécessairement nous aider à mesurer les efforts de groupes et pourrait également être utilisé lors de l'entraînement de nos pédaleurs. Les détails de conception de cet appareil se retrouvent au chapitre 3. Une série de test a donc été effectué à l'aide d'un groupe de pédaleurs. Premièrement, nous avons mesuré, de façon indépendante, la puissance de chaque candidat. Par la suite, nous les avons fait pédaler ensemble et nous avons mesuré leur puissance de groupe.

Les résultats de ces essais nous ont confirmé qu'un effort de groupe de 3 ou de 4 personnes n'était pas avantageux puisqu'il y avait une perte de puissance de l'ordre de 15% à 20%. Les détails de ces choix sont traités en profondeur dans le mémoire de maîtrise de Simon Joncas (voir détails dans la bibliographie), mais vous trouverez les résultats généraux de ces essais à l'annexe C.

2.2 Rotor et pales

Comme on peut le constater sur l'illustration de la Figure 2.1, l'hélicoptère Hélios est composé de 2 rotors contre rotatifs. Le premier est situé au-dessus du pédaleur et l'autre, en-dessous. La raison pour laquelle nous avons opté pour l'utilisation de deux rotors relève d'une question d'économie d'énergie. Cette configuration est le résultat d'une étude des différentes configurations possibles d'un HPH. Nos recherches ont abouti sur six façons optimales de positionner les rotors.

2.2.1 Configurations possibles

Voici la liste des configurations possibles que nous avons dressée. Le choix de la configuration finale s'est faite selon le poids des avantages et des désavantages de chacune.

2.2.1.1 Double rotors coaxiaux contrarotatifs sous la nacelle

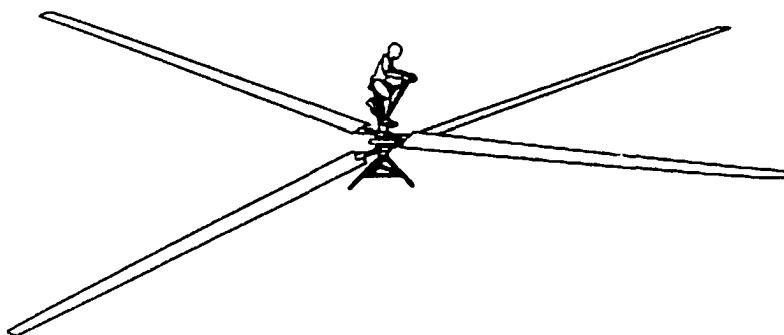


Figure 2-2 Configuration à rotor contrarotatif coaxial sous la nacelle

Description :

Cette configuration a été l'une des plus populaires au cours des dernières années. En effet, les hélicoptères Day fly, Papillon A et Vertigo avaient ce format. Elle consiste en un double rotor situé sous l'occupant dont l'un tourne dans le sens horaire et l'autre dans le sens opposé.

Avantages :

- Aucun moment résiduel n'est transmis à la nacelle.
- Effet de sol important maximisé au niveau des deux rotors.

Inconvénients :

- Instabilité de l'appareil causé par le centre de gravité au-dessus des pales.
- Interférence possible lors du croisement (battement) des pales pouvant causer de l'instabilité et engendrer des contraintes supplémentaires dans les pales et le rotor.
- Possibilité d'interférence entre le sol et le rotor du bas.
- Train d'atterrissage complexe.

2.2.1.2 Double rotor coaxial avec nacelle centrale

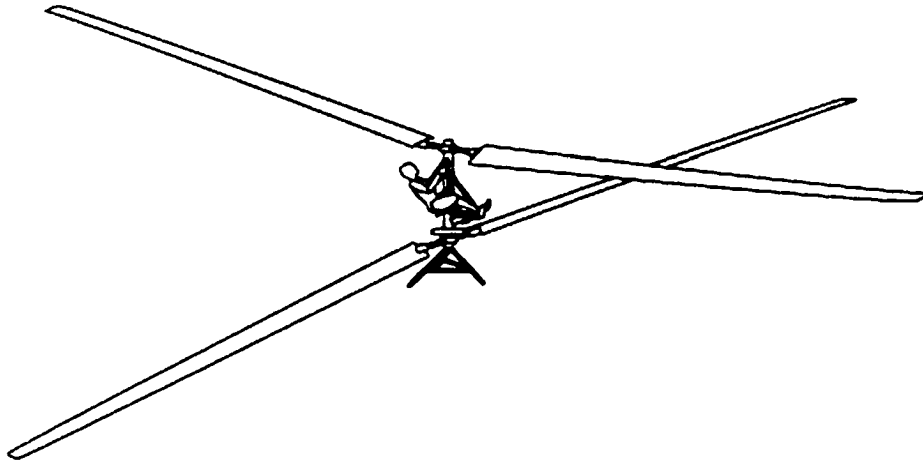


Figure 2-3 Configuration à double rotor coaxial avec nacelle centrale

Description :

Cette configuration n'a jamais été utilisée. Elle consiste en un double rotor contrarotatif où le pédaleur est assis entre les deux rotors.

Avantages :

- Aucun moment résiduel n'est transmis à la nacelle.
- Configuration stable puisque le centre de gravité de l'hélicoptère est situé approximativement au centre de l'hélicoptère. De cette façon le contrôle de l'aéronef se fait plus naturellement.
- Poussée du rotor inférieur optimisée par l'effet de sol.
- Utilisation de rotors semblables en haut et en bas (une seule conception).
- Interférence diminuée lors du croisement des pales.

Inconvénients :

- Contrôle de la stabilité doit être assuré par un ordinateur.
- Possibilité d'interférence entre le sol et le rotor du bas.
- Train d'atterrissage complexe.

2.2.1.3 Double rotor coaxial contrarotatif sur la nacelle

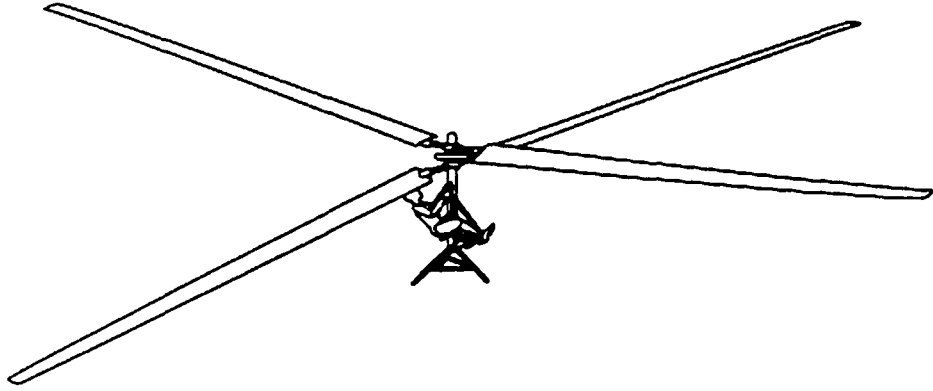


Figure 2-4 Configuration à double rotors coaxial contrarotatif sur la nacelle

Description :

Cette configuration est semblable à la précédente. Elle consiste en un double rotor contrarotatif situé au-dessus de l'occupant. L'hélicoptère Papillon B du Nihon University utilisait cette configuration.

Avantages :

- Aucun moment résiduel n'est transmis à la nacelle.
- Configuration très stable puisque le centre de gravité de l'hélicoptère est situé sous les rotors.

Inconvénients :

- Perte de l'effet de sol.
- Interférence possible lors du croisement (battement) des pales pouvant causer de l'instabilité et engendrer des contraintes supplémentaires dans les pales et le rotor.

2.2.1.4 Rotor simple avec entraînement en bout de pale

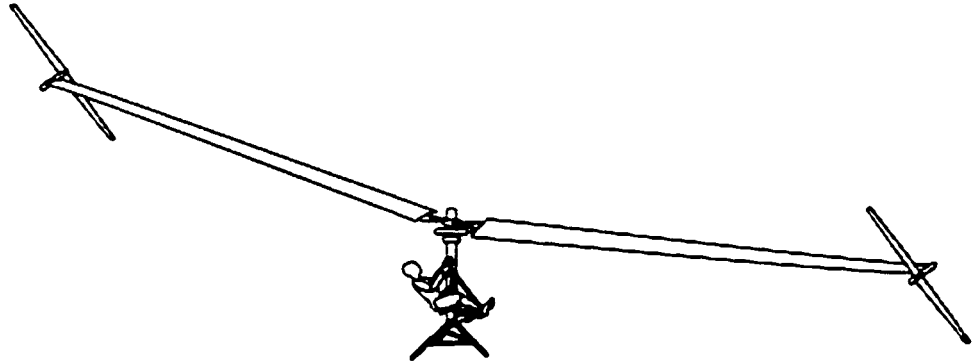


Figure 2-5 Configuration avec rotor simple avec entraînement en bout de pale

Description :

Cette configuration est très intéressante puisqu'elle a l'avantage de ne pas transmettre de couple de puissance à la nacelle. En effet, le mouvement de rotation est engendré non pas par le rotor lui-même, mais bien par les hélices en bout de pale. Le seul couple qui est transmis provient de la friction des paliers entre le rotor et la nacelle. Cette configuration a été utilisée par l'équipe de DaVinci III de l'université CalPoly de Californie.

Avantage :

- Couple quasi nul transmis à la nacelle.

Inconvénients :

- Aucune optimisation de l'effet de sol possible puisque le rotor doit être situé au-dessus de la nacelle pour dégager du sol les hélices situées en bout de pale.
- Chargement complexe des pales causé par les hélices en bout de pale.
- Système complexe d'entraînement des hélices en bout de pale.

2.2.1.5 Rotor simple avec hélice de queue

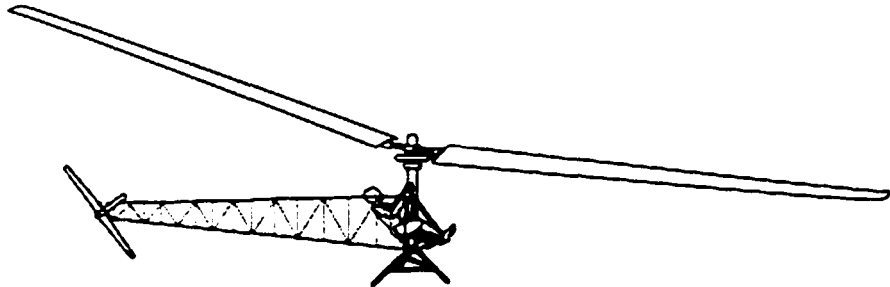


Figure 2-6 Configuration avec rotor simple avec hélice en bout de queue

Description :

L'utilisation d'un seul rotor comme dans la configuration des hélicoptères motorisés engendre un couple au niveau de la nacelle qui aura pour effet de la faire tourner. C'est pour cette raison qu'un rotor de queue s'impose. Il permet de stabiliser l'hélicoptère et, par le fait même, de l'orienter. Mais ce dernier consomme une énergie qui ne sert pas à la sustentation. En termes de propulsion humaine, cette énergie est perdue et varie entre 10 à 15% de la puissance fournie par le moteur.

Avantages :

- Conception simple.
- Mécanisme d'orientation de la nacelle simple.

Inconvénients :

- Perte de 10 à 15% de l'énergie du pédaleur dans le rotor de queue

2.2.1.6 Quatre rotors

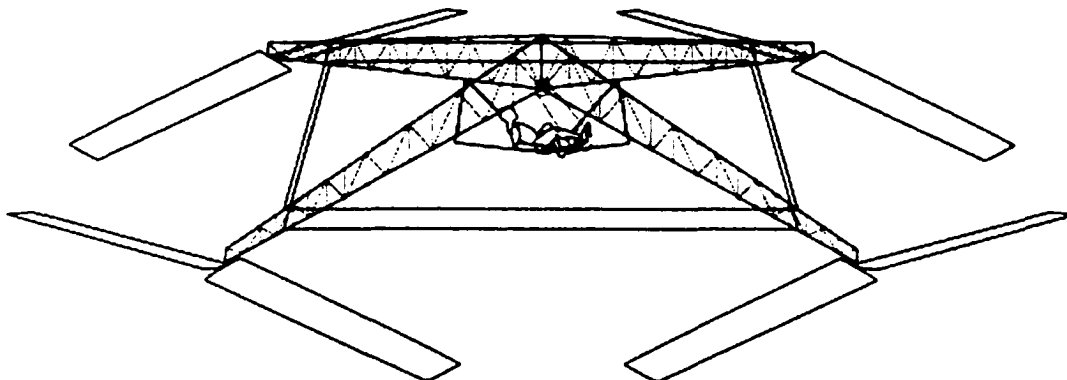


Figure 2-7 Configuration à quatre rotors

Description :

Cette configuration est à tout point de vue l'une des plus intrigantes, car elle est composée de quatre rotors dont deux tournent dans le sens horaire, alors que les deux autres tournent en sens contraire. L'hélicoptère à propulsion humaine Yuri I de l'université Nihon au Japon utilise cette configuration. Cette équipe actuellement détentrice du record de vol en hauteur et en temps.

Avantages :

- Aucun moment résiduel n'est transmis à la nacelle.
- Effet de sol important au niveau des quatre rotors.
- Excellente stabilité.

Inconvénients :

- Contrôle de l'aéronef difficile étant donné sa grande stabilité.
- Système d'entraînement des rotors engendrant beaucoup de pertes mécaniques.

2.2.2 Critères de sélection

Comme on peut le constater, il existe plusieurs configurations qui méritent d'être tous étudiées. Pour nous aider de faire un choix de configuration judicieux, nous avons analysé les possibilités à l'aide d'une matrice de décision. Les configurations A à F sont représentées dans la figure 2-8.

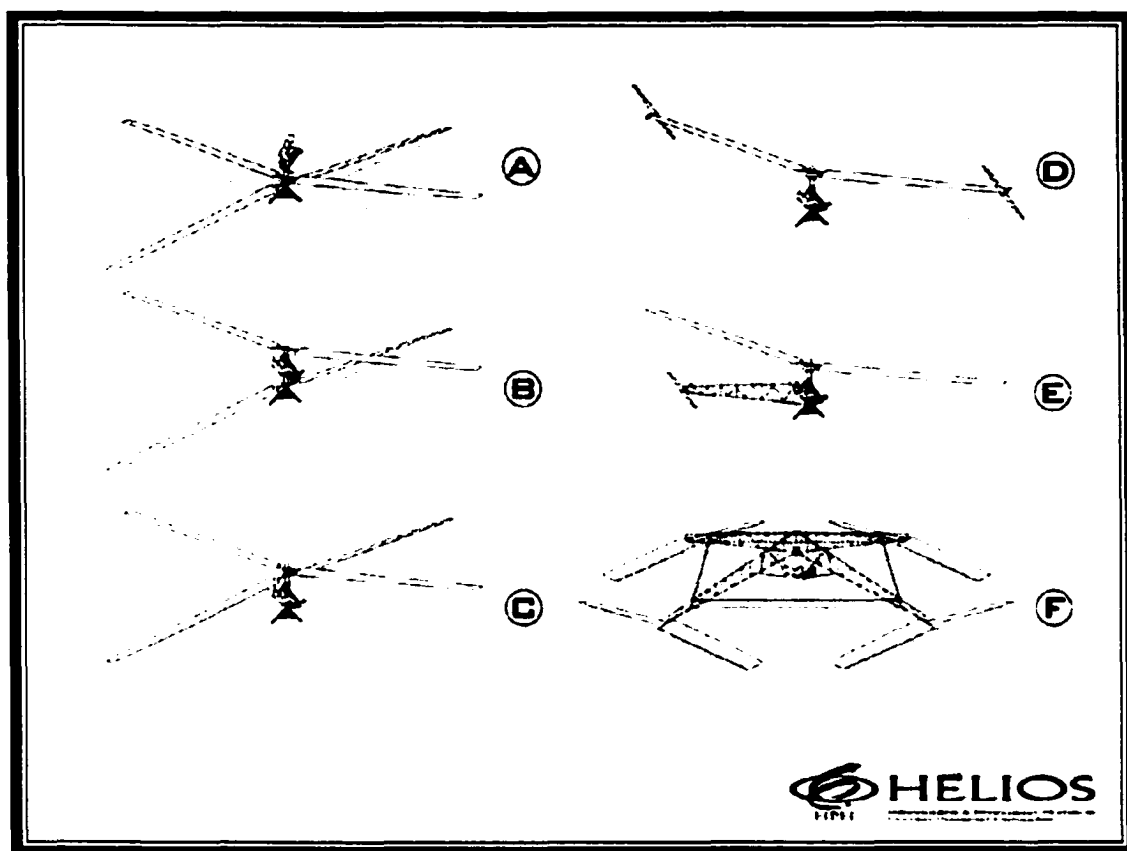


Figure 2-8 Types d'HPH

Nous avons par la suite énuméré les critères avec lesquels nous allons noter les configurations. Puisque chaque critère n'a pas la même influence sur la décision, nous avons notés les critères en fonction de leur impact sur la décision finale. Nous les avons donc divisé en deux catégories, soit les critères élevés et moyens. Notés sur 5, les

critères moyens sont ceux qui représentent un défi technique. Tandis que les critères élevés, qui sont notés sur 10, nous sont imposés par les lois de la physique et de l'aérodynamique.

Voici les critères ainsi que leurs définitions :

2.2.2.1 Effet de sol

L'effet de sol est un critère élevé puisque il est directement lié à l'efficacité de l'hélicoptère. Lorsqu'on rapproche un rotor du sol, on augmente son effet de sol et par le fait même, le pédaleur devra donner moins de l'énergie pour faire lever l'hélicoptère.

2.2.2.2 Stabilité

La stabilité de l'appareil est liée à sa configuration. Un hélicoptère sera plus stable si sa géométrie générale l'empêche de basculer. Ce critère est donc d'une importance élevée puisqu'il est difficile d'augmenter la stabilité d'une configuration choisie.

2.2.2.3 Contrôle de l'orientation de la nacelle

Le contrôle de l'orientation de la nacelle est un problème technique qui est imposé par la réglementation. Cette dernière nous impose que la nacelle ne peut effectuer un pivotement sur l'axe vertical durant le vol. Ce critère est donc d'importance moyenne.

2.2.2.4 Contrôle de la position de l'hélicoptère

Comme pour le critère précédent, le contrôle de la position de l'hélicoptère est lié à la réglementation qui nous oblige à effectuer un vol stationnaire dans un carré de 10

m. Il est donc important que l'hélicoptère puisse être dirigeable en cas de déviation. Puisque ce critère est un problème technique, il est d'importance moyenne.

2.2.2.5 Faisabilité

Ce critère est purement technique puisqu'il est relié à la conception et à la méthode de fabrication de l'appareil. Il tient compte de la disposition des rotors, du mécanisme de propulsion, du nombre de pales, du train d'atterrissage, des mécanismes de contrôle et des dimensions de l'appareil. Il est donc d'importance moyenne.

2.2.2.6 Économie d'énergie

Puisque l'énergie qui sera donnée à l'hélicoptère est extrêmement limitée, il est important de tenir compte de ce critère. Il est basé principalement sur la disposition des rotors par rapport au pédaleur. Puisque ce critère est un défi technique, il est d'importance moyenne.

2.2.2.7 Matrice de décision

Le tableau suivant est donc un l'outil qui nous a permis de choisir la position des rotors et de l'occupant

Tableau 2-1
Matrice des décisions

	<i>Noté</i>	A	B	C	D	E	F
Effet de sol (élevé)	<i>10</i>	8	6	2	1	1	10
Stabilité (élevé)	<i>10</i>	1	8	10	10	10	10
Contrôle de l'orientation (moyen)	<i>5</i>	4	4	4	2	5	1
Contrôle de la position (moyen)	<i>5</i>	4	5	3	3	3	1
Fabrication (moyen)	<i>5</i>	3	3	3	2	4	3
Économie d'énergie (moyen)	<i>5</i>	4	4	4	2	1	1
Maximum	<i>40</i>	24	30	26	20	24	26

2.3 Discussion

Comme on peut le constater, nous avons arrêté notre choix sur la configuration B, soit le double rotor coaxial avec nacelle centrale. Malgré le fait qu'aucune autre équipe n'ait choisi cette configuration, nous sommes persuadés que ce choix offre le meilleur compromis possible.

2.4 Propulsion et position de l'occupant

Parce que l'occupant est le moteur de l'hélicoptère, il doit être en mesure de développer le plus facilement possible la puissance nécessaire pour mouvoir les rotors. Puisque cette puissance est extrêmement limitée, la méthode de propulsion doit être des plus efficaces. Les jambes sont de loin les membres du corps humain les plus puissantes. Elles seront donc, sans que la question ne se pose très longtemps, le moteur de l'hélicoptère. Il existe deux façons principales d'exploiter la puissance de ce moteur humain. La première méthode, la moins fréquente, consisterait en un pédalier linéaire. L'utilisation d'un tel pédalier demanderait au pédaleur de fournir un effort périodique et

par le fait même, de produire une énergie saccadée. La seconde méthode, celle que nous avons choisie, permettrait au pédaleur de délivrer sa puissance de façon constante, par le biais d'un pédalier circulaire, donc standard. Cette manière de pédaler de façon circulaire diminue grandement les pointes de puissance. Au contraire, elle permet au pédaleur de forcer et de générer de l'énergie de façon très régulière. Cet aspect nous a semblé très important puisque, selon nos plans, le rotor devait recevoir la puissance la plus continue possible.

D'un autre côté, pour arriver à augmenter la puissance de sortie, il est impératif que le propulseur puisse se concentrer uniquement sur le travail accompli par ses jambes. En effet, notre expérience passée dans le domaine de la propulsion humaine a démontré qu'il n'était pas avantageux pour une personne devant délivrer un maximum d'énergie de faire travailler deux parties du corps simultanément ou de se livrer à une autre tâche que celle de pédaler (comme par exemple, celle du contrôle de l'appareil). La concentration du pédaleur est alors divisée ce qui provoque une baisse de puissance. Cette observation nous a également amenés à déterminer que le contrôle du positionnement de l'hélicoptère ne serait pas exécuté par le pédaleur. Le guidage de l'appareil devrait être confié à une autre personne au sol ou bien, à un ordinateur.

Afin de maximiser la puissance produite par le pédaleur, il devenait primordial d'étudier sa position. Nous avons deux choix : la position debout (c'est à dire celle qui convient sur une bicyclette conventionnelle) ou encore la position assise (également appelée " recumbent "). Nous avons choisi la position assise pour plusieurs raisons dont voici les principales:

- Nos essais sur des candidats ont prouvé que cette position permettait au pédaleur de fournir autant de puissance qu'en position debout.

- Parce que la position assise nécessite moins d'espace vertical que la position debout, la position assise nous permet de diminuer l'espace entre les deux rotors ce qui a pour effet d'augmenter l'effet de sol du rotor du haut.
- La position assise garde le bassin et les épaules du pédaleur bien en place, ce qui diminue le mouvement du centre de gravité du pédaleur et permet à l'appareil de demeurer beaucoup plus stable.

2.5 Nacelle et train d'atterrissage

À cette heure, ni la nacelle, ni le train d'atterrissage n'ont été conçus. La nacelle se devra d'être à la fois d'une grande simplicité et d'une extrême rigidité. Elle aura pour but de retenir et de rassembler toutes les composantes de l'hélicoptère y compris le pédaleur, les rotors, le pédalier, les poulies et le train d'atterrissage. Il est à noter que certaines données manquent encore à la conception finale de la nacelle de l'hélicoptère comme par exemple la distance optimale qui doit séparer les deux rotors ainsi que l'ensemble des efforts pouvant être transmis à la nacelle par les rotors. Ces données proviendront d'essais futurs qui devraient avoir lieu d'ici quelques mois.

En ce qui concerne le train d'atterrissage, quelques concepts ont été imaginés mais encore une fois, aucune décision définitive n'a encore été prise. Les essais des rotors confirmeront la stabilité gyroscopique de l'hélicoptère, ce qui nous aidera à choisir le bon type de train d'atterrissage.

2.6 Système de contrôle de la position

L'hélicoptère Hélios sera donc muni de deux rotors contrarotatifs qui auront pour but unique de créer une poussée devant soulever l'hélicoptère. Puisque la vitesse de rotation prévue des pales est faible, il serait difficile de confier la tâche de contrôle de la position de l'hélicoptère au système de pas variable. Le système de pas variable sera

donc uniquement utilisé pour optimiser la poussée verticale de l'hélicoptère alors qu'un autre mécanisme aura pour but de contrôler la position de l'hélicoptère. Il s'agira d'une masse mobile qui, en se déplaçant horizontalement fera varier la position du centre de gravité de l'hélicoptère. Cette variation de position du centre de gravité devrait ainsi faire déplacer l'hélicoptère à volonté. Ce mécanisme est toujours à l'état conceptuel et ne sera complété qu'après les essais et tests effectués sur les pales. Le contrôle de ce mécanisme sera assuré soit par ordinateur, soit par un autre membre de l'équipe au sol. Pour l'instant, nous estimons qu'il serait plus simple d'opter pour un contrôle de la position par une personne externe qui pourrait indiquer à l'ordinateur de bord comment rétablir le centre de gravité de l'hélicoptère, mais ce point n'est pas clair et pourrait être litigieux. Il est primordial, avant que nous ne prenions une décision finale, d'en discuter avec les organisateurs du concours puisque cette option pourrait remettre en question les règlements concernant l'autonomie de l'hélicoptère.

2.7 Système de contrôle du pas variable

Comparativement aux autres hélicoptères à propulsion humaine, Hélios possède une caractéristique unique. Les rotors sont munis de mécanismes contrôlés par ordinateur, lui permettant de faire varier en tout temps l'angle d'attaque des pales, il s'agit du mécanisme de pas variable. Ce dispositif complexe permet principalement d'optimiser la poussée de sustentation des pales en vol. Pour notre projet, ce mécanisme est un avantage puisqu'il permettra d'économiser l'énergie fournie par le pédaleur et de combattre la perte d'effet de sol lorsque l'hélicoptère prendra de l'altitude.

Sur les hélicoptères classiques, ce dispositif est non seulement nécessaire pour faire varier la poussée de sustentation, mais il est surtout indispensable au contrôle de l'aéronef. Il a été discuté plus tôt que le mécanisme de pas variable présent sur Hélios ne servirait pas au contrôle de direction, la vitesse de rotation des pales étant trop faible (elle devrait être de l'ordre de 7 rpm, alors qu'un hélicoptère commercial vole à plus de

100 rpm). Le mécanisme de pas variable d'Hélios est contrôlé par un ordinateur qui, selon des valeurs préétablies, fera varier l'angle d'attaque des pales en fonction de l'altitude de l'hélicoptère. Ces valeurs proviendront des essais futurs que l'on doit effectuer sur les pales.

Une autre raison d'être du mécanisme de pas variable est le contrôle du couple donné aux rotors. Pour s'assurer que la nacelle ne tourne pas sur elle-même (selon l'axe vertical des rotors), il est important que le couple donné à chaque rotor soit le même. Ainsi, parce que les pales tournent en sens contraire, il est important d'envoyer le même couple aux deux rotors. De cette façon, puisque chaque rotor reçoit un couple identique de sens contraire, le couple résiduel à la nacelle est nul, donc aucune rotation de la nacelle ne devrait être engendrée.

L'ordinateur qui contrôlera le mécanisme de pas variable devra donc connaître en tout temps l'orientation de la nacelle. S'il détecte que la nacelle tourne sur elle-même (donc que les couples transmis ne sont pas égaux), il devra alors diminuer ou augmenter le pas des hélices d'un des deux rotors pour rétablir la position de la nacelle.

CHAPITRE 3

BANC D'ESSAI POUR PÉDALEURS

La première réalisation du projet Hélios a été la conception et la fabrication d'un banc d'essai pour tester et entraîner le ou les pédaleurs. Comme il a été mentionné, nous estimions qu'il serait peut-être avantageux d'avoir plus d'un pédaleur à bord de l'hélicoptère. Nous avons fixé à sept le nombre maximum de candidats. Après plusieurs recherches, nous n'avons trouvé aucun appareil d'entraînement qui était conçu pour permettre aux pédaleurs de pédaler en position assise. Nous devons donc concevoir et fabriquer une machine sur laquelle pouvaient pédaler simultanément sept personnes assises.

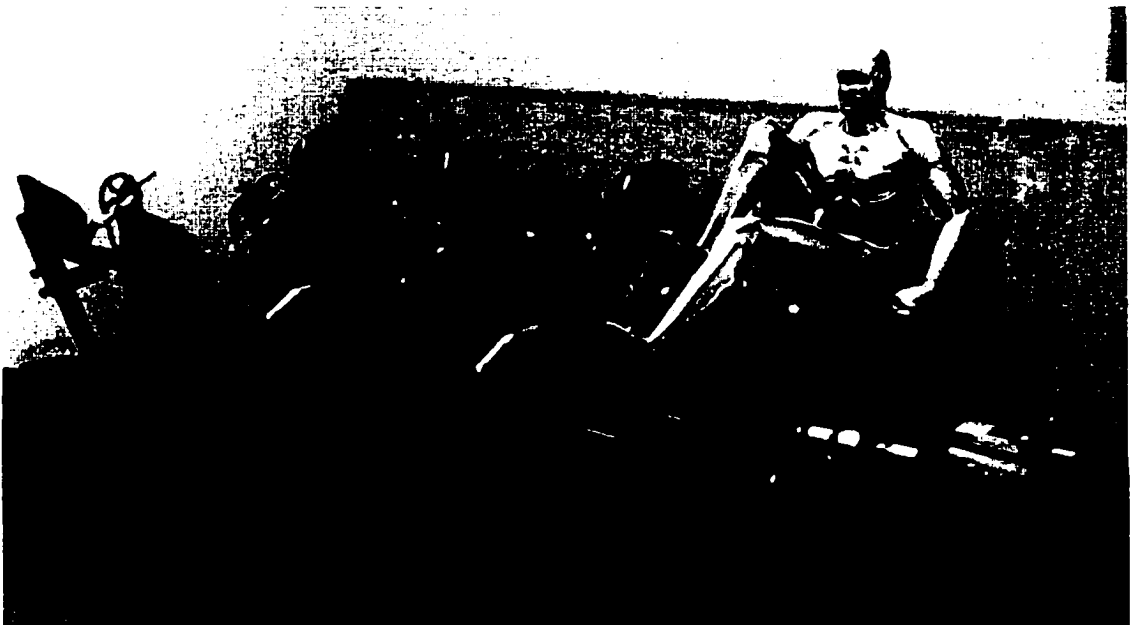


Figure 3-1 Banc d'essai pour pédaleurs

Cet appareil devait comporter plusieurs caractéristiques précises pour nous permettre, dans un premier temps, de bien mesurer la puissance des pédaleurs et dans un second temps, de simuler un vol pour l'entraînement des candidats. Voici donc la liste des caractéristiques dont nous souhaitions doter notre appareil.

- Possibilité de faire pédaler de 1 à 7 pédaleurs simultanément avec liaison mécanique entre les 7 pédaliers (voir section 3.1)
- Charge variable contrôlée par ordinateur (voir section 3.2)
- Possibilité de changer le ratio des pédaliers indépendamment (voir section 3.3)
- Mesure et acquisition de données (voir section 3.4)
- Sièges réglables (voir section 3.5)
- Pertes mécaniques (voir section 3.6)

3.1 Possibilité de faire pédaler de 1 à 7 pédaleurs simultanément avec liaison mécanique entre les 7 pédaliers

Le banc d'essai devait absolument nous permettre de faire pédaler une personne seule pour mesurer la puissance brute d'un candidat et des groupes allant de 2 à 7 personnes pour mesurer à la fois les efforts individuels et les efforts de groupe.

Il était aussi très important que les pédaliers soient tous liés mécaniquement. Cette caractéristique devait permettre à toutes les variations de vitesses de rotation d'être combattues par tous les pédaleurs. De plus, l'angle de départ de chaque pédalier devait absolument être réglable. Pour établir un parallèle avec le fonctionnement d'un moteur à explosion constitué de plusieurs cylindres, il est important que les explosions qui ont lieu à l'intérieur des cylindres soient alternées afin de répartir plus uniformément les chocs produits par ces explosions et ainsi rendre la puissance globale résultante plus uniforme. Les explosions d'un tel moteur sont ici comparables aux coups de pédale donnés par les pédaleurs. La possibilité d'orienter les pédaliers permettrait donc de

répartir la puissance produite par les pédaleurs en réduisant considérablement les pointes à la sortie de puissance.

3.1.1 Conception mécanique

La puissance maximale que peut développer un athlète est variable, mais selon notre expérience du passé (c'est-à-dire nos essais passés concernant les sous-marins Omer), nous avons estimé que les efforts de pointe d'un pédaleur pouvaient atteindre 1 500 Watts et ce, lorsqu'il pédale à une vitesse d'environ 100 rpm. Nous avons donc fait les calculs de résistance de matériaux des composantes à partir de ces valeurs. Nous avons d'abord choisi d'utiliser des pédaaliers de bicyclette conventionnels pour nous éviter d'avoir à concevoir ou à fabriquer inutilement des pièces supplémentaires. Le ratio des pédaaliers est de 2:7 et celui du boîtier d'engrenage est de 1:5. Le tableau suivant est une approximation des couples qui peuvent être générés par les pédaleurs. Il est à noter que ces valeurs sont maximales et qu'il ne sera jamais demandé à un groupe de 7 pédaleurs de donner leur maximum instantanément et de façon continue puisque la mécanique de l'hélicoptère ne sera jamais conçue pour supporter un effort de pointe extrême, ce qui serait, de toutes façons, irréaliste.

Tableau 3-1

Estimation des efforts de torsion dans les composantes mécaniques
du banc d'essai pour pédaleurs

Nombre de pédaleurs	Puissance totale <i>Watts</i>	Vitesse de rot. des pédaaliers <i>Rad/sec</i>	Couple aux pédaaliers <i>N.m</i>	Vitesse de rot. des arbres <i>Rad/sec</i>	Couple aux arbres <i>N.m</i>	Vitesse de rot. de la charge <i>Rad/sec</i>	Couple à la charge <i>N.m</i>
1	1 500	10	150	35	42.86	175	8.57
2	3 000	10	150	35	42.86	175	17.14
3	4 500	10	150	35	85.71	175	25.71
4	6 000	10	150	35	84.71	175	34.29
5	7 500	10	150	35	128.57	175	42.86
6	9 000	10	150	35	128.57	175	51.43
7	10 500	10	150	35	171.43	175	60.00

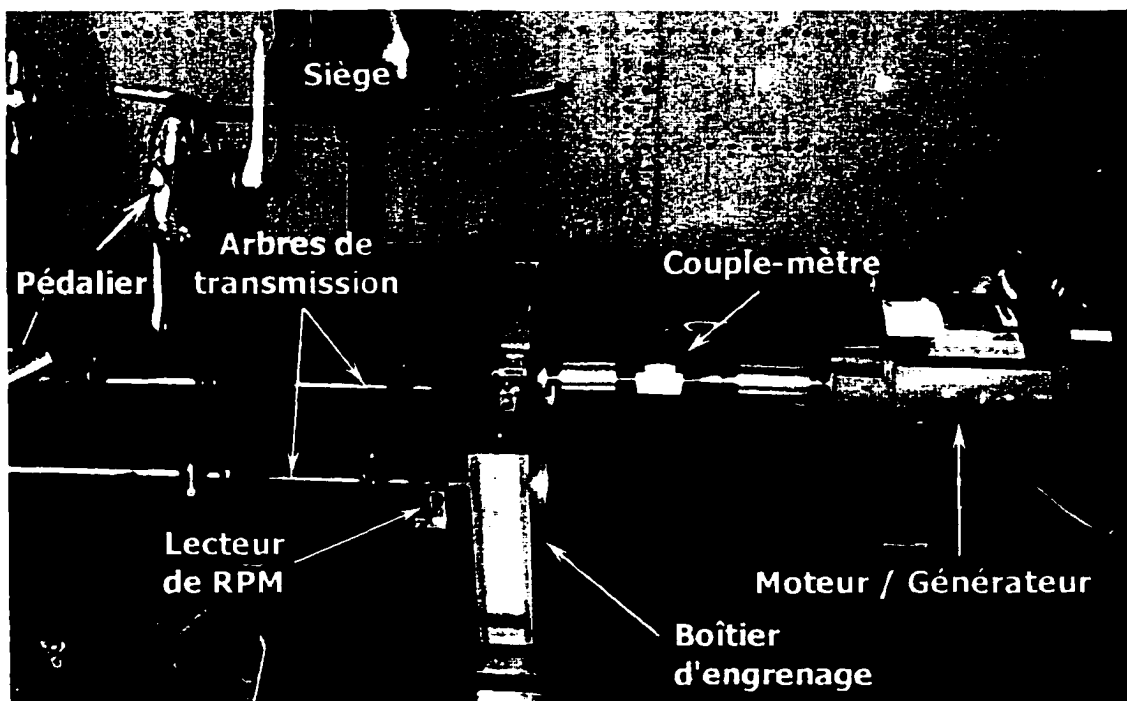


Figure 3-2 Principales composantes du banc d'essai pour pédaleurs

3.1.1.1 Base du banc d'essai

Le banc d'essai a été monté sur une base composée de deux poutres en " I ". Ces dernières facilitaient la fixation de l'appareil au sol et nous permettaient d'y attacher, soit par boulonnage ou par soudage, ses composantes. Les sept athlètes sont disposés de la façon suivante : quatre d'un côté et trois de l'autre (voir figure 3.1).

3.1.1.2 Arbres de transmission

La puissance des pédaleurs est acheminée à la charge par l'entremise de deux arbres de 0.75 po (19.05 mm) de diamètre. La contrainte de cisaillement est ainsi calculée dans l'arbre reliant les quatre pédaleurs.

$$\tau = \frac{16 \cdot T}{\pi \cdot d^3} \quad (3.1)$$

D'après ces calculs, on découvre que le cisaillement maximum est de 126.29 MPa.

Les valeurs utilisées sont :

- Moment : 171.43 Nm ou 171430 Nmm
- Rayon : 19.05/2 mm
- Moment d'inertie polaire : 12 929.44 mm⁴

Nous avons utilisé des arbres en acier rectifié au diamètre de 0.75 pouce, fabriqués en acier 1045 roulé à froid. En annexe C, il est possible de trouver, dans la fiche technique du matériau, que sa limite élastique est de 405 MPa. Si l'on utilise les critères de VonMises pour en déduire le cisaillement maximal. (où le cisaillement maximum admissible est égal à 0.577 fois la limite élastique), on découvre que cet acier a une limite en cisaillement de 234 MPa. Nous nous retrouvons donc avec un facteur de sécurité de 1.85. Il est à noter que nous n'avons effectué aucun calcul de flexion car les pignons sont situés à moins de 5 mm des roulements à billes. Il est donc évident qu'aucune flexion importante n'est engendrée dans les arbres.

3.1.1.3 Boîtier d'engrenage

Tel que décrit dans la section 3.2, nous utilisons comme système de charge du banc d'essai un moteur/générateur électrique. Mais afin que son bon fonctionnement soit assuré, ce dernier doit tourner à une vitesse assez élevée. C'est pour cette principale raison que nous avons conçu un boîtier d'engrenage qui augmente la vitesse de rotation pour l'accommoder. De plus, cette composante nous permet de joindre les deux arbres de transmission. Pour obtenir un fonctionnement optimum, la vitesse de rotation du moteur/générateur doit être d'environ 1750 tours par minute. Lorsque les pédaleurs délivrent leur énergie au maximum, ils pédalent en moyenne à environ 100 tours par minutes. Dans un premier temps, le pédalier transmet l'énergie aux arbres avec un ratio

de 2:7. Les arbres tournent alors à 350 tours par minutes. Le boîtier d'engrenage doit donc multiplier la vitesse de rotation par 5 pour que le moteur/générateur tourne à sa vitesse de consigne (1750 rpm). Nous avons donc dû nous soumettre à choisir minutieusement des engrenages qui devaient composer ce boîtier. Évidemment, plusieurs configurations étaient possibles. Nous devons donc choisir un assortiment d'engrenages assez résistants tout en nous assurant de leur disponibilité chez les distributeurs.

La première caractéristique que nous devons respecter dans ce choix était le ratio. Par la suite, nous avons estimé la puissance générée par les pédaleurs. Pour faciliter le choix des engrenages, nous avons élaboré un compilateur sur le logiciel Excel de Microsoft. Ce compilateur nous permet de calculer les efforts transmis par différents engrenages. Les algorithmes utilisés sont basés sur des formules élaborées par l'American Gear Manufacturers Association (AGMA). Les résultats de ces calculs sont indiqués dans le tableau 3-2. On peut donc constater que notre assemblage d'engrenage ne dépasse en aucun temps les limites établies par l'AGMA.

Tableau 3-2

Données des engrenages utilisées dans la fabrication du banc d'essai

No Ref	Description	Sigle	Pignon	Gear	Unité
	Nombre de dents pignon	Np	20		dents
	Nombre de dents gear	Ng		100	dents
	Ratio	mg		5	
	Pas Diamétral (Diametral Pitch)	P		10	dents/po
	Largeur de la dent	F		1,250	po
	Angle de pression	ϕ	20,000		°
	Diamètre au pas (Pitch diameter)	D	2,000	10,000	po
	Pas circulaire (Circular pitch)	p	0,314		po
	Base circular diameter	Db	1,879	9,397	po
	Distance centrale (Center distance)	C	6,000		po
	Dia. Ext. Outside diameter (full depth)	Do	2,200	10,200	po
	Dia. Ext. (Outside diameter (Amer.Stnd.stub.t))	Do	2,160	10,160	po
	Addendum	a	0,100		po
	Dedendum	b	0,125		po
	Working depth	hk	0,2		po
	Whole depth	ht	0,225		po
	Root diameter	Dr	1,750	9,750	po
	Circular thickness	t	0,157		po
	Vitesse tangentielle	V	916,30	916,30	Pi/min
Analyse			Pignon	Gear	
	RPM	RPM	1750	350	rpm
	Couple	Cp / Cg	504,0	2 519,8	Lbpo
	Puissance		14,00	14,00	Hp
	Force tangentielle	Wt	504,1		lb
	Force radiale	Wr	183,5		lb
	Force totale pure	W	536,5		lb
	RPM Pédalesurs	52/14	94,2		rpm
	Diamètre du shaft Gear		0,479		po
	Diamètre du shaft pompe		0,353		po
	Contrainte de flexion A.M.A.				Psi
	Contrainte de contact A.M.A.				Psi
	Contraintes adm. flexion				Psi
	Contraintes adm. contact				Psi

Pour effectuer ces calculs, nous devons déterminer certains facteurs qui représentent les conditions d'utilisation des engrenages et les caractéristiques des matériaux.

Pour les contraintes de flexion AGMA (voir Machine Design, Shigley)

- $K_a = 1$ Facteur de surcharge Application factor (p. 606)
- $K_v = 0,93$ Qualité de l'engrenage Dynamic factor (p.604)
- $K_s = 1$ Facteur de dimension Size factor (p.607)
- $K_m = 1,3$ Qualité d'assemblage Load distribution factor (p.607)
- $J = 0,275$ Concentration de contraintes Bending-Strength fact. (p.601 fig.14.4)

Pour les contraintes de contact (voir Machine Design, Shigley)

- $C_p = 1960$ Résistance au contact Elastic Coef. (p.605 table 14.5)
- $C_a = 1$ Facteur de surcharge Application factor (p. 606)
- $C_s = 1$ Facteur de dimension Size factor (p.607)
- $C_m = 1,3$ Qualité d'assemblage Load distribution factor (p.607)
- $C_f = 1$ Facteur de qualité de surface Surface condition factor (p.607)
- $C_v = 0,93$ Qualité de l'engrenage Dynamic factor (p.604)
- $I = 0,1339$ Résistance de la surface Surface strength (calcul automatique)

Pour les contraintes admissibles en flexion

- $S_t = 30000$ Résistance à la fatigue Fatigue strength (p.619 table 15.2)
- $K_l = 1$ Facteur de durée de vie Life factor (p.609 fig. 14.9)
- $K_t = 1$ Facteur de température Temperature factor (p.610)
- $K_r = 1$ Facteur de fiabilité Reliability factor (p.610)

Pour les contraintes admissibles de contact

$S_c = 100000$ Résistance à la fatigue Fatigue strength (p.619 table 15.2)

$C_l = 1$ Facteur de durée de vie Life factor (p.609 fig. 14.8)

$C_h = 1$ Facteur de dureté Hardness ratio (p.608)

$C_t = 1$ Facteur de température Temperature factor (p.610)

$C_r = 1$ Facteur de fiabilité Reliability factor (p.610)

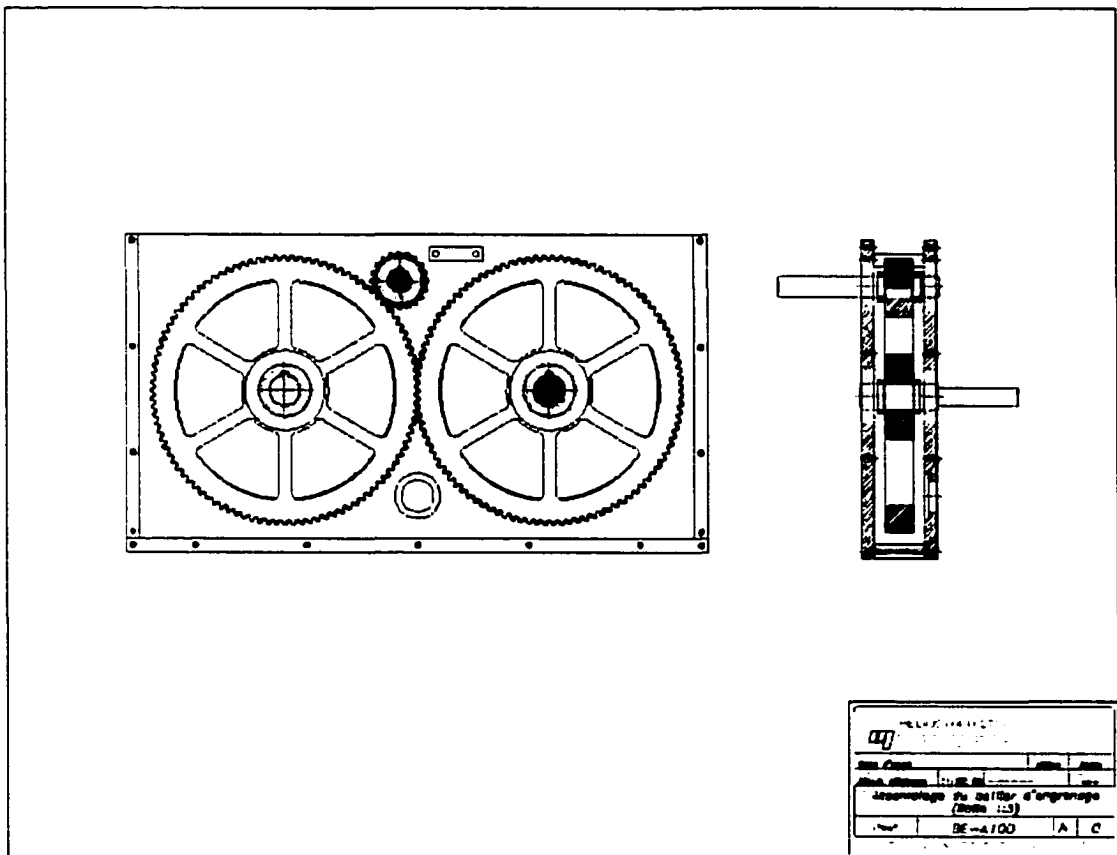


Figure 3-3 Schéma du boîtier d'engrenages

Le choix des engrenages a été fait à l'aide du catalogue Browning, l'un des chef de file dans les engrenages droits. Nous avons fait ces choix en vérifiant leur disponibilité chez les fournisseurs. Enfin, le type d'engrenage choisi a un angle de

pression de 20° et un pas diamétral de 10 dents par pouce. La largeur des dents est de 1.25 pouce. Le pignon possède 20 dents (numéro de pièce : YSS1020) et les engrenages principaux possèdent 100 dents (numéro de pièce : YCS10100).

3.2 Charge variable contrôlée par ordinateur

Pour dépenser l'énergie fournie par le ou les pédaleurs, l'appareil devait posséder une charge qui servirait de frein. La charge devait être variable, soit manuellement, soit par ordinateur. Puisque la puissance instantanée d'un pédaleur ne devait pas dépasser 750 Watts en vol, la charge devait pouvoir dissiper une puissance allant jusqu'à 5 250 Watts pour l'ensemble des 7 pédaleurs.

3.2.1 Solutions

Afin de faire un choix judicieux quant à la charge du banc d'essai, nous avons tout d'abord dressé une liste des types de charges capables de dissiper la puissance en rotation. Voici donc une liste des charges couramment utilisées.

3.2.1.1 Pompe à liquide avec limiteur de débit

Ce système consiste en une pompe qui fait circuler un liquide en circuit ouvert ou fermé. À la sortie de la pompe, un limiteur de débit variable est installé. Le principe de chargement est simple : plus on limite le débit, plus il est difficile de faire tourner la pompe. Ce système est très utilisé dans les dynamomètres servant à mesurer la puissance des moteurs thermiques. Le banc d'essai " SuperFlow ", utilisé à l'ÉTS entre autres par le club étudiant Formule SAE, fonctionne sur ce principe. Malheureusement, cet appareil ne peut mesurer des puissances en-dessous de 7000 Watts, ce qui le rend inutile à nos fins.

Nous avons donc entrepris une recherche sur les dynamomètres existants et malheureusement, aucun appareil sur le marché ne pouvait lire de 0 à 10 500 Watts. Règle générale, la majorité des appareils sont incapables de lire en dessous de 20% de leur charge maximale, c'est à dire qu'un appareil mesurant un maximum de 5 250 Watts ne peut mesurer en dessous de 1 050 Watts. Cette option a donc été rejetée.

3.2.1.2 Moteur/générateur

Nous avons choisi d'utiliser un moteur/générateur pour créer une charge, car nous avons accès à deux moteurs électriques à courant continu qui appartiennent à l'ÉTS. Le premier est un moteur de 3 HP et l'autre, de 10 HP. Un moteur DC peut être transformé en générateur si l'on procède à une modification mineure des connexions internes du stator et du rotor. Une fois transformé en générateur, il devient alors une charge mécanique, c'est-à-dire que lorsque l'on lui donne de la puissance mécanique, il la transforme en énergie électrique qui peut être ainsi dissipée dans une résistance.

Le fonctionnement d'un tel générateur est simple. Lorsque l'on alimente le stator avec un voltage et que le rotor tourne, on produira de l'électricité aux bornes du rotor. Si on augmente le voltage du stator ou que l'on augmente la vitesse de rotation du rotor, on génère plus d'énergie. Mais cette énergie doit être dépensée si l'on veut créer une résistance mécanique. L'énergie électrique produite est alors dirigée vers une résistance électrique qui la transforme en chaleur. Il est donc possible de créer une charge variable en utilisant un moteur électrique avec lequel on contrôle l'alimentation électrique du stator.

3.3 Possibilité de changer le ratio des pédaaliers indépendamment

Pour qu'un pédaleur délivre sa puissance maximale, il est très important qu'il pédale à sa vitesse de rotation optimale. Celle-ci se situe en moyenne à 100 tours par

minute pour un effort d'une minute, mais cette vitesse peut varier de plus ou moins 10 tours par minute. Il est donc important que chaque pédaleur puisse avoir le choix d'un ratio entre le pédalier et la charge.

3.3.1 Solution

Pour simplifier la fabrication, nous avons opté pour l'utilisation de composantes de bicyclettes, soit un pédalier à chaîne avec pignon. Ce choix est justifié par la gamme de pignons disponibles sur le marché nous permettant une grande possibilité de ratios entre le pédalier et la charge.

3.4 Mesure et acquisition de données

Puisque l'un des buts du banc d'essai était de mesurer la puissance des pédaleurs, il devenait primordial de recueillir et de connaître la valeur de cette puissance. Il était également nécessaire de connaître la vitesse de rotation de chaque pédaleur, et ce, en tout temps. Nous devions donc développer un système intégré d'acquisition de données capable de nous fournir toutes ces informations. Ces dernières devaient pouvoir être enregistrées pour nous permettre éventuellement de tracer les courbes de puissance de chaque pédaleur en fonction du temps.

3.4.1 Solution

Pour lire la puissance, nous aurions pu mesurer électriquement le nombre de Watts produits par le générateur, mais cette technique ne nous apparaissait pas être la meilleure, car les pertes internes du moteur ne pouvaient pas être mesurées. Cette méthode ne nous permettait donc pas d'obtenir une bonne précision de lecture des mesures. Nous avons alors opté pour l'utilisation d'un couple-mètre et d'une lecture de la

vitesse de rotation. Par la relation suivante, il devenait possible de calculer la puissance de façon beaucoup plus fidèle.

$$P = \omega \cdot T \quad (3.3)$$

La variable P représente la puissance en Watts, ω est la vitesse de rotation en radian par seconde et T est le couple en Newton mètre. Le couple-mètre est situé entre le moteur/générateur et le boîtier d'engrenage. Sa vitesse de rotation est alors d'environ 1750 tours par minute.

Nous disposons à l'ÉTS de 2 couple-mètres qui sont conçus pour mesurer 25 Nm et 250 Nm. Puisque leur précision est de 0.1% de la lecture maximale, le couple mètre de 250 Nm génère une erreur beaucoup plus importante que le petit. Il était donc plus avantageux pour nous d'utiliser le couple-mètre le plus faible possible.

Le tableau 3.1 présente la valeur des couples transmis au moteur/générateur (colonne intitulée " Couple à la charge ") par les pédaleurs. À partir de ces valeurs, nous pouvions donc utiliser le couple-mètre de 25 Nm pour les essais de 1 à 2 pédaleurs et l'autre couple-mètre, pour les essais composés de 3 à 7 pédaleurs.

Pour arriver à lire la vitesse de rotation des pédaleurs, nous avons utilisé un capteur de proximité fixé près d'un joint à créneau (voir figure 3.2). Il devenait alors possible, à partir de ces lectures, de déduire la vitesse de rotation des pédaleurs.

Finalement, l'acquisition des données de couple et de vitesse de rotation est effectuée par un ordinateur extérieur. Par la suite, il nous a été possible de tracer des courbes de puissance des pédaleurs. L'annexe B contient plusieurs résultats qui proviennent de ce système de lecture et de calcul.

L'ordinateur qui gère l'acquisition de données est également utilisé pour contrôler la charge qui freine les pédaleurs. Il peut faire varier à volonté le voltage dirigé au stator du moteur/générateur. Cette fonction, parallèlement à l'acquisition de données en boucle fermée, nous permet ainsi de contrôler les efforts des pédaleurs en fixant un couple de sortie ou bien une vitesse de rotation donnée par rapport à leur performance instantanée.

3.5 Sièges réglables

Pour augmenter la performance d'un pédaleur, il est important que ce dernier soit en position optimale. C'est pour cette raison que chaque siège doit pouvoir être ajusté à la guise de son occupant. De plus, lors de la fabrication du banc d'essai, nous ne connaissions pas encore la distance qui allait séparer les deux rotors de l'hélicoptère. Tout ce que nous savions était l'endroit où allait s'asseoir le pédaleur, mais nous estimions que cette distance devait d'être la plus courte possible afin d'augmenter l'effet de sol aux pales du haut. Nous devions donc effectuer des essais pendant lesquels le pédaleur serait " compacté ", ou encore, prendrait le moins de place possible. En termes mécaniques, il nous fallait positionner le pédalier le plus haut possible par rapport au pédaleur. Par contre, cette position haute du pédalier pourrait nuire à la circulation sanguine du pédaleur tout en augmentant l'efficacité du vol de l'hélicoptère. Il s'agissait donc pour nous de trouver un juste milieu à la découverte de ces informations.

3.5.1 Solution

Afin de simplifier le montage du banc d'essai, nous avons décidé de fixer l'angle d'inclinaison du pédaleur. Pour trouver la position angulaire idéale, nous avons effectué des essais sur un siège à angle réglable. Selon les commentaires et le confort du pédaleur, nous avons fixé cet angle à 70° . Une fois cet angle fixé, nous avons construit des sièges réglables en longueur et en hauteur. Le pédalier reste donc fixe.

3.6 Pertes mécaniques

Afin de nous assurer de l'exactitude de la puissance produite par le ou les pédaleurs, il était nécessaire de connaître les pertes mécaniques qui sont engendrées avant la lecture du couple. Ces pertes sont occasionnées au niveau des pédaliers, des chaînes, des roulements à billes et du boîtier d'engrenage. Pour évaluer ces pertes, nous avons tout simplement fait tourner la charge, c'est à dire le moteur/générateur, à différentes vitesses puis, nous avons lu le couple qui était nécessaire pour entraîner la mécanique du banc d'essai.

Tableau 3-3

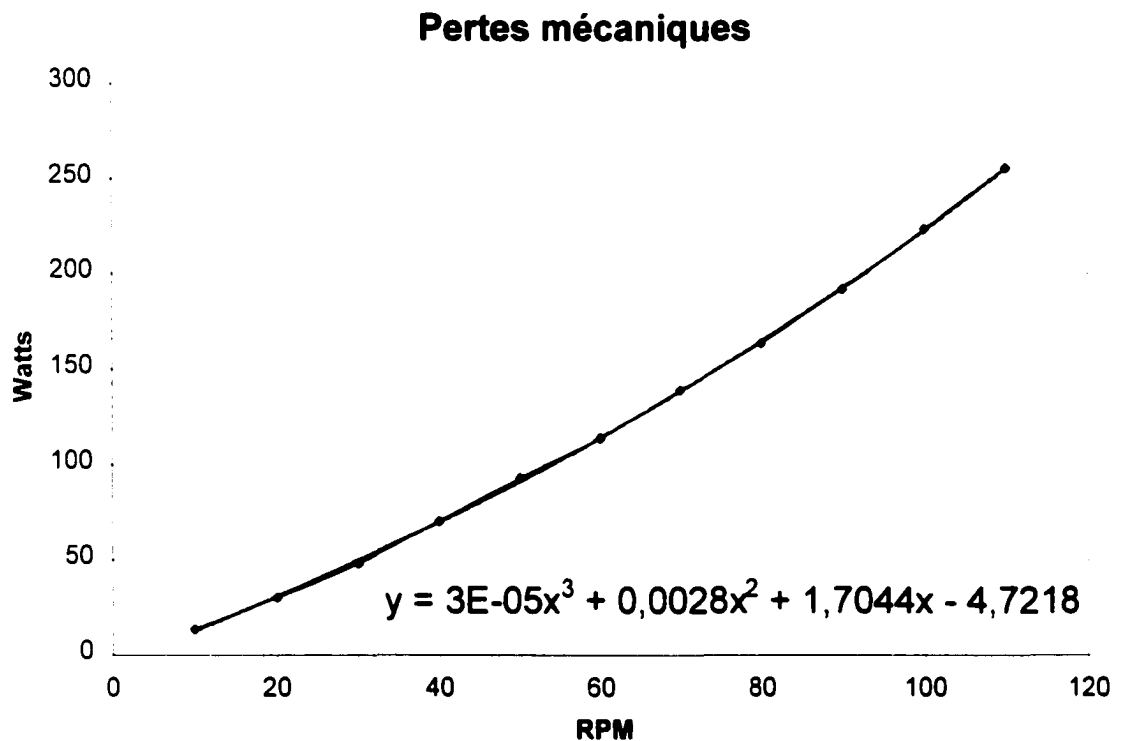
Puissance perdue par rapport
à la vitesse de rotation

Vit. De rot. tours/min	Puissance Watts
10	13,50
20	29,95
30	48,10
40	70,24
50	92,80
60	113,8
70	138,9
80	163,4
90	192,0
100	223,4
110	255,7

Par la suite, nous avons fait une régression polynomiale d'ordre 3, ce qui nous a permis d'estimer, à l'aide d'une formule mathématique, la valeur de la puissance perdue à n'importe quelle vitesse de rotation. Cette formule est actuellement utilisée dans les calculs d'acquisition de données.

Tableau 3-4

Pertes mécaniques mesurées



3.7 Discussion

Le banc d'essai a été indispensable depuis le début du projet car il a contribué à nous donner beaucoup d'informations sur l'énergie disponible d'un ou de plusieurs

candidats. Puisque nos recherches d'informations sur les efforts de groupes n'ont données aucun résultats, nous avons été obligé de construire cet banc d'essai et de mener nous-mêmes des études sur les efforts de groupes. Les résultats de ces études n'ont d'ailleurs pas encore été publiés. Des exemples de courbes de puissance se trouvent en annexe C. Ces tableaux nous donnent des informations tels vitesse de rotation, couple et puissance par rapport au temps de groupes de pédaleurs et de pédaleurs seuls. C'est à l'aide de ces résultats que nous avons établis les critères de puissance de l'appareil.

CHAPITRE 4

MODE DE TRANSMISSION D'ÉNERGIE

La transmission de l'énergie est un facteur très important dans la conception d'un véhicule à propulsion humaine. Ce type d'engin doit posséder un mécanisme de transmission de l'énergie qui la transférera de la source à la sortie, soit du pédalier aux rotors, de la façon la plus efficace. À cette date, le mode de transmission d'énergie n'a pas encore été arrêté. Il est toujours à l'état conceptuel.

Le transport d'énergie peut être effectué par plusieurs méthodes et mécanismes, mais comme dans toutes techniques, chaque méthode possède ses avantages et ses inconvénients. Pour choisir la meilleure méthode, nous avons énuméré les caractéristiques que le système de transmission devra respecter. Voici donc les exigences auxquelles nous croyons que notre mécanisme devrait répondre :

- Conception légère.
- Réduction de la vitesse de rotation du pédalier aux rotors d'un ratio d'environ 14:1 (ou de 100 tours par minute au pédalier pour 7 tours par minute aux rotors).
- Fiabilité et sécurité.
- Perte d'énergie minimum.
- Capacité de transmettre l'énergie du pédalier aux rotors pendant une période d'au moins deux minutes.
- Liaison mécanique sans glissements.
- Liaison mécanique rigide.
- Fabrication non onéreuse.

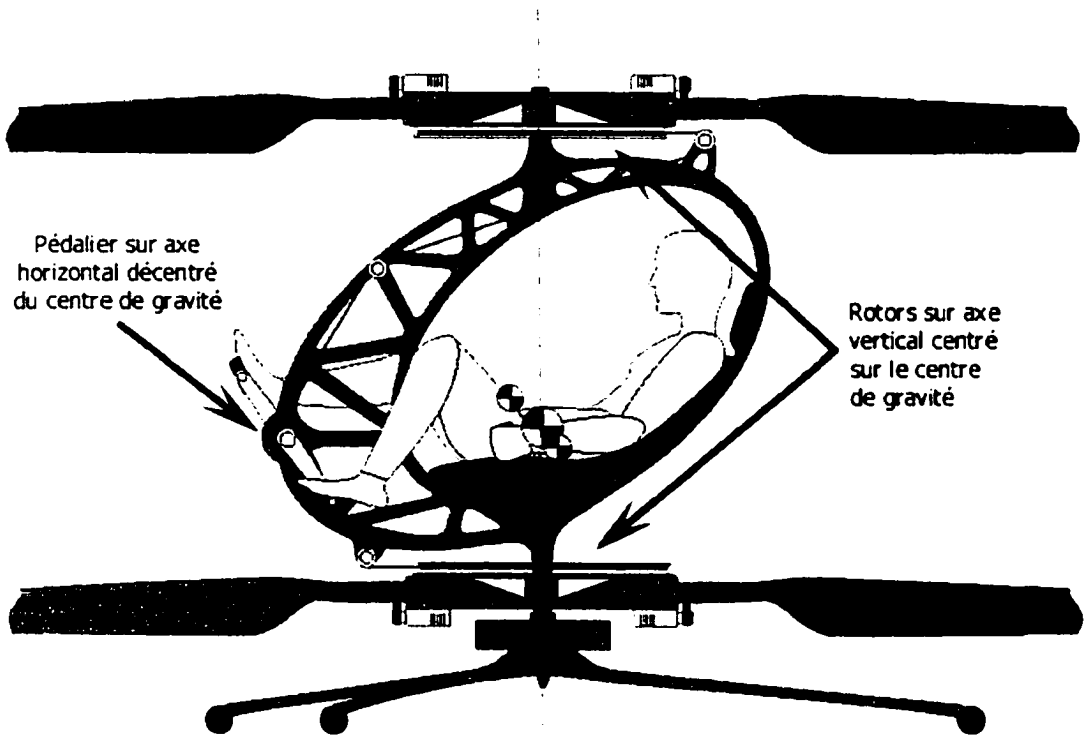


Figure 4-1 Transmission de l'énergie du pédalier au rotor

Nous avons donc fait plusieurs recherches et séances de remue-méninges pour étudier toutes les possibilités qui s'offraient à nous. Concernant la question de la transmission d'énergie, il existe quatre méthodes qui pourraient être utilisées :

- Transmission par engrenages.
- Transmission par chaîne.
- Transmission hydraulique.
- Transmission par câble.

Bien entendu, le mécanisme pourrait être une combinaison de ces méthodes. C'est pour cette raison que nous les avons d'abord analysées indépendamment les unes

des autres, mais pour aboutir à une telle analyse, nous devons tout d'abord connaître les efforts transmis par un mécanisme global de transmission d'énergie.

4.1 Efforts transmis

Comme nous le savons, le moteur de notre hélicoptère à propulsion humaine est un humain qui active un pédalier et tel que mentionné plus tôt, il est incontournable, dans les circonstances, de connaître la puissance que ce " moteur " pourra nous délivrer au cours de futurs vols de l'hélicoptère. Les essais que nous avons effectués sur notre banc d'essai pour pédaleurs nous ont indiqué que les candidats peuvent produire une puissance instantanée très élevée, soit de deux à trois fois la puissance théorique nécessaire pour faire voler l'hélicoptère. Mais cet effort momentané ne peut être effectué de façon continue puisqu'il nuit au rendement global du pédaleur et pourrait engendrer des bris mécaniques.

Lors de la conception des pales, nous avons toujours considéré que la puissance dont nous disposions pour le vol d'une minute était de 750 Watts. La vitesse de rotation du pédaleur associée à cette puissance est de 100 tours par minute. En y ajoutant un facteur de sécurité de 1.25 nous utiliserons donc une puissance de 940 watts et une vitesse de rotation de 10 rad par secondes.

Le tableau suivant représente la puissance transmise, les vitesses de rotation et les couples générés dans les deux organes principaux du système de propulsion, c'est à dire le pédalier et le rotor. Il est à noter que la puissance provenant du pédalier est acheminée vers les deux rotors et que la puissance transmise à un seul rotor est égale à la moitié de la puissance transmise par le pédalier.

Tableau 4-1

Puissance, vitesse de rotation et couple transmis dans les principales composantes du système de propulsion.

	Pédalier	Rotor
Puissance <i>Watts</i>	940	470
Vitesse de rotation <i>Rad/seconde</i>	10	0,7
Couple <i>Newton-mètre</i>	94	670

Il est possible de constater que le couple transmis aux rotors est très important, soit près de sept fois le couple généré au niveau du pédalier.

4.2 Modes de transmission

Une fois connus la puissance, la vitesse de rotation et le couple transmis par le moteur humain aux principales composantes du système de propulsion, il devenait enfin possible de procéder à l'analyse de chacun des mécanismes que nous avons étudiés.

4.2.1 Transmission par engrenages

Le mécanisme de transmission d'énergie par engrenages est probablement l'un des plus couramment rencontrés au sein de l'architecture des machines courantes. Sa fiabilité et son efficacité sont probablement les principales qualités qui expliquent sa popularité, mais en ce qui nous concernait, nous avons rapidement éliminé cette méthode puisque nous avons vite compris que les dimensions des engrenages de notre

hélicoptère seraient trop importantes et que ceux-ci seraient, par le fait même, extrêmement lourds. Un autre désavantage présenté par les engrenages est le fait qu'ils doivent absolument se trouver les uns à côté des autres. Cela signifierait, pour notre application, que l'on devrait d'abord utiliser un mécanisme, comme une chaîne ou une courroie, pour transporter la puissance du pédalier à un second mécanisme situé au niveau des rotors, qui serait composé d'engrenages.

Les calculs que nous avons effectués se limitent à un système d'engrenage au niveau du rotor avec un ratio de 14:1. Contrairement à ce que l'on pourrait croire, il n'est pas avantageux d'obtenir un ratio en plusieurs étapes. La raison est la suivante : l'une des caractéristiques principales qui limite la puissance transmise entre plusieurs engrenages est la force transmise de dents à dents. Cette force, multipliée par le cosinus de l'angle de pression puis, multiplié de nouveau par la distance entre le contact des dents et le centre de l'engrenage nous donne le couple.

La figure suivante représente les forces transmises sur une dent d'engrenage. Seul un angle de pression peut diminuer la force radiale transmise. La force tangentielle demeure, quant à elle, toujours la même.

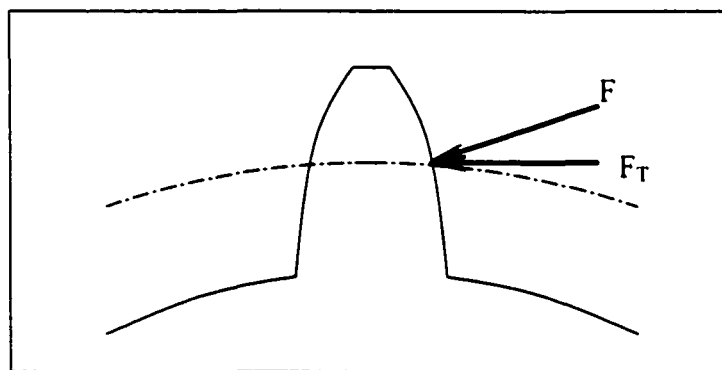


Figure 4-2 Forces transmises par une dent d'engrenage

4.2.1.1 Engrenages droits

Il est évident qu'il existe une quantité infinie de combinaisons d'engrenages. À cette étape de la conception, nous ne voulions pas trouver exactement les engrenages nécessaires pour concevoir un rotor, mais bien expérimenter les possibilités qui s'offraient à nous.

Le tableau suivant est une représentation d'une combinaison possible d'une paire d'engrenages pouvant résister à la puissance transmise.

Tableau 4-2

Engrenages pouvant être utilisés au niveau du rotor.

No Rot		SAF		Métrique	
		20	dents		
Nombre de dents pignon	Np				
Nombre de dents gear	Ng		280 dents		
Ratio	mg		14		
Diametral Pitch	P		10 dents/po		2,540 mm/dents
Largeur de la dent	F		0,750 po		19,050 mm
Angle de pression	φ	20,000		0,349	rad
Pitch diameter	D	2,000	28,000 po	50,800	711,200 mm
Circular pitch	p	0,314	po	7,980	mm
Base circular diameter	Db	1,879	26,311 po	47,736	668,309 mm
Center distance	C	15,000	po	381,000	mm
Outside diameter (full depth)	Do	2,200	28,200 po	55,880	716,280 mm
Outside diameter (Amer. Std. stub. t)	Do	2,160	28,160 po	54,864	715,264 mm
Addendum	a	0,100	po	2,540	mm
Dedendum	b	0,125	po	3,175	mm
Working depth	hk	0,2	po	5,080	mm
Whole depth	ht	0,225	po	5,715	mm
Root diameter	Dr	1,750	27,750 po	44,450	704,850 mm
Circular thickness	t	0,157	po	3,990	mm
Vitesse tangentielle	V	51,31	51,31 Pw/min	0,261	0,261 m/s
Analyse					
RPM	RPM	98	7 rpm	10,283	0,733 rad/sec
Couple	Cp / Cg	423,4	5 928,0 Lbpo	47,9	670,0 Nm
Puissance		0,66	0,66 Hp	491,1	491,1 Watts
Force tangentielle	Wt	423,6	lb	1 884,8	N
Force radiale	Wr	154,2	lb	686,0	N
Force totale pure	W	450,8	lb	2 005,7	N
RPM Pédales	52/14	1,9	rpm	0,197	rad/sec
Diamètre du shaft Gear		0,636	po	16,165	mm
Diamètre du shaft pompe		0,333	po	8,450	mm
Contrainte de flexion			Psi	197,930	Mpa
Contrainte de cisailage			Psi	693,268	Mpa
Contrainte de traction			Psi	206,843	Mpa
Contrainte de compression			Psi	689,476	Mpa

Pour effectuer ces calculs, nous devons déterminer certains facteurs qui représentent les conditions d'utilisation des engrenages et les caractéristiques des matériaux. Voici maintenant la liste de ces facteurs.

Nous avons uniquement considéré l'utilisation d'acier pour la fabrication des dents des engrenages, car les autres matériaux comme l'aluminium ou les polymères demandaient des dimensions de dents trop importantes.

Pour les contraintes de flexion AGMA (voir Machine Design Shigley)

- $K_a = 1$ Facteur de surcharge Application factor (p: 606)
- $K_v = 0.93$ Qualité de l'engrenage Dynamic factor (p:604)
- $K_s = 1$ Facteur de dimension Size factor (p:607)
- $K_m = 1.3$ Qualité d'assemblage Load distribution factor (p:607)
- $J = 0.275$ Concentration de contraintes Bending-Strength fact. (p:601 fig.14.4)

Pour les contrainte de contact (voir Machine Design Shigley)

- $C_p = 1960$ Résistance au contact Elastic Coef. (p:605 table 14.5)
- $C_a = 1$ Facteur de surcharge Application factor (p: 606)
- $C_s = 1$ Facteur de dimension Size factor (p:607)
- $C_m = 1.3$ Qualité d'assemblage Load distribution factor (p:607)
- $C_f = 1$ Facteur de qualité de surface Surface condition factor (p:607)
- $C_v = 0.93$ Qualité de l'engrenage Dynamic factor (p:604)
- $I = 0.1339$ Résistance de la surface Surface strength (calcul automatique)

Pour les contraintes admissibles en flexion

$S_t = 30000$ Résistance à la fatigue Fatigue strength (p:619 table 15.2)

$K_l = 1$ Facteur de durée de vie Life factor (p:609 fig. 14.9)

$K_t = 1$ Facteur de température Temperature factor (p:610)

$K_r = 1$ Facteur de fiabilité Reliability factor (p:610)

Pour les contraintes admissibles de contact

$S_c = 100000$ Résistance à la fatigue Fatigue strength (p:619 table 15.2)

$C_l = 1$ Facteur de durée de vie Life factor (p:609 fig. 14.8)

$C_h = 1$ Facteur de dureté Hardness ratio (p:608)

$C_t = 1$ Facteur de température Temperature factor (p:610)

$C_r = 1$ Facteur de fiabilité Reliability factor (p:610)

Si l'on s'attarde aux dernières valeurs, soit les contraintes de flexion et de contact et qu'on les compare aux contraintes admissibles, on peut constater que les facteurs de sécurité s'approchent de 1. Cette combinaison s'avère donc bonne.

Par contre, si l'on se fie aux données contenues dans le tableau 4-1 illustrant les engrenages pouvant être utilisés au niveau du rotor, on constate que l'engrenage qui devrait être utilisé pour le rotor de notre hélicoptère (représenté par la colonne " gear ") a des dimensions très imposantes. En effet, son diamètre extérieur est de 716 mm et son épaisseur, de 19 mm. Étant donné le poids démesuré que posséderait un tel engrenage, il est entendu que, s'il était choisi, nous ne pourrions utiliser que sa couronne extérieure constituée des dents et de la base. Dans ce cas, la couronne de cet engrenage reconstitué pourrait être fixée à un cœur fabriqué de matériaux composites infiniment plus légers que l'acier. Malgré cet allègement possible, la couronne à elle seule pèserait près de 4,5 kg (approximativement 10 livres), ce qui représenterait près de 15% de la masse totale

de l'hélicoptère si l'on considère que ce dernier doit comprendre deux engrenages, un pour chaque rotor. Il faudrait encore ajouter à la masse du mécanisme le système de pédalier constitué de chaînes et de pignons. Le poids de l'ensemble du mécanisme excéderait rapidement le poids total prévu de l'hélicoptère, c'est pourquoi le choix d'un engrenage ne peut s'avérer judicieux.

4.2.1.2 Engrenages planétaires

La principale caractéristique d'un engrenage planétaire réside dans le fait qu'il permet des ratios importants dans un très petit volume. Malgré cette particularité qui peut sembler très intéressante à première vue, les engrenages planétaires ne représentent pas un avantage en ce qui nous concerne puisque leurs dimensions et leur masse demeurent trop importantes et excèdent nos poids limites. Les recherches que nous avons effectuées sur ce type d'engrenage n'ont pas donné les résultats escomptés, c'est à dire l'existence d'engrenages planétaires à la fois légers et assez résistants pour les applications auxquelles nous voulions les destiner.

4.2.2 Transmission hydraulique

Les transmissions hydrauliques n'ont jamais été considérées comme pouvant constituer une possibilité de transmission dans le projet de l'hélicoptère Hélios car, dans un premier temps, l'efficacité de ce genre de système est faible puisqu'il engendre beaucoup de pertes mécaniques. D'autre part, ce système n'étant pas mécaniquement lié, il permet un " glissement " créé par les fuites internes normales contenues dans un système hydraulique. Enfin, la mécanique de ses moteurs et de ses pompes est trop lourde pour un projet comme le nôtre.

4.2.3 Transmission par chaîne

L'utilisation d'un système de chaînes pour la transmission de la puissance est celui qui nous a semblé le plus intéressant, car il comble la majorité des exigences auxquelles nous sommes contraints et que nous avons énumérées en 4.1. De plus, il existe plusieurs catégories de chaînes qui offrent différents avantages. Les principales catégories de chaînes que nous avons étudiées sont les suivantes.

- Chaîne à maille commune
- En acier
- En polymère
- Chaîne montée sur câble
- À billes
- Torsadée

4.2.3.1 Chaîne à maille

Nous avons immédiatement éliminé la chaîne d'acier commune, car elle est beaucoup trop massive et lourde. Nous avons donc cherché du côté des chaînes en polymères qui peuvent être à la fois très résistantes, autolubrifiantes et légères, mais nous n'avons pas retenu cette dernière catégorie puisque nous avons trouvé des systèmes beaucoup plus intéressants de chaînes montées sur câbles.

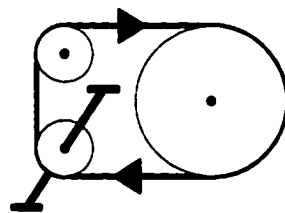
4.2.3.2 Chaîne montée sur câble

Ce type de chaîne est, à notre avis, probablement l'un des meilleurs moyens pour transmettre la puissance du pédalier aux rotors, car cette méthode répond à toutes les exigences de conception que nous avons établies. Voici donc l'analyse de chaque exigence de conception telles qu'énumérées au début du chapitre :

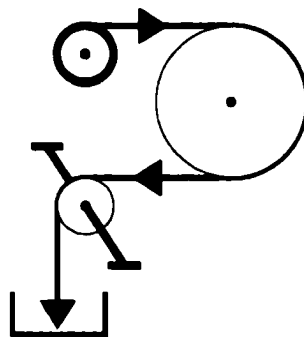
- Conception légère : Les câbles utilisés pour ces chaînes sont disponibles en plusieurs matériaux, tel que l'acier, le Nylon ou les polymères à haute résistance. Il existe donc une variété de câbles aux différentes propriétés. Pour ce qui est des poulies auxquelles viennent se fixer les chaînes, elles sont principalement fabriquées en polymères.
- Ratio de 14:1 : Il existe une variété de poulies qui permettent une infinité de ratio. Nous pouvons également envisager la possibilité de fabriquer des poulies selon les diamètres dont nous avons besoin.
- Fiabilité et sécurité : L'utilisation de chaînes à billes ou torsadées est indubitablement un moyen très sécuritaire puisque cette méthode permet un certain désalignement au niveau des poulies, c'est-à-dire que la chaîne s'aligne par elle-même à l'intérieur des poulies et s'avère très difficile à déloger (ou à faire dérailler).
- Perte d'énergie minimale : Comme pour toutes chaînes, ce moyen ne dissipe pas beaucoup l'énergie qu'il transmet. L'infime quantité d'énergie dissipée l'est principalement aux niveaux suivants :
 - À l'entrée et à la sortie des poulies : Friction à l'entrée et à la sortie des poulies entre la chaîne et l'assise ces dernières.
 - À l'enroulement sur la poulie : Lorsque le câble s'enroule sur la poulie, il se produit un étirement des fibres extérieures du câble ce qui entraîne une légère perte d'énergie. Ce phénomène est inversement proportionnel au rayon de la poulie. Ainsi, plus une poulie est grosse, moins il y a de pertes d'énergie à ce niveau.

- Roulements ou coussinets : L'utilisation de chaînes montées sur câble nécessite l'utilisation de poulies auxiliaires qui servent uniquement à diriger le câble dans une autre direction. Il est évident que le roulement ou coussinet sur lequel est monté cette poulie consomme une énergie qui est perdue en termes de transmission d'énergie entre le pédalier et le rotor.
- Système pouvant transmettre l'énergie durant un minimum de 2 minutes:
Pour répondre à cette exigence, il y existe deux possibilités :

- Système en boucle fermée : Ce système implique que les deux bouts de la chaîne devront être joints ensemble (comme une chaîne commune). De cette façon, il n'y a pas de limite de temps de vol car la chaîne est en service continuellement.



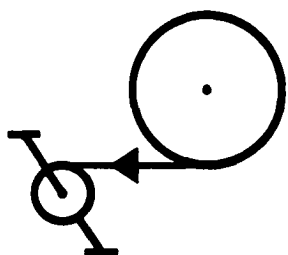
- Système en boucle ouverte : Ici, la chaîne est utilisée une seule fois durant un vol. C'est-à-dire qu'elle est initialement enroulée autour d'un dévidoir. Au cours du vol, le pédalier tire sur la chaîne, entraînant le rotor, puis la laisse tomber dans un réservoir. Ce système a un défaut majeur puisqu'il nécessite approximativement 10 fois plus de câble que le système à boucle fermée. En effet, il faudrait prévoir une



longueur de câble suffisante pour que le mécanisme n'en manque pas durant le vol. Ce qui semble être un désavantage à première vue entraîne néanmoins un avantage puisque, le câble n'étant utilisé qu'une seule fois, ce mécanisme ne nécessite pas un système de retour de câble constitué de poulies et d'autres structures.

4.2.4 Transmission par câble

La transmission par câble est très semblable au système de transmission par chaîne en boucle ouverte. Lors de nos recherches, nous avons remarqué que les deux seuls hélicoptères à propulsion humaine à avoir déjà effectué des vols, c'est à dire les



hélicoptères Yuri et DaVinci, utilisaient ce type de mécanisme pour entraîner leurs rotors. Le fonctionnement de ce type de transmission est très simple. D'abord, ce mécanisme est principalement composé de deux poulies. La première est fixée au rotor et la seconde, au pédalier. Le câble est enroulé au niveau de la poulie du rotor avant le

début du vol. Puis, pendant le vol, ce câble est déroulé à partir du rotor et s'enroule graduellement au niveau du pédalier. La longueur de câble enroulé aux rotors doit donc être assez longue pour permettre une accélération des rotors, l'envol de l'appareil et son maintien en sustentation ainsi qu'une décélération des rotors pendant l'atterrissage. Bien entendu, cela implique que les câbles doivent être rembobinés aux poulies avant chaque vol.

4.3 Recommandations

À cette date, le mode de transmission n'a pas encore été choisi, mais nous savons qu'il se fera probablement par chaînes ou par câbles. Voici un tableau des avantages et des inconvénients des moyens de transmission que nous avons retenus.

Tableau 4-3

Avantages et inconvénients de chaque type de transmission

Transmission à chaîne en circuit fermé	Transmission à chaîne en circuit ouvert	Transmission par câble en circuit ouvert
<p><i>Avantages :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Chaîne plus courte - Glissement impossible - Possibilité de freiner le rotor 	<p><i>Avantages :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Glissement impossible - Aucun système de retour donc moins de pertes mécaniques 	<p><i>Avantages :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Câble plus léger que la chaîne - Aucun système de retour donc moins de pertes mécaniques - Choix de plusieurs câbles
<p><i>Inconvénients :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Nécessite une chaîne fermée de longueur précise - Pièces coûteuses - Faiblesse possible au niveau de la jonction de la chaîne 	<p><i>Inconvénients :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Nécessite une longueur de chaîne plus longue - Nécessite un rembobinage - Pièces coûteuses - Risque de bris si le pédaleur cesse de pédaler ou lors d'une diminution de cadence 	<p><i>Inconvénients :</i></p> <ul style="list-style-type: none"> - Possibilité de glissement - Poulie d'enroulement large pour pouvoir embobiner tout le câble - Nécessite un rembobinage - Risque de bris si le pédaleur cesse de pédaler ou lors d'une diminution de cadence - Variation du ratio pendant le vol causé par l'augmentation du diamètre de la poulie au pédalier pendant l'enroulement du câble

Comme on peut le constater, les trois méthodes retenues possèdent de bons avantages et leur pendant d'inconvénients. Le choix du mode de transmission ne pourra donc être fait qu'après une série d'essais sur l'efficacité et la stabilité des rotors et à partir des résultats obtenus sur l'ensemble des forces transmises. Ces essais donneront donc à l'équipe plusieurs informations supplémentaires qui lui permettront de faire un choix éclairé quant à la conception du mode de transmission de l'hélicoptère en lui apportant des données qui lui serviront à établir de nouveaux critères de conception.

CHAPITRE 5

FIXATION DES PALES

Un des aspects les plus fascinants observés dans le domaine des hélicoptères de transport est sûrement la technique utilisée pour fixer les pales au rotor. On peut facilement imaginer que cette partie mécanique requiert une attention particulière puisque la totalité des forces de sustentation et de translation est transmise par le biais de cet organe. Mis à part le domaine de résistance des matériaux, les rotors d'hélicoptères utilisent des principes de physiques de base qui offrent une foule d'avantage.

5.1 Hélicoptères de transport

Les pales des hélicoptères de transport sont fixées au rotor au moyen d'une rotule. Ce montage permet entre autre de diminuer principalement les efforts dans le moyeu de l'hélicoptère causés par la poussée des pales et le battement. Les pales sont alors en constant équilibre entre la poussée (L) qui porte la pale à monter et la force centrifuge (F_c) qui la ramène à la verticale. Ici la masse de la pale est négligeable.

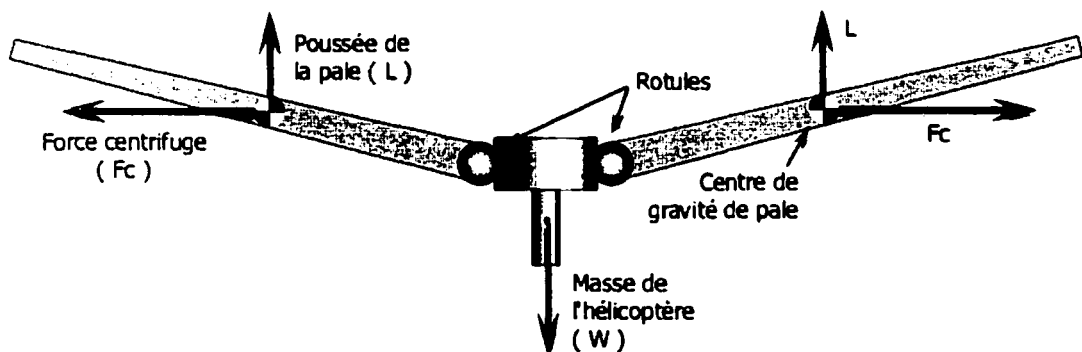


Figure 5-1 Forces produites par les pales

La sommation de la poussée de chaque pale doit alors être supérieure ou égale à la force engendrée par la masse de l'hélicoptère (W) pour que celui-ci vole. Il n'y a donc aucun moment de transmis entre la pale et le rotor, mais uniquement des forces. Pour que la pale soit le plus à l'horizontal possible, la force centrifuge doit être assez grande. Cette force centrifuge (F_c) est directement proportionnelle à trois facteurs :

$$F_c = \int M \cdot \omega^2 \cdot R \quad (5.1)$$

- Masse (M) en kilogramme
- Vitesse de rotation (ω) en radian par seconde
- Rayon du centre de masse (R) en mètre

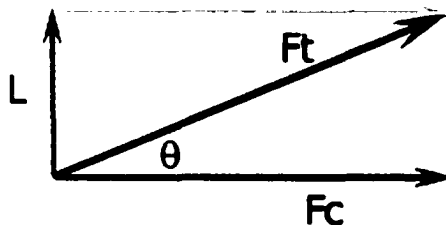


Figure 5-2 Équilibre des forces

Il est à noter qu'ici, la poussée (L) est considérée comme verticale. Elle est réellement normale à l'angle de la pale. Mais pour des raisons pratiques, lorsque la force centrifuge est beaucoup plus grande que la poussée, on peut considérer cette force comme étant verticale. Donc, ici, lorsque la force centrifuge est beaucoup plus grande que la poussée ($F_c \gg L$) l'angle de la pale peut être évalué par:

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{L}{F_c} \right) \quad (5.2)$$

La force totale de traction sur la rotule est aussi évaluable :

$$F_T = \sqrt{F_C^2 + L^2} \quad (5.3)$$

5.2 Caractéristiques des pales d'Hélios

En ce qui concerne l'application de ces formules à notre projet, on ne peut que considérer ces phénomènes de façon très différente, car la force centrifuge est très inférieure à la poussée de la pale de notre hélicoptère. Afin d'illustrer cette réalité, voici un exemple des caractéristiques théoriques de la pale du rotor du haut de l'hélicoptère Hélios.

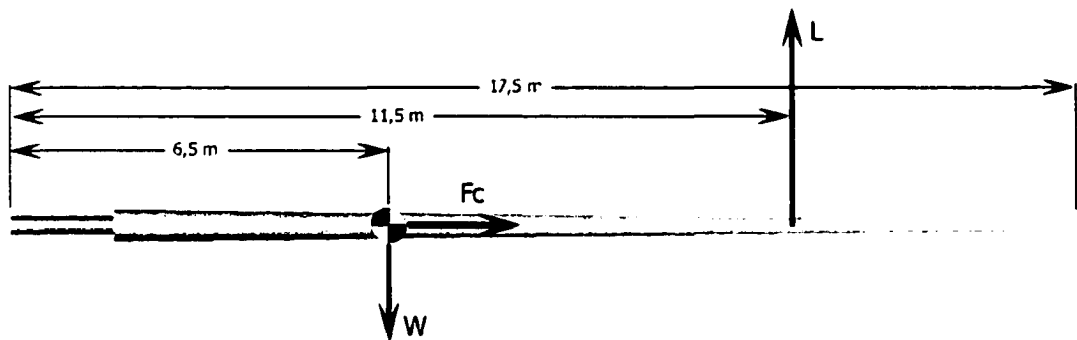


Figure 5-3 Forces transmises dans la pale

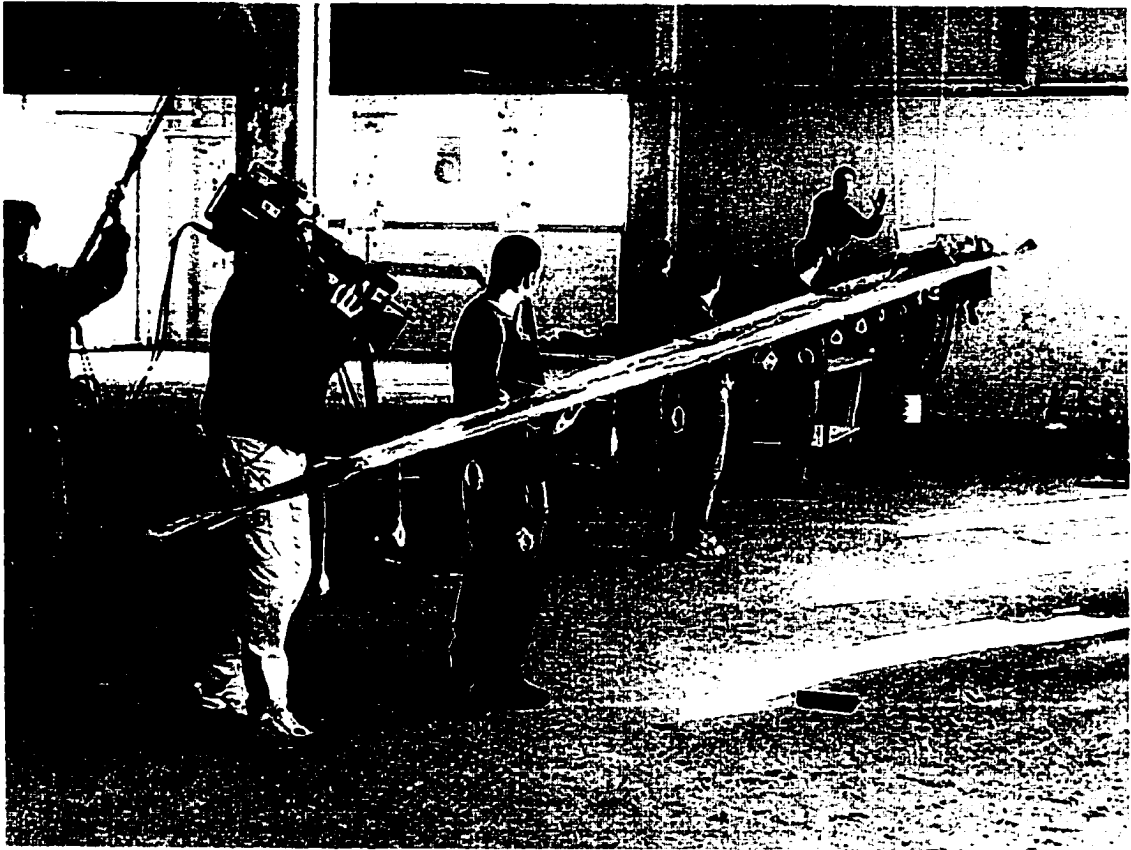


Figure 5-4 Pale entière

- Masse de la pale (W) : 15,9 Kg (156 N)
- Longueur totale (arbre inclus) : 17,5 m
- Centre de gravité : 6,5 m
- Centre de pression : 11,5 m
- Poussée totale (L) : 411 N
- Vitesse de rotation (ω : 7 tours par minute (0,73 rad par seconde)

Si l'on évalue la force centrifuge, (formule 5.1) l'on obtient :

$$F_c = 15,9 \cdot 0,73^2 \cdot 6,5 \quad (5.4)$$

On obtient alors une force centrifuge de 55 Newtons, ce qui est extrêmement inférieur à la poussée totale de la pale. Un montage sur rotule est alors impossible puisque l'angle de la pale serait trop imposant. C'est pour cette raison que nous ne pouvons pas monter les pales de l'hélicoptère sur rotule et que nous les avons tout simplement encastrés.

5.3 Encastrement des pales

Nous avons décidé d'encastrer les pales dans le rotor puisque la force centrifuge engendrée par les pales en rotation n'est pas assez importante pour garder les pales à l'horizontal. Les rotors d'Hélios seront alors tout à fait différents des rotors d'hélicoptères conventionnels. Par contre, le fait que les pales soient encastrées implique nécessairement de plus amples calculs quant à la conception du rotor, puisque ce dernier devra résister à des moments supplémentaires comparativement à un rotor conventionnel.

5.3.1 Efforts transmis

Voici le diagramme illustrant les corps libres des efforts verticaux transmis entre la pale et le rotor.

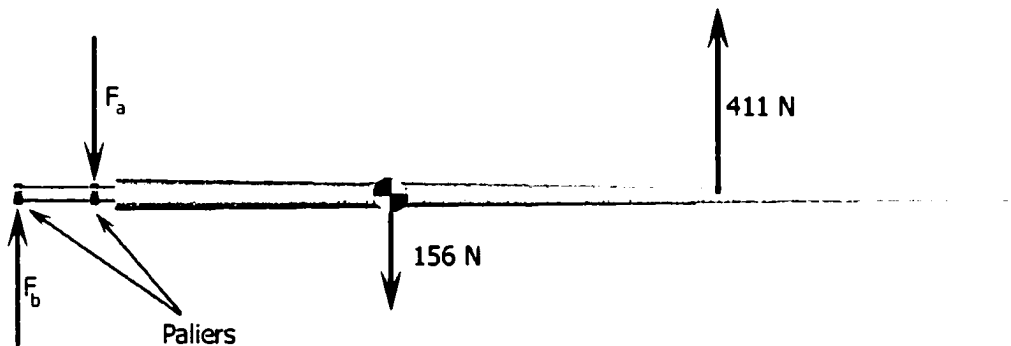


Figure 5-5 Efforts verticaux transmis par la pale

Pour trouver les forces verticales transmises par les paliers nous devons procéder par sommation des forces et moments :

$$\sum F_y = 0 = -F_a + F_b - 156 - 411 \quad (5.5)$$

$$\sum F_y = 0 = -(F_a \cdot 0.45) + (156 \cdot 6.5) + (411 \cdot 11.5) \quad (5.6)$$

On trouve alors :

$$F_a = 8250 \text{ N et } F_b = 7995 \text{ N}$$

Ces valeurs nous seront utiles dans le chapitre 6 où nous analyserons les paliers servant au pivotement des pales.

5.4 Rotor

La conception mécanique du rotor est sous la responsabilité de Daniel Côté. À partir des concepts que nous avons développés, la fabrication du rotor a été rendue possible grâce aux nombreuses analyses par éléments finis faits par M. Côté et ses

calculs des contraintes dans les matériaux composites qu'il a réalisés conjointement avec Simon Joncas. Le rotor est une pièce très importante du projet puisqu'il contient les mécanismes de l'hélicoptère suivants :



Figure 5-6 Parties générales du rotor

- **Mécanisme de pas variable** : Le mécanisme de pas variable est rattaché au rotor à cet endroit. Les paliers servant à faire pivoter la pale dans le rotor se trouvent à cet endroit et au niveau du coeur (lors du changement d'angle d'attaque).
- **Cœur du rotor** : Partie maîtresse du rotor. Les roulements à billes qui permettent au rotor de tourner sur la nacelle sont installés dans le cœur du rotor.

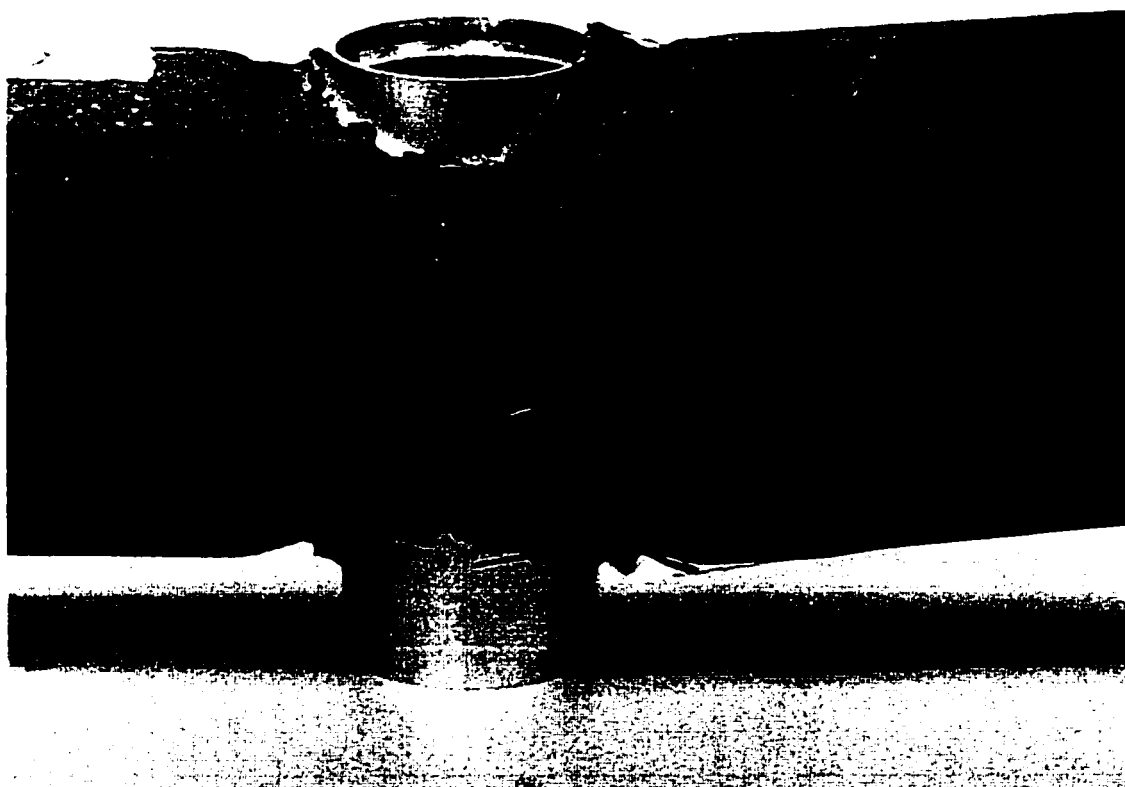


Figure 5-7 Bris occasionné par un effort de 125% de la charge de vol

Récemment, des essais destructifs de charge du rotor ont été effectués. Le but de cette opération était de vérifier la résistance maximale que pouvait subir le rotor. Le rotor a résisté jusqu'à une force équivalente à 510 N soit 125% de l'effort maximal qui devrait être transmis lors d'un vol normal.

CHAPITRE 6

MÉCANISME DE PAS VARIABLE

Le mécanisme de pas variable est un système qui permet de faire varier l'angle d'attaque d'une pale (que l'on appelle le pas) durant le vol. Ce mécanisme est essentiel sur les hélicoptères commerciaux puisqu'il leur permet notamment de se diriger. Au sein du mécanisme de direction d'un hélicoptère tel que le nôtre, le mécanisme de pas variable n'est pas vraiment nécessaire au contrôle de la position de l'appareil, car son vol doit obligatoirement être stationnaire. D'après nos recherches, aucun autre hélicoptère à propulsion humaine n'est pourvu d'un mécanisme de pas variable, mais à notre avis, l'utilisation d'un tel mécanisme est très avantageux pour une foule de raisons dont voici les principales.

6.1 Avantages de l'utilisation d'un pas variable sur un hélicoptère à propulsion humaine

- Accélération des rotors : Lorsque le pédaleur fait accélérer les rotors de la position stationnaire à une vitesse de 7 tours par minutes, les pales ne doivent pas nécessairement produire une poussée. Le pas variable positionne alors les pales selon l'angle qui, tout en étant le plus efficace possible, consomme le moins d'énergie. De cette façon, le pédaleur perd moins d'énergie lors de la mise en rotation des rotors. Une fois que ces derniers auront accéléré, le mécanisme de pas variable pourra alors positionner les pales selon l'angle d'attaque prévu pour le décollage.
- Distribution des couples aux rotors : Puisque notre hélicoptère n'est pas muni d'un rotor de queue, le couple transmis au rotor du haut doit absolument être égal au couple transmis au rotor du bas, sinon la nacelle se mettra automatiquement à pivoter. Il est extrêmement important que cet

aspect soit contrôlé puisque les règlements du concours indiquent clairement que la nacelle ne doit pas pivoter sur elle-même durant le vol. Le contrôle en rotation de la nacelle est donc assuré par le mécanisme de pas variable. L'ordinateur qui contrôle les mécanisme de pas variable des deux rotors s'assure que le couple transmis aux deux rotors soit égal, sinon il pourra faire varier l'angle d'attaque d'un des deux rotors. Cette action aura pour effet de faire varier la puissance transmise au rotor ainsi choisi. De cette façon le couple sera de nouveau égal et la nacelle cessera de pivoter.

- Optimisation du vol et vitesse de rotation constante : Lors du vol, l'altitude de l'hélicoptère devra varier. On doit absolument tenir compte de cette variation qui affecte grandement la performance des pales puisque l'effet de sol diminue en fonction de l'accroissement de l'altitude. Le pédaleur devra donc donner d'avantage de puissance lorsque l'appareil prendra de l'altitude. Sans l'aide d'un mécanisme de pas variable, le pédaleur devrait augmenter sa vitesse de rotation aux pédales lorsque l'appareil prendrait de l'altitude, mais cette technique ne serait pas du tout avantageuse, et ce, pour deux raisons majeures. Premièrement le pédaleur doit donner sa puissance maximale à une vitesse de rotation précise. Une variation de cette vitesse de rotation diminue automatiquement sa puissance. Deuxièmement, les pales ont été conçues pour tourner à une vitesse de rotation fixe. Encore une fois, une variation de cette vitesse nuirait aux performances des pales. Il est donc doublement avantageux de garder la vitesse de rotation constante au pédalier et au rotor. Le mécanisme de pas variable a donc été conçu pour s'assurer du maintien d'une telle situation. Ainsi, nous prévoyons que le vol se déroulera de la façon suivante :
- Décollage : Angle d'attaque faible servant à compenser un effet de sol important.

- **Montée à 3 mètres :** L'atteinte de l'altitude maximale se fait au tout début du vol puisque le pédaleur est au maximum de sa forme. Durant cette ascension, le pas variable ajuste l'angle des pales en fonction de la hauteur de l'hélicoptère pour permettre aux rotors de conserver une vitesse de rotation constante et s'assure de la stabilité de la nacelle.
- **Atteinte de la hauteur de 3 mètres et préparation pour la descente :** Lorsque l'objectif d'altitude de 3 mètres est atteint, un signal est donné au pédaleur et il réduit sa puissance. L'ordinateur est programmé pour enregistrer cette réduction de puissance et réagir par une diminution de la vitesse de rotation des rotors. À cet instant, le mécanisme de pas variable doit également ajuster les pales selon un angle d'attaque plus faible et ainsi permettre à la vitesse de rotation de se stabiliser de nouveau. C'est à ce moment que l'hélicoptère devrait amorcer sa descente.
- **Descente et maintien d'une altitude faible :** Tout au long de la descente, la puissance nécessaire pour entraîner les rotors diminue. L'ordinateur devra donc compenser cette perte de puissance en diminuant l'angle d'attaque des pales pendant toute la descente. Si par contre, le vol n'avait pas encore duré une minute au moment de l'amorce de la descente, le pédaleur devrait continuer à pédaler afin de maintenir l'appareil au-dessus du sol, et ce, pour durée résiduelle du vol. Il n'aurait qu'à augmenter sa puissance en fonction de l'altitude à atteindre ou à conserver.
- **Atterrissage :** Le contrôle du pas des pales durant l'atterrissage est semblable aux deux étapes précédentes.

- Équilibre des poussées des rotors : Puisque les pales sont faites manuellement donc de façon artisanale, il se pourrait que deux pales semblables ne produisent pas exactement la même poussée et par le fait même, la réaction de chaque pale par rapport à l'effet de sol pourrait varier de la même façon. Afin que l'appareil reste stable pendant le vol, la poussée des pales sur un même rotor devra absolument être égale. Il serait donc possible que l'ordinateur doive ajuster les angles d'attaque des pales durant le vol pour s'assurer de l'équilibre des poussées appliquées sur les rotors.

6.2 Caractéristiques techniques

Le mécanisme de pas variable est un système qui doit être conçu parallèlement à la fabrication et à l'évolution des pales de l'hélicoptère afin de répondre à certains critères qui ne peuvent être déterminés que lors de la conception de ces pales. La pratique nous a en effet confrontés à certains problèmes que nous n'avions pas envisagés lors de leur conception théorique. Ces critères servent donc de ligne directrice à l'élaboration du système de pas variable et nous guident pendant toutes les étapes de la conception de l'hélicoptère :

- Vitesse de pivotement de l'angle d'attaque : L'angle d'attaque des pales doit varier assez rapidement pour que la poussée puisse être uniformisée et pour que la vitesse de rotation des rotors demeure stable. La vitesse de pivotement des pales a donc été fixée à 1° par seconde, ce qui correspond à 0.17 tours par minute.
- Couverture de 30° : Le pas variable doit faire pivoter les pales sur au moins 30° . Cette valeur a été établie pas les concepteurs des pales.

- Produire un couple de 60 Nm : Le couple théorique nécessaire pour faire pivoter la pale lors d'un changement d'angle d'attaque est évalué à 20 Nm. Nous avons également estimé que la friction totale générée au niveau des paliers de la pale serait approximativement de 10 Nm auquel nous ajoutons un facteur de sécurité de 2. Il est à noter qu'une erreur majeure s'est glissée dans ce calcul. La valeur de 10 Nm avait été évaluée au tout début du projet, mais elle est complètement erronée et aurait dû être réévaluée aux alentours de 105 Nm (voir les calculs en 6.7). Ce détail est la cause principale des problèmes que nous avons encourus lors des essais de pales.
- Mécanisme autobloquant : Lorsque le rotor tourne, la distribution des forces sur la pale crée un moment qui entraîne la pale à pivoter. Il est donc nécessaire que le mécanisme du pas variable puisse retenir ce moment dont la valeur est nécessaire pour faire changer l'angle d'attaque de la pale.
- Précision à $\pm 0,25^\circ$: Lors du positionnement des pales, le système de pas variable devra être capable de positionner l'angle d'attaque des pales avec une précision de $\pm 0,25^\circ$. Cette marge d'erreur est le fruit des calculs effectués par Simon Joncas au moment de la conception des pales.
- Mécanisme fiable: Il est entendu que les mécanismes devront être extrêmement fiables puisqu'une simple défaillance pourrait engendrer l'écrasement de l'appareil au moment du vol ultime.
- Mécanisme léger : Pour des raisons évidentes, dans toutes les parties de l'hélicoptère, la légèreté est LE mot d'ordre par excellence.
- Mécanisme compact : Pour augmenter l'effet de sol du rotor du haut, il est important que l'hélicoptère soit le plus compact possible. Il est donc

important que le mécanisme de pas variable soit également petit afin de ne pas entraîner un éloignement inutile des rotors l'un de l'autre.

- Mécanique interchangeable et similaire pour les deux rotors : Pour simplifier la fabrication, les pièces mécaniques devront toutes être interchangeables donc pratiquement identiques pour le rotor du haut comme celui du bas.

6.3 Pas variables collectif et cyclique

Il a déjà été mentionné que les hélicoptères communs doivent tous être équipés d'un mécanisme monté à la base du rotor servant à contrôler le pas de leurs pales. Il s'agit des mécanismes de variation collective et cyclique du pas. Ces mécanismes servent principalement à contrôler la poussée verticale de l'aéronef tout en le dirigeant. En ce qui concerne notre application, de tels mécanismes peuvent être avantageux et pourraient répondre à toutes les caractéristiques techniques nommées en 6.2, mais malheureusement, ils comportent plusieurs désavantages qui font en sorte que nous n'avons pu les choisir :

- Mécanique lourde : Le mécanisme de variation collective et cyclique du pas est imposant et serait à notre avis trop lourd pour notre application.
- Espace restreint : Ce mécanisme est volumineux et requiert trop d'espace.
- Perte d'énergie supplémentaire causée par la friction du pas variable collectif: L'utilisation d'un collectif nécessite l'utilisation d'un palier aux dimensions imposantes qui aurait créé une friction supplémentaire.

- **Contrôle non indépendant des pales** : Ce mécanisme permet de faire varier le pas des pales globalement. Il est impossible de faire varier chaque pale indépendamment.

Nous avons donc décidé de développer notre propre mécanisme afin de mieux l'adapter à nos besoins.

6.4 Aspects techniques

Avant même de débiter notre concept de mécanisme de pas variable, nous avons dressé une liste d'aspects techniques qui allait nous guider pendant sa conception. Voici les détails de cette liste :

- **Utilisation de moteurs électriques pour contrôler le pas des pales** : Suite à l'approbation de l'American Helicopter Society, nous avons décidé que le pivotement des pales lors du changement du pas allait être assuré par un moteur électrique. De cette façon, l'énergie nécessaire pour faire tourner les pales proviendrait d'une source extérieure. Ainsi, l'énergie du pédaleur est préservée uniquement pour faire tourner les rotors.
- **Utilisation de paliers en polymères pour permettre le pivotement des pales** : Nous avons estimé qu'il serait sûrement avantageux d'utiliser des paliers en polymères pour alléger l'engin. Malgré leur poids, la rigidité de ces paliers n'est pas mise en doute.
- **Contrôle indépendant de chaque pale** : Chaque pale doit être munie de son propre mécanisme de pas variable. De cette façon le contrôle du pas pourra se faire de façon indépendante.

6.5 Conception du mécanisme de pas variable

La conception du mécanisme de pas variable a été divisée en plusieurs parties :

6.5.1 Mécanisme de pivotement des pales

Pour faire varier le pas d'une pale, il faut faire pivoter cette dernière à partir du rotor. Le problème mécanique qui se pose est alors de faire pivoter un arbre (pale) dans un arbre creux (rotor).

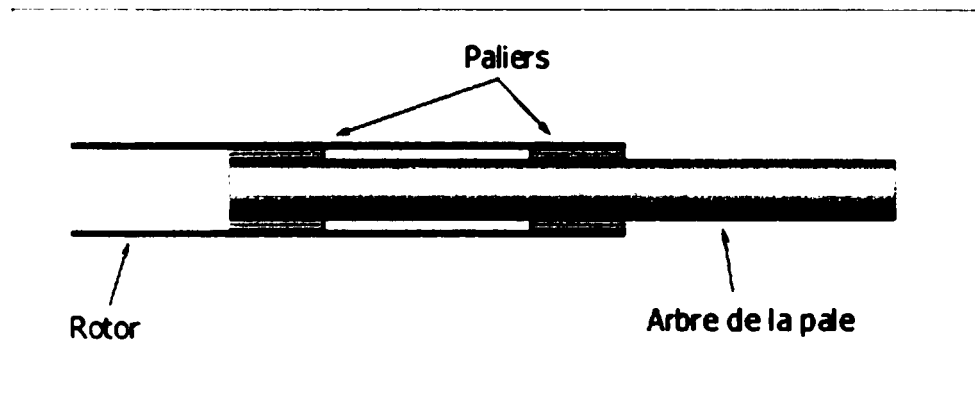


Figure 6-1 Concept d'arbre avec paliers lisses

Nous avons retenu trois méthodes servant à entraîner le pivotement de la pale dans le rotor. Les voici :

6.5.1.1 Courroie ou chaîne

Cette méthode consiste à fixer directement le moteur sur le rotor et à entraîner le pivotement des pales à l'aide d'une courroie ou d'une chaîne.

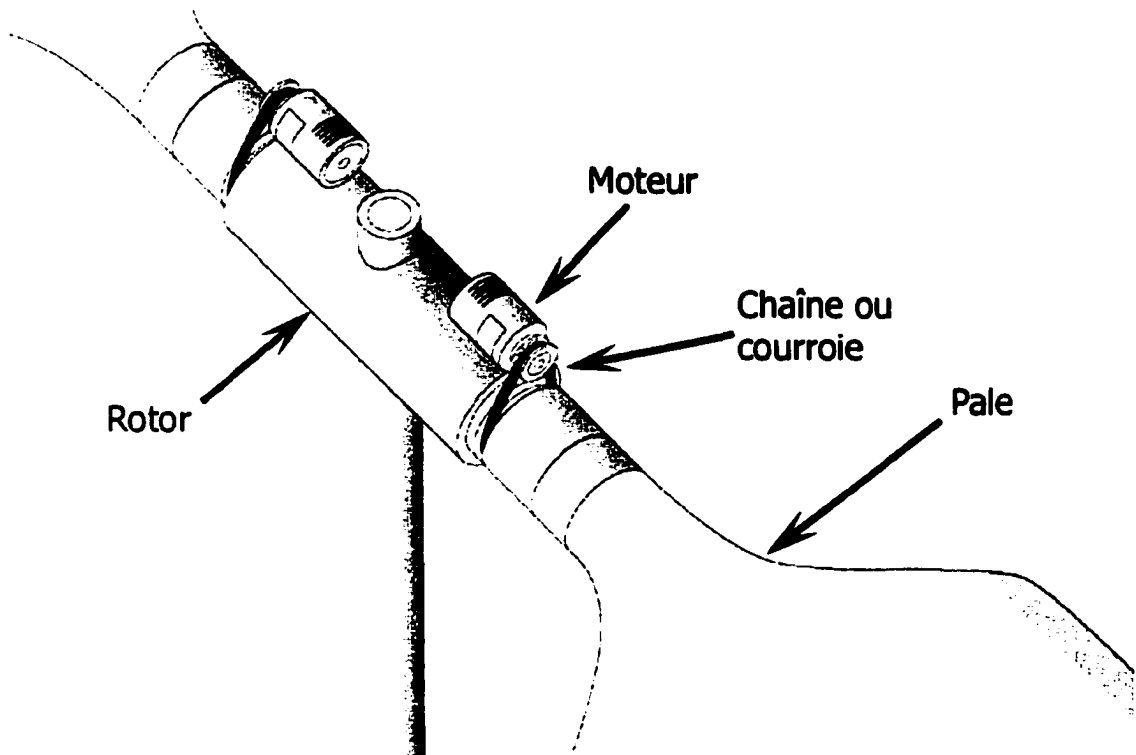


Figure 6-2 Mécanisme à courroie ou chaîne

Nous n'avons pas retenu cette méthode, car même après de longues recherches, nous n'avons pas réussi à trouver de moteur assez léger et couplé à un boîtier d'engrenage qui soit capable de créer directement le moment nécessaire. De plus, la précision du mouvement aurait été difficile à obtenir, car les ensembles de poulies et de chaînes recèlent un jeu important (backlash) et totalement indésirable.

6.5.1.2 Actuateur linéaire

Le pivotement de la pale est engendré par un actuateur linéaire qui s'allonge et se rétracte.

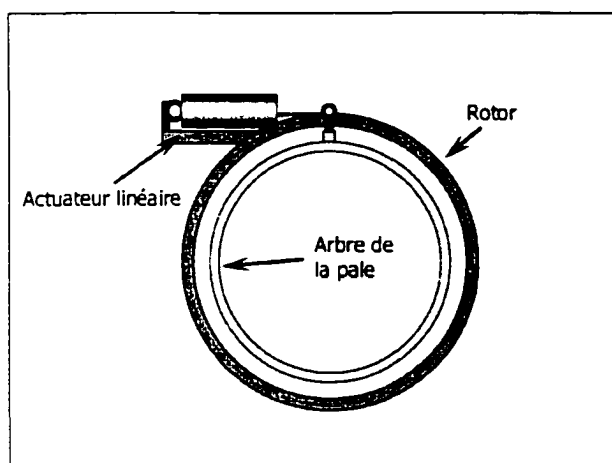


Figure 6-3 Mécanisme à actuateur linéaire

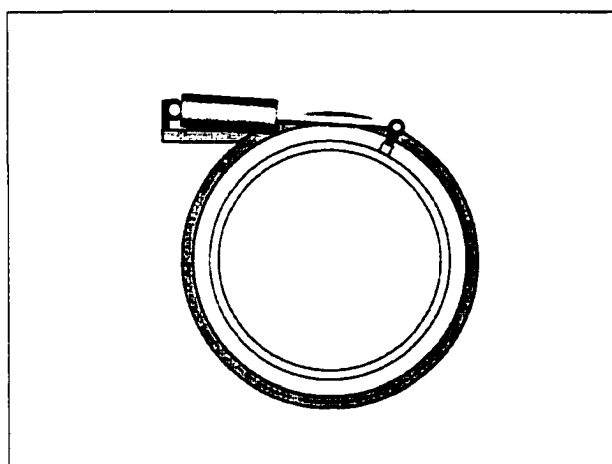


Figure 6-4 Exemple de mouvement du mécanisme de pas variable utilisant un actuateur linéaire.

Ce mécanisme nécessite un actuateur assez fort puisque la force est appliquée directement sur un bras de levier. Pour obtenir une moment de 60 Nm sur un bras de levier de 65 mm, un actuateur linéaire devrait développer plus de 900 newtons. Il existe sur le marché de minuscules actuateurs aux mécanismes justes et exotiques qui pourraient générer de telles forces avec des déplacements précis mais ils sont tout simplement inabordables pour nous. Il serait donc nécessaire de fabriquer nous même

ces actuateurs si nous décidions d'utiliser ces mécanismes, à moins d'obtenir l'objet en commande.

6.5.1.3 Engrenage à vis sans fin

Ce mécanisme est principalement composé d'une vis et d'un engrenage de vis. La vis est directement couplée au moteur et l'engrenage de vis est fixé sur la pale. Lorsque le moteur entraîne la vis, l'engrenage de vis tourne et fait pivoter la pale.

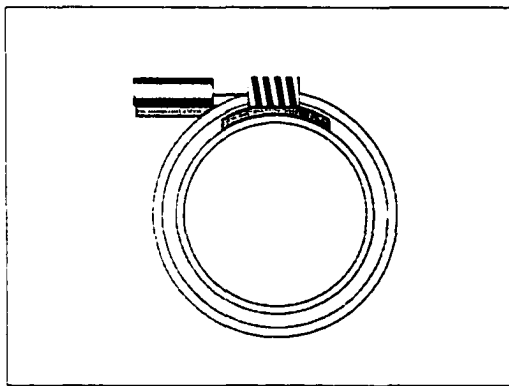


Figure 6-5 Mécanisme à vis sans fin

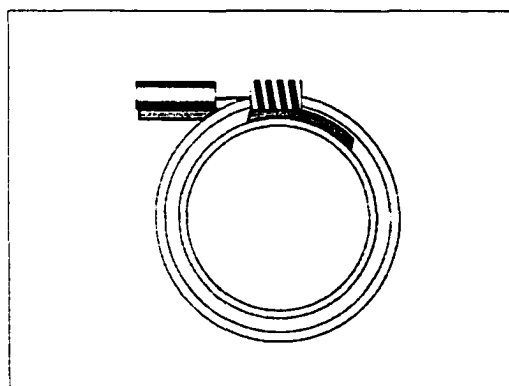


Figure 6-6 Exemple de mouvement du mécanisme de pas variable utilisant une vis sans fin.

6.5.2 Choix du mécanisme

Pour le choix final du mécanisme de pas variable, nous avons retenu deux mécanismes : le mécanisme à actuateur linéaire et le mécanisme à vis sans fin. Après plusieurs discussions et une grande réflexion concernant les méthodes de fabrication des deux méthodes et pesant les avantages et les inconvénients de chacune, nous avons premièrement opté pour la fabrication d'un mécanisme à pas variable à vis sans fin. Les raisons qui nous ont portés à croire que ce mécanisme est plus avantageux que l'autre sont les suivantes.

- Fabrication simple : Le mécanisme à vis sans fin nécessite une conception et un temps fabrication moins complexes.
- Mécanisme autobloquant : L'utilisation d'une vis sans fin garantit qu'il sera autobloquant s'il n'est pas entraîné, peu importe le ratio.
- Positionnement simple : La configuration du mécanisme à vis sans fin permet plus facilement l'intégration d'un système de positionnement qui mesure et informe l'ordinateur de l'angle d'attaque de la pale.
- Jeu minimum : Lorsque les mécanismes de vis sans fin sont correctement installés, ils offrent un jeu minimum.
- Variété de vis sans fin : Plusieurs compagnies distribuent des vis sans fin et elles sont non seulement abordables, mais également disponibles en plusieurs ratios et pas.

Nous avons choisi un engrenage de vis de 360 dents avec un pas de 64. Le pas diamétral est de 5,625 pouces. La vis est à filet simple. Cet agencement est avantageux pour les calculs puisque chaque tour de vis fait varier l'angle d'attaque d'un degré.

6.5.3 Choix des moteurs

Avant de procéder au choix des moteurs, nous devons tout d'abord évaluer l'efficacité du système d'engrenage à vis que nous avons choisi. Cette partie a été extrêmement difficile à évaluer, car les engrenages à vis de petite taille réagissent différemment des engrenages de taille moyenne ou grosse. Ce phénomène est en partie causé par les faibles angles de ces engrenages. Or, dans la littérature disponible, il nous était absolument impossible de quantifier les efforts et moments transmis au moyen d'engrenages à vis de petite taille, car nous n'avons trouvé aucune table faisant état des performances des petits engrenages. Nous avons donc tenté de procéder par analyse logique et nous avons effectué des essais mécaniques sur un prototype.

Nous avons besoin de quatre moteurs en tout, soit un par pale, et nous savions que nous devrions déboursier une somme considérable pour nous approprier ces moteurs. Afin d'être absolument certains du choix de nos futurs moteurs nous avons d'abord décidé de sous-estimer l'efficacité de notre système d'engrenage à vis et comme la littérature n'était pas adaptée à nos besoins, les formules que nous y trouvions nous amenaient à déduire que l'efficacité de nos engrenages tendait vers 1, ou encore, 100%. À notre avis, cette valeur ne pouvait être le reflet de la réalité. Nous la croyions beaucoup trop élevée, car nous savions que lorsque la pale serait chargée, les efforts transmis dans le mécanisme de pas variable ne seraient pas parfaitement alignés et qu'il n'était pas possible de calculer les déformations du rotor. Ces déformations sont en effet très difficiles à prévoir, car nous utilisons des matériaux composites qui sont non isotropes et qui réagissent différemment selon leur composition. La fabrication des matériaux composites est artisanale, ce qui nous porte à croire que plusieurs pièces

seraient différentes ou limitées quant à l'homogénéité de leur reproduction. Par ailleurs, nous étions tout à fait conscients que lors du vol, certains facteurs comme le battement des ailes provoqueraient des efforts supplémentaires impossibles à quantifier à cette étape de la conception de notre hélicoptère. L'ensemble de tous ces facteurs a fait en sorte que nous n'avions aucune idée précise des déformations finales auxquelles serait soumis le rotor. Nous avons estimé que, dans le pire des cas, l'efficacité de l'engrenage à vis sans fin serait de 0.6 et c'est finalement cette valeur qui a orienté notre choix de moteur.

Le tableau suivant donne les couples et vitesses de rotation minimum qui devront être transmis par le système de pas variable. Ces valeurs représentent les limites minimales que le moteur devra développer.

Tableau 6-1

Couples et vitesses de rotation transmis par le mécanisme de vis sans fin avec un ratio de 360:1 et une efficacité globale évaluée à 60%

	Couple minimum (N·m)	Vitesse de rotation minimum (tours par minute)
Pale (engrenage de vis)	60	0,17
Vis (Couplé au moteur)	0,28	61,2

Nous avons finalement trouvé un modèle de moteur qui correspondait à ces données. Ce modèle est distribué par la compagnie Maxon qui, selon nos recherches, fabrique des moteurs avec l'un des meilleurs ratio de poids versus puissance. Nous avons

donc choisi un de leurs moteurs les plus performants. Il s'agit d'un moteur de 4,5 watts de 16mm de diamètre avec une vitesse de rotation oscillant autour de 15 000 tours par minute avec un couple maximum de 4,98 mNm. Ce moteur est couplé à un réducteur de vitesse ayant un ratio de 185 195/2 197, soit près de 84:1. Le rendement du réducteur est approximativement de 73% et le couple maximum intermittent pouvant être transmis est de 0.3 Nm.

Puisque le réducteur est limité à un couple de sortie de 0,3 Nm, il était important de vérifier si le moteur était capable de fournir ce couple. Le tableau suivant nous donne les couples et vitesses de rotation à la sortie du moteur et à la sortie du réducteur avec une efficacité de 73%.

Tableau 6-2

Couples et vitesses de rotation transmis par le moteur Maxon et le réducteur avec un ratio de 84:1 avec une efficacité de 73%

	Couple (N·m)	Vitesse de rotation (tours par minute)
Moteur Maxon 4,5 W	0,00498	15 000
Sortie du réducteur 84:1	0,305	179

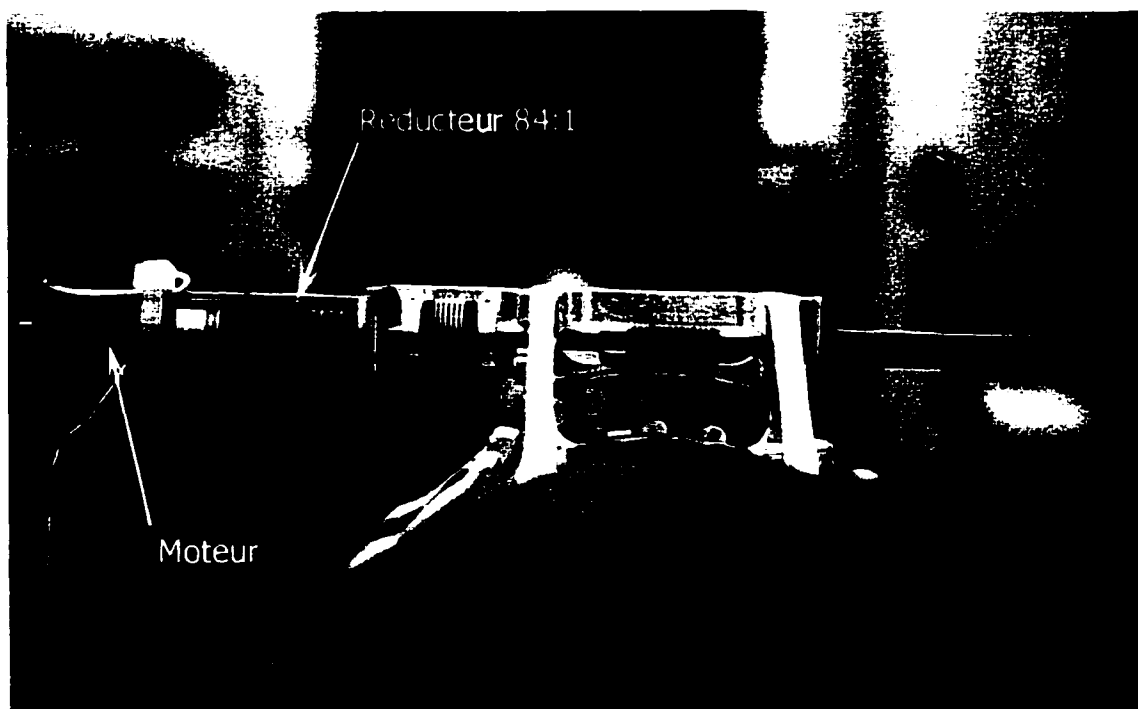


Figure 6-7 Moteur et réducteur

Ces données et illustrations nous permettent d'approuver sans hésitation la combinaison de ce moteur avec ce réducteur. Le moteur peut fournir assez de couple pour que le réducteur fournisse 0,3 Nm.

Le tableau suivant nous indique les couples et vitesses de rotation provenant du réducteur. Le réducteur est couplé à la vis qui transmet la rotation à l'engrenage de vis.

Tableau 6-3

Couples et vitesses de rotation générés par le moteur Maxon et transmis au mécanisme de vis sans fin avec un ratio de 360:1 et une efficacité globale évaluée à 60%

	Couple Maximum (N·m)	Vitesse de rotation maximum (tours par minute)
Moteur couplé à la vis	0.3	179
Engrenage couplé à la pale	64.8	0.50

Une fois ces calculs accomplis et le moteur d'essai acheté, nous avons procédé à quelques expériences. Nous avons d'abord construit un montage qui a servi uniquement à mesurer le couple transmis par les engrenages à vis. Ainsi, aucune force radiale n'a été transmise lors des essais alors qu'en réalité, elles représentent une résistance beaucoup plus importante que ce que nous avons évalué avant les essais. Il sera question de la force radiale au chapitre 7. Malgré tout, les résultats de nos tests ont été au-delà de nos espérances, car nous avons réussi à développer un couple de 67,8 Nm au niveau des pales. Ces résultats ont donc confirmé que l'agencement du moteur choisi au réducteur et aux engrenages de vis répondait parfaitement à nos attentes.

6.5.4 Lecture de l'angle d'attaque

L'équipe électrique croit qu'il est avantageux que la lecture de l'angle d'attaque provienne d'un signal analogique parce que le contrôleur du moteur fonctionne de façon

analogique. L'ordinateur de l'hélicoptère contrôle également le pas variable des pales de façon analogique et une résistance variable permet de connaître immédiatement, donc facilement et efficacement la position des pale. Un encodeur digital aurait compliqué le système de contrôle de pas variable. C'est pour ces raisons que la lecture de l'angle d'attaque se fera à l'aide d'un potentiomètre.

Nous avons donc cherché un potentiomètre adapté à nos besoins et nos recherches ont abouti sur deux types de configurations possibles. La première constitue l'utilisation d'un potentiomètre de haute précision à 10 tours alors que l'autre favorise l'utilisation d'un potentiomètre de précision moyenne de 20 tours.

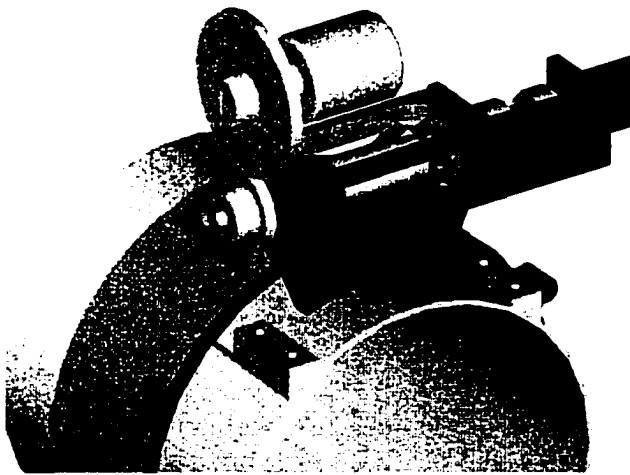


Figure 6-8 Montage avec potentiomètre 10 tours



Figure 6-9 Montage avec potentiomètre 20 tours

Le choix final du potentiomètre ne pourra être déterminé qu'après une série d'essais sur ces deux configurations, car le montage du potentiomètre de précision moyenne de 20 tours est approximativement 8 fois plus léger que le potentiomètre de haute précision à 10 tours.

6.5.5 Fixation des pales

Le mécanisme de pas variable inclus la fixation des pales. Cette fixation est assurée par une série de paliers qui doivent retenir la pale horizontalement tout en la laissant pivoter sur elle-même (variation de l'angle d'attaque).

La figure suivante représente le premier prototype du rotor que nous avons construit. Sur cette figure, le support à palier est intégré dans la pale, c'est à dire qu'il est recouvert en partie de fibre de carbone et est moulé à même l'arbre de la pale.

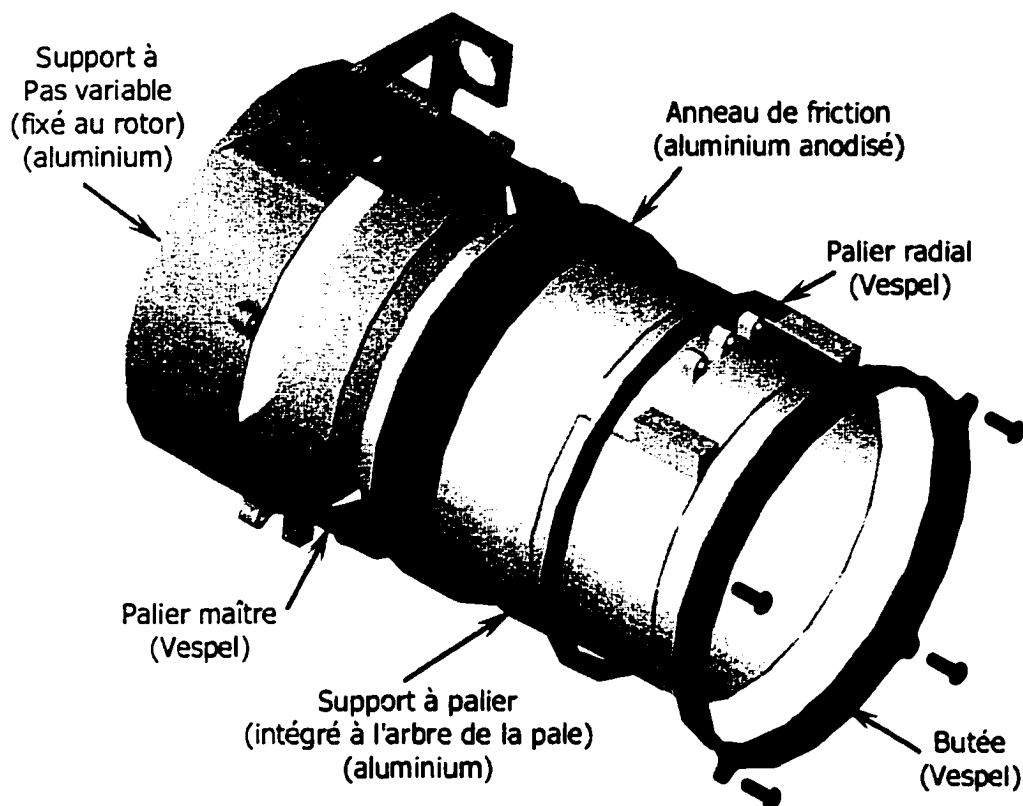


Figure 6-10 Principales parties intervenant dans la fixation des pales

Sur la photo suivante on peut apercevoir le support à palier intégré dans la pale. Il est à noter que la figure 6-9 ne représente pas la réalité puisqu'à l'origine, ce support de pale était muni de cannelures afin de laisser passer la fibre de carbone et permettre un lien mécanique entre les deux parties du support. Quant aux trous percés dans la couronne de métal, ils devaient uniquement servir à l'allègement des pales, mais après les premiers essais servant à vérifier la résistance du support de pale et de l'arbre, nous avons décidé de construire les futurs supports à palier différemment. Nous les avons construits en une pièce non intégrée à l'intérieur de l'arbre de carbone, car nous nous sommes aperçus qu'ils ne faisaient qu'affaiblir l'arbre. Ils sont maintenant fixés autour de l'arbre, une fois la fabrication de ce dernier terminée.



Figure 6-11 Arbre de pale avec support à palier

Cette photo a donc été prise après un essai destructif effectué sur une pale. L'analyse du bris de la pale nous a permis de constater que les cannelures qui devaient servir à laisser passer la fibre de carbone nuisaient à la solidité de l'arbre de la pale en créant des concentrations de contraintes à cet endroit. Nous avons alors été obligés de modifier notre concept afin d'éviter que le support à palier ne passe à travers l'arbre. Nous avons donc éliminé la pièce contenant les cannelures que nous avons remplacé par l'ajout d'une nouvelle pièce par-dessus l'arbre, comme nous l'avons expliqué dans le paragraphe précédent. Par contre, l'installation de cette bague à palier sur l'arbre déjà fabriqué créait un nouveau problème : il est d'une importance critique que cette nouvelle pièce soit extrêmement bien alignée avant d'être collée sur l'arbre puisqu'elle est le guide de la pale. Mais cette tâche exige une grande quantité de mesures et de précautions

d'alignement, ce qui complique et allonge considérablement l'étape de fabrication de l'arbre en question.

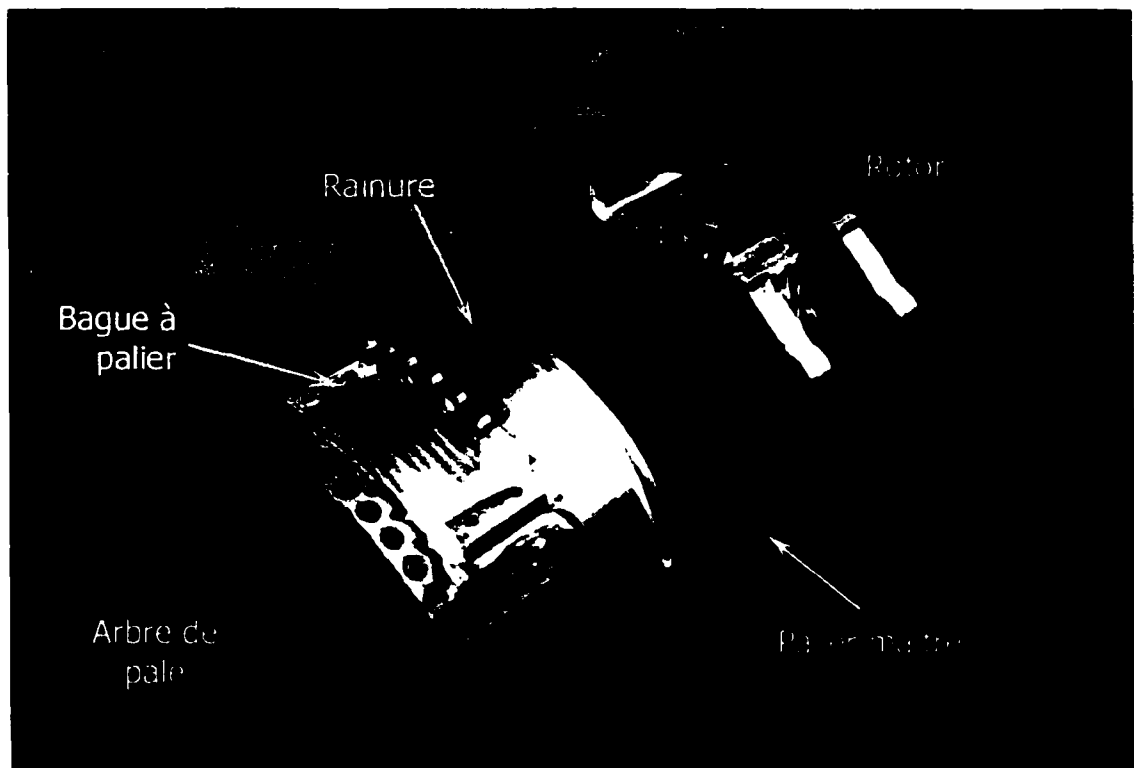


Figure 6-12 Nouveau montage de paliers avec bague

Sur cette nouvelle version de palier, nous avons fait d'autres modifications au niveau du support axial. La force centrifuge est dorénavant retenue par une rainure à même la bague. De cette façon, la série de paliers (les deux paliers et la butée de la figure 6-9) qui permettait à l'arbre de pivoter est comprise en une pièce qui s'embarque par-dessus la bague. Le palier a été fabriqué en Nyloil.

6.6 Construction des prototypes

La construction des prototypes a été rendue possible grâce à l'aide de Daniel Côté qui s'est chargé de modéliser par la méthode des éléments finis plusieurs pièces du

mécanisme de pas variable. Avec ces analyses, nous avons pu finaliser le dimensionnement des pièces et fabriquer un mécanisme complet pour le tester.

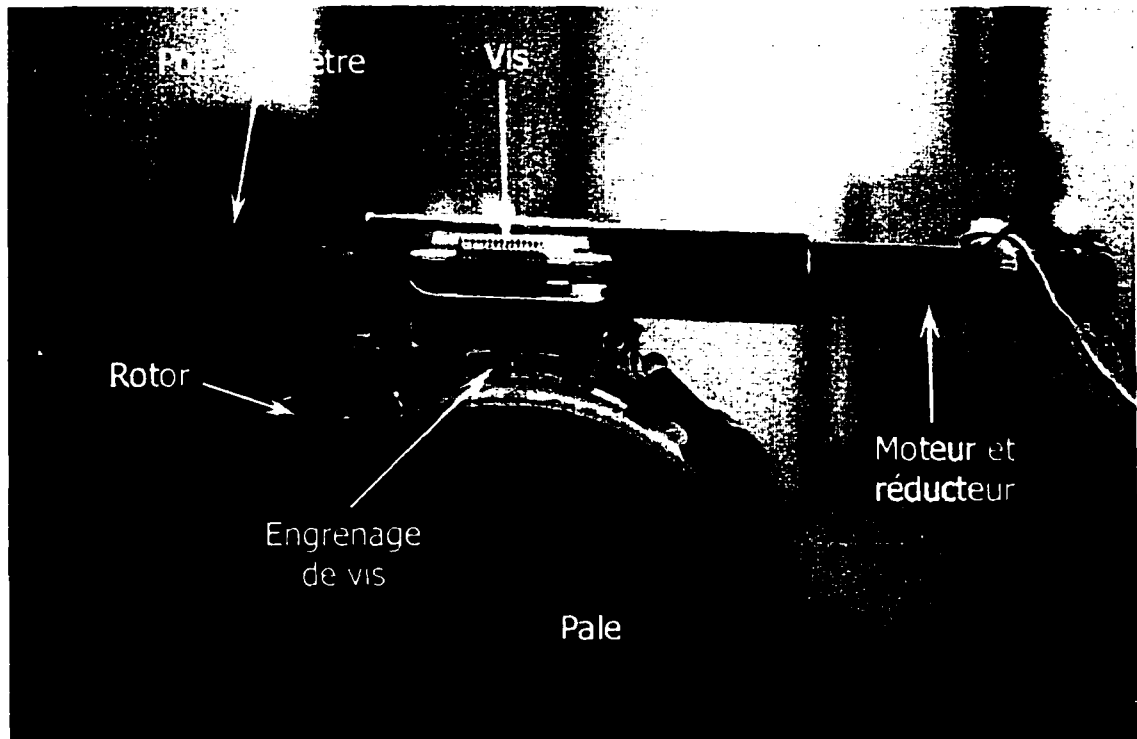


Figure 6-13 Parties principales du mécanisme de pas variable

6.6.1 Modélisation par la méthode des éléments finis (MEF)

Pour valider notre conception nous avons eu recours à l'analyse par éléments finis pour les principales pièces qui constituent le mécanisme de pas variable. Les deux pièces qui sont soumises aux plus grands efforts sont le support à pas variable et l'engrenage de vis qui doit être allégé.

6.6.1.1 Support à pas variable

Le développement de cette pièce a été facilité grâce à la MEF car cette pièce est définitivement l'une des plus complexes car elle joue plusieurs rôles tel support pour les pièces du pas variable et fixation des paliers de la pale. De plus, elle doit être extrêmement fine puisqu'elle est laminée à même les extrémités du rotor (voir figure 6-12).

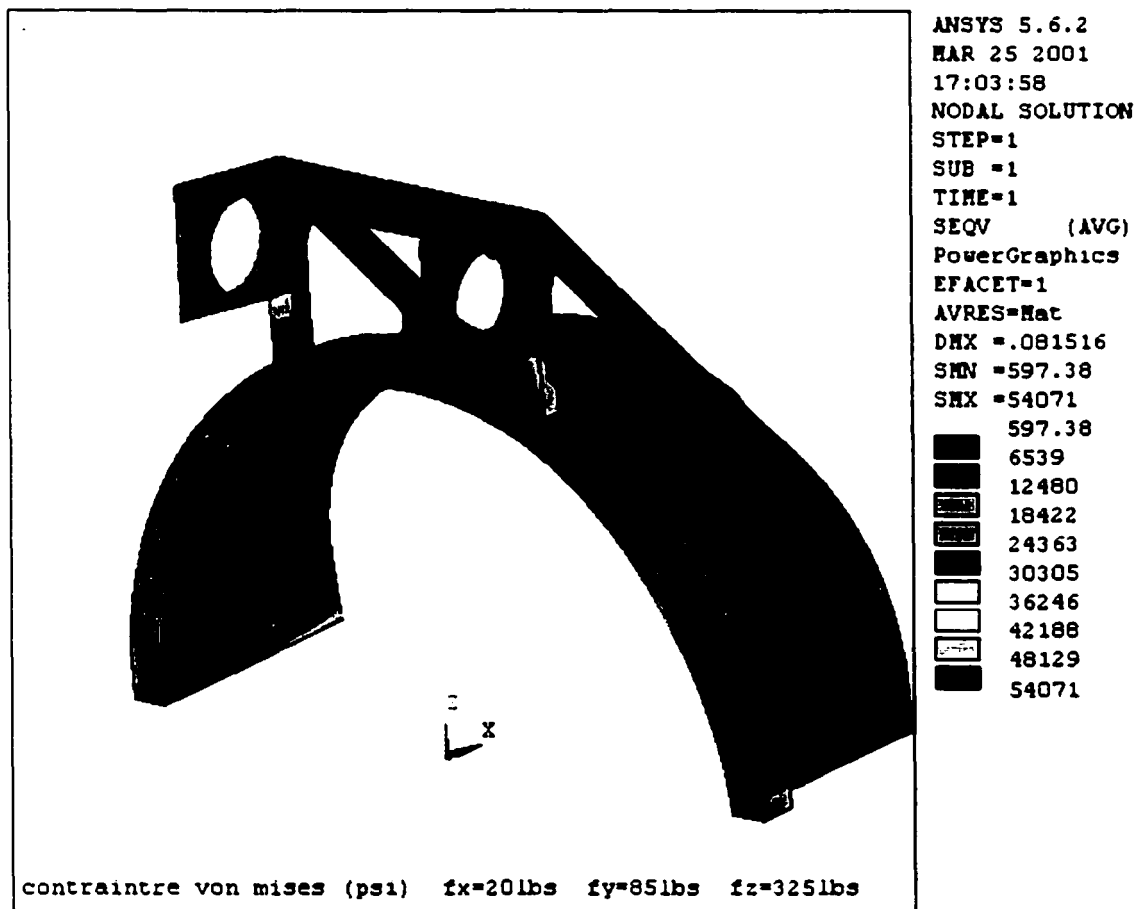


Figure 6-14 Efforts dans le support de pas variable

On peut alors remarquer qu'en aucun point on ne dépasse la limite élastique (505 MPa) de l'aluminium 7075 T-651. Le maximum atteint en simulation la valeur de 54071 psi, soit 373 MPa, ce qui nous donne un facteur de sécurité de 1,35.

6.6.1.2 Engrenage de vis

Parce que cette pièce est fabriquée en laiton, nous avons décidé de l'alléger. Une analyse par la MEF nous a permis de s'assurer d'un allègement respectant les transmission des contraintes internes.

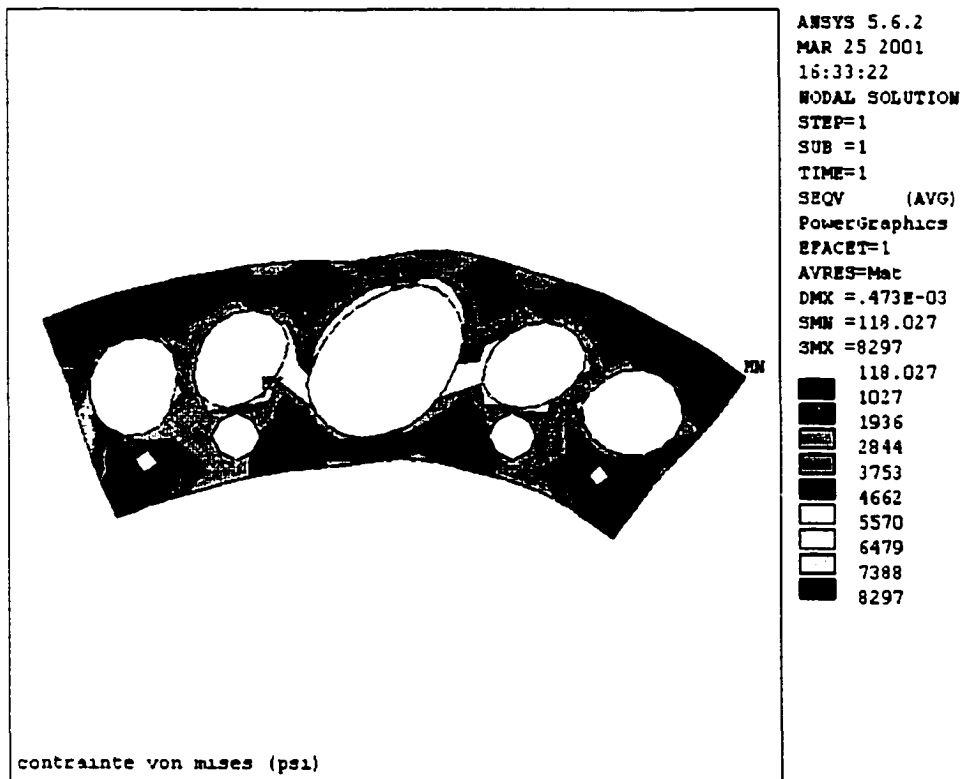


Figure 6-15 Contraintes transmises dans l'engrenage de vis

Comme on le constate sur la figure 6-15, le perçage effectué sur l'engrenage ne dépasse en aucun point les limites du laiton A34 (voir propriétés des matériaux en annexe D). La contrainte maximale engendrée dans la pièce est de 8297 psi soit 57 MPa. La limite ultime du laiton A34 étant de 255 MPa nous obtenons ici un facteur de sécurité de 4.5, ce qui est très suffisant.

6.7 Essais et résultats

Pour simuler les efforts des pales, nous avons fabriqué un arbre de pales et un rotor que nous avons assemblés avec un pas variable. La figure 5-5 nous montre les efforts transmis dans les paliers de la pale. Les paliers A et B recevront, au cours d'un vol, les forces respectives de 8250 N et de 7995 N. Lors de l'essai, nous devions alors simuler ces forces. Il s'agissait d'appliquer une force suffisante au bout de l'arbre pour ainsi simuler les charges aux paliers.



Figure 6-16 Force appliquée sur le prototype

En appliquant une charge de 1150 N au bout de l'arbre, nous obtenons aux paliers A et B les forces respectives de 9170 N et 8000 N, ce qui nous donne 111 % de la charge au palier A et 100 % de la charge au palier B.

Premièrement, nous avons essayé le mécanisme de pas variable allège, c'est à dire qu'aucune force n'était appliquée sur l'arbre. De cette façon nous étions capables de mesurer, à l'aide d'un couple-mètre le moment déployé par le mécanisme de pas variable. Nous avons alors mesuré une moment de 67,8 Nm, ce qui a immédiatement confirmé que notre choix de moteurs était bon et que la résistance du mécanisme était fiable.

Au cours du second essai, nous avons appliqué des charges sur l'arbre. Comme il a été calculé préalablement, il s'agissait d'arriver à mettre 1150 N (ce qui équivaut à 117 kg ou 258 lb) au bout de l'arbre. Cette force allait être appliquée progressivement.

Les résultats de ces tests n'ont vraiment pas été concluants. En effet, nous avons décelé deux problèmes majeurs qui nous annoncent que le mécanisme de pas variable n'est peut-être pas adapté à une charge radiale aussi forte.

Notre première constatation fut donc la décevante découverte que le système de pas variable n'était pas assez puissant pour faire tourner l'arbre dans le rotor. Le système a été incapable de faire pivoter l'arbre de la pale lorsque nous avons atteint la charge de 334 N, ce qui représente que 29 % de la charge cible. Ce problème est directement relié au choix des paliers puisque la friction engendrée au niveau des paliers créaient un moment supérieur à celui qui avait été évalué.

Le moment engendré par une force radiale sur un palier lisse est donné par la formule suivante :

$$M \approx F \cdot r \cdot \mu_s \quad (6.1)$$

Où M représente le moment nécessaire pour amorcer une rotation de l'arbre dans le palier, F est la force radiale appliquée sur le palier, r est le rayon du palier et μ_s est le coefficient de friction statique. Or, lorsque la pale sera pleinement chargée, le calcul des moments nécessaires pour amorcer la rotation des pales peut être évalué :

Pour le palier A où $F = 8\,250\text{ N}$, $r = 0,054\text{ m}$ et $\mu_s = 0,20$

$$M \approx 8250 \cdot 0,054 \cdot 0,20 \quad (6.2)$$

$$M \approx 89,1 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (6.3)$$

Pour le palier B où $F = 7\,990 \text{ N}$, $r = 0,050 \text{ m}$ et $\mu_s = 0,20$

$$M \approx 7990 \cdot 0,050 \cdot 0,20 \quad (6.4)$$

$$M \approx 79,9 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (6.5)$$

Le moment causé par la friction nécessaire pour faire pivoter l'arbre dans le rotor est donc de 169 Nm. Ce qui est nettement supérieur au 10 Nm évalué initialement. Cette valeur de 10 Nm est probablement l'une des pires évaluations que nous ayons faite. Elle demeure un mystère, puisque nous ne savons pas vraiment d'où cette valeur provient. Nous nous sommes rendu compte un peu trop tard qu'il avait été très dommage que nous n'ayons pas repris ce calcul simple plus tôt.

Comme nous savions que le pas variable pouvait développer un couple de 67.8 Nm et qu'une force de 334 N pouvait générer des efforts au niveau des paliers qui empêchaient le pas variable de faire tourner la pale, nous devions vérifier si cette force créait des moments s'approchant de 67.8 Nm. Ce calcul justifierait également le coefficient de friction entre l'anneau d'aluminium et le palier en Nyloil évalué à 0.20.

Pour le palier A où $F = 2\,659,3 \text{ N}$, $r = 0,054 \text{ m}$ et $\mu_s = 0,20$

$$M \approx 2659,3 \cdot 0,054 \cdot 0,20 \quad (6.6)$$

$$M \approx 28,7 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (6.7)$$

Pour le palier B où $F = 2\,320 \text{ N}$, $r = 0,050 \text{ m}$ et $\mu_s = 0,20$

$$M \approx 2320 \cdot 0,050 \cdot 0,20 \quad (6.8)$$

$$M \approx 23,2 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (6.9)$$

Cette sommation des moments M_A et M_B démontre que le moment nécessaire pour faire pivoter la pale est égal à 51, 9 Nm. Sachant que le mécanisme peut développer 67.8 Nm, ceci équivaut donc à 77% du moment maximum.

La deuxième constatation que nous avons faite concerne la déformation très prononcée du rotor et de l'arbre de la pale. Cette déformation cause un important mouvement de l'engrenage de vis par rapport à la vis.

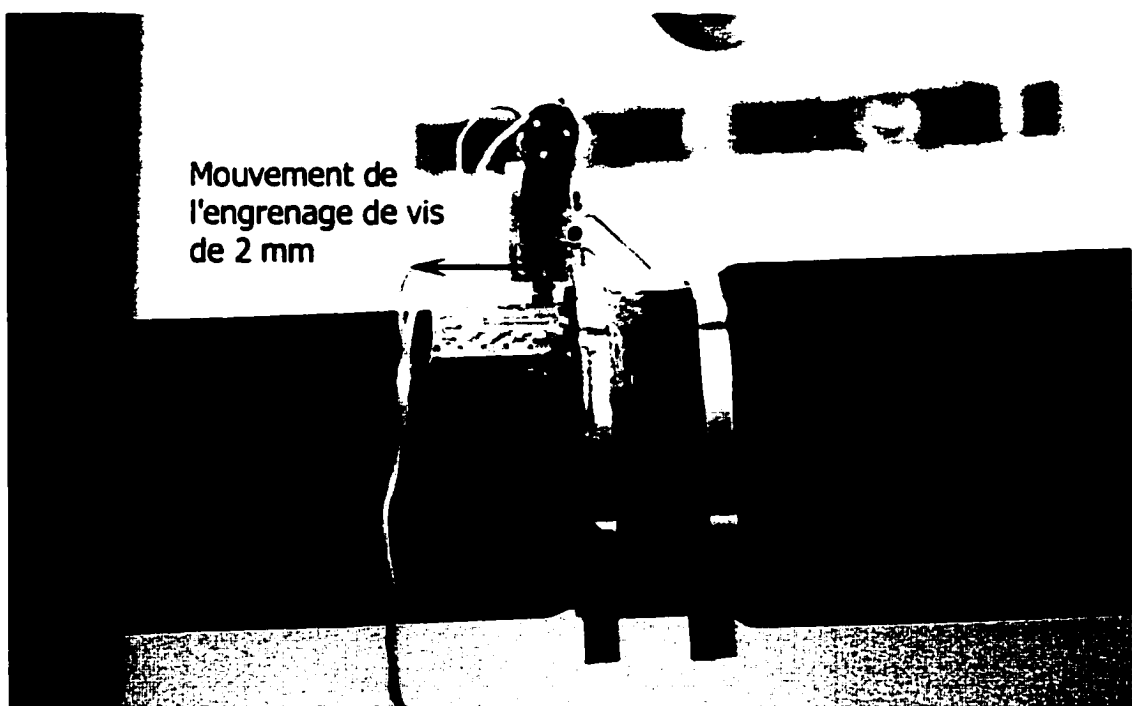


Figure 6-17 Mouvement mesuré de l'engrenage de vis.

Ce mouvement a été mesuré à 2 mm et occasionnait un désalignement important entre la vis et l'engrenage de vis. Puisque la largeur de l'engrenage de vis est de 4,8 mm, il est compréhensible qu'un désalignement de 2 mm soit à la fois néfaste et intolérable.

Ce désalignement causait non seulement une augmentation de la friction au niveau des engrenages, mais il amenait parfois à la vis de sauter une dent.

6.8 Recommandations

Comme nous pouvons le constater, les essais sur ce mécanisme de pas variable se sont avérés très décevants. Deux problèmes majeurs ont été décelés. Le premier concerne le choix des paliers. Les matériaux utilisés pour la fabrication de ces derniers génèrent beaucoup plus de friction que nous l'avions estimé. Ainsi, lorsque la pale est soumise à un chargement, le moment nécessaire pour faire pivoter les pales dans le rotor est beaucoup plus important et le moteur est incapable de faire pivoter la pale. Deuxièmement, le rotor se déforme beaucoup plus que ce que nous avons prévu. Cette déformation engendre des mouvements entre les engrenages du pas variable, occasionnant ainsi des problèmes critiques. Nous devons donc réviser entièrement le mécanisme de pas variable.

À l'heure actuelle, Daniel Côté travaille à la fabrication d'un deuxième prototype de pas variable. Les changements majeurs qu'il a apportés au premier prototype se situent au niveau des paliers et du mécanisme du pas. Il utilise maintenant une couronne de roulement à bille comme palier. Il a également converti les moteurs en actuateurs linéaires.

Sur la figure 6-18 on remarque une série de roulement à billes qui sont dorénavant fixés sur le support de pas variable. Cette technique nous permet de diminuer grandement la friction occasionnée par le pivotement de la pale dans le rotor.

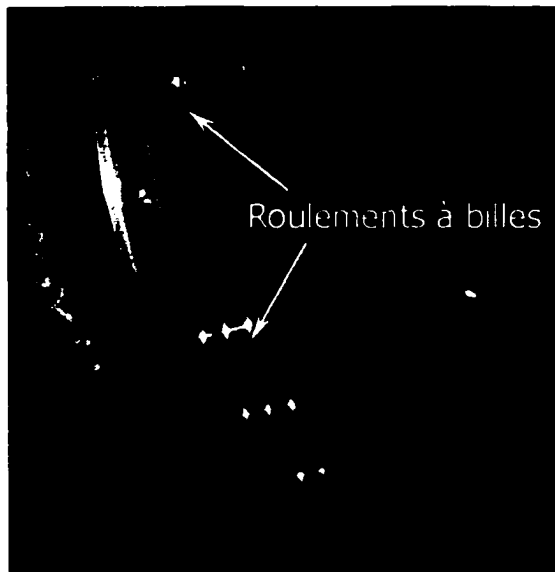


Figure 6-18 Nouveau système de palier avec roulements à billes

Pour palier aux problèmes de déformations du mécanisme de pas variable, nous avons développé un tout nouveau mécanisme de pivotement des pales. Contrairement au mécanisme développé initialement (voir 6.5.2) nous avons opté pour la méthode d'actuateur linéaire. Nous avons donc fabriqué un tout nouveau mécanisme .

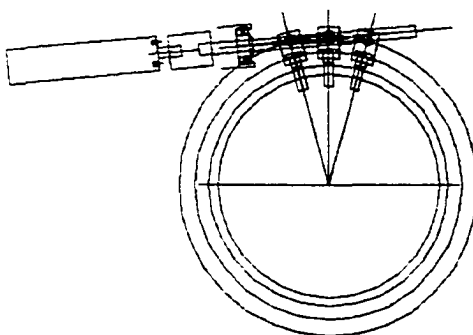


Figure 6-19 Schéma du nouveau mécanisme de pas variable

Le fonctionnement est très simple : Une vis est attachée au moteur (fixé au rotor) et un écrou (fixé à la pale) permet de faire pivoter la pale dans le rotor.



Figure 6-20 Nouveau mécanisme de pas variable

Le nouvel ensemble de pas variable a donc été essayé récemment. Le but de cet essai était de vérifier la résistance du rotor et de simuler les efforts sur le mécanisme de pas variable. Les premiers résultats semblent très satisfaisant puisque le nouveau mécanisme a facilement été capable de faire pivoter les pales lorsque le rotor recevait une charge équivalente à 125% de la charge théorique d'un vol.

CHAPITRE 7

COUPLAGE ÉLECTRIQUE ROTATIF

L'ordinateur de bord de l'hélicoptère Hélios devrait être situé sur la nacelle. Sa principale fonction étant de contrôler l'angle d'attaque des pales, il doit, pour pouvoir y arriver, être relié aux moteurs du pas variable qui sont fixés aux pales. Ce lien peut être actualisé de différentes façons : soit, par exemple, par une connexion directe (par câbles), soit par ondes radio. Puisque la connexion directe est le moyen le plus simple, nous avons rejeté l'option du lien par ondes radio, car ce moyen est plus susceptible d'entraîner avec lui des problèmes. Nous devons donc trouver un couplage électrique qui pouvait permettre une rotation. Nous avons décidé de fabriquer nous même notre couplage puisqu'il n'existe pas beaucoup de ce genre de couplages sur le marché et ceux qui sont disponibles sont principalement voués à des usages industriels. Ils sont donc pour la plupart, très massifs et lourds.

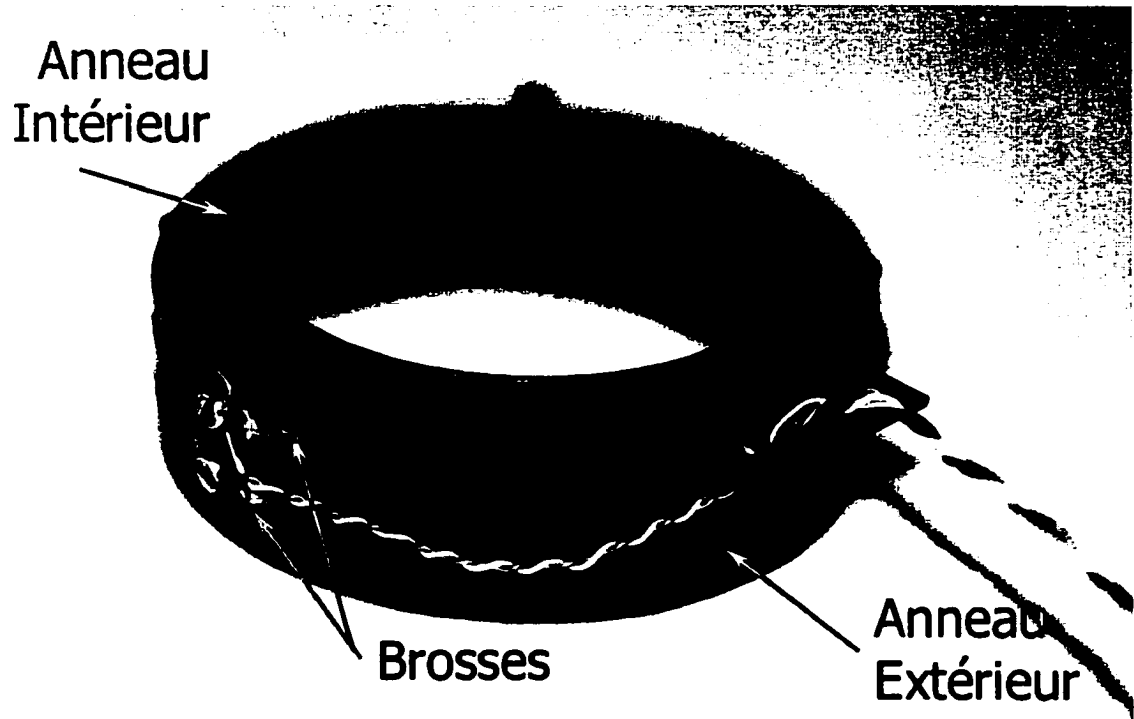


Figure 7-1 Couplage électrique rotatif

7.1 Conception

Ce couplage sera installé au niveau des roulements à billes des rotors situés sur le cœur du rotor et il est basé sur quelques critères que nous avons établis préalablement:

- Dimensions : Puisque ce couplage électrique sera installé au niveau des roulements à billes du rotor, il serait avantageux que les dimensions des diamètres internes et externes soit identiques aux dimensions des roulements.
- Nombre de connecteurs : La communication entre les moteurs et l'ordinateur nécessite 4 fils qui devront passer à travers le connecteur.
- Possibilité de transmettre jusqu'à 1 ampère.

- Bruit électrique minimum : Le connecteur ne devra pas générer de bruit électrique qui pourrait nuire au signal transmis.

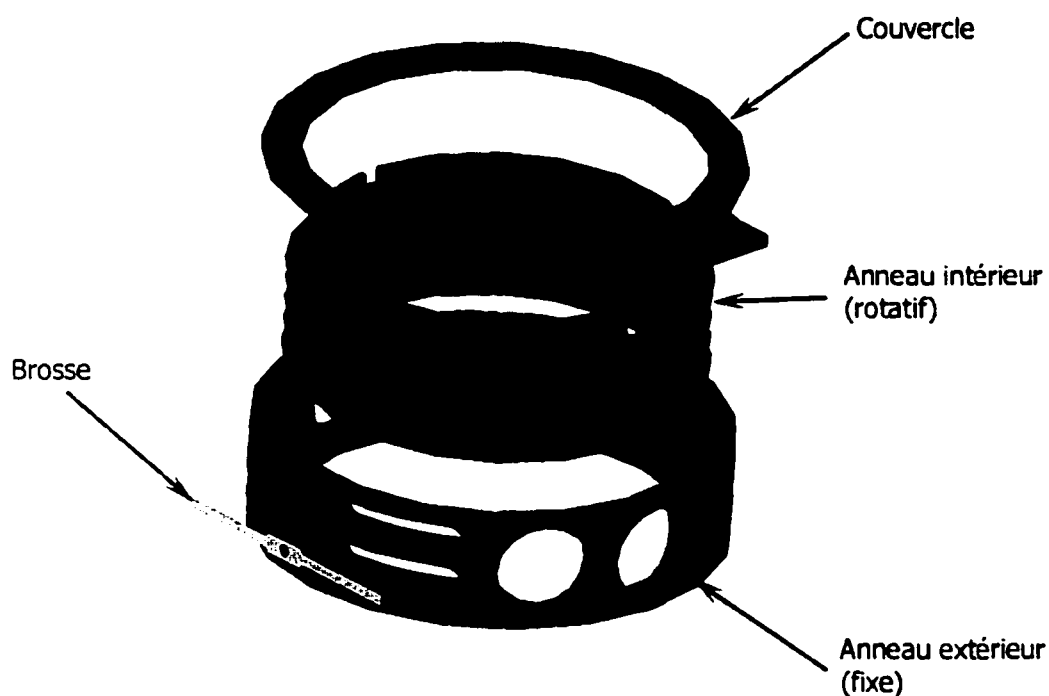


Figure 7-2 Vue explosée du couplage

Les anneaux de connecteur sont fabriqués en Nyloil et le couvercle est en fibre de verre. Dans l'anneau intérieur, un fil dénudé est enroulé dans chaque cannelure et sert de conducteur. Les brosses assurent le contact électrique.

7.2 Essais et résultats

Nous avons essayé le connecteur en transmettant un signal électrique à travers chaque ligne. Nous avons lu un certain bruit qui pouvait être nuisible aux signaux transmis. Nous avons éliminé le bruit par l'ajout de graphite en poudre dans les rainures.

CONCLUSION

Le projet Hélios devait amener une équipe d'étudiants à la maîtrise en ingénierie à concevoir et à fabriquer un hélicoptère à propulsion humaine afin de relever un défi lancé à travers le monde. Aucune équipe n'est encore arrivée à relever le défi Igor Sikorsky et bien que celle d'Hélios fasse toujours partie de la liste des concurrents non couronnés, il y a tout près de la coupe aux lèvres! Il faut avouer que le défi est de taille et les initiateurs du projet, qui désiraient accomplir leur exploit en deux ans, se sont rapidement rendus à l'évidence de devoir repousser le terme de l'entreprise. D'abord, la partie technique du projet s'est avérée énorme : il a fallu imaginer les mécanismes, dimensionner et fabriquer les pales, construire des moules et un ordinateur, pour finalement agencer le tout au sein d'une mécanique à la fois légère et robuste.

En tant que membre de cette équipe, mon travail consistait à superviser le développement mécanique de l'hélicoptère et à mettre sur pied les concepts qui, dès le départ, guideraient la mise sur pieds du projet. Après la construction d'un banc d'essai dont le rôle était de vérifier la validité des concepts fondamentaux du projet, il a fallu donner à vie à ces concepts, les élaborer avant de les concrétiser. Mon devoir était plus précisément d'imaginer un mode de transmission d'énergie et un système de pas variable qui permettraient au moteur humain de l'engin de lui transmettre le plus efficacement possible sa puissance.

Même si ma contribution au projet est maintenant terminée, l'équipe d'Hélios continue à faire des essais et à concrétiser les concepts mis sur pieds alors que j'en faisais encore partie. L'hélicoptère ne vole toujours pas, mais grâce à la solidité et au sérieux de ses racines conceptuelles, cela ne saurait tarder.

BIBLIOGRAPHIE

- Drouin, G., Gou M., Thiry, P., Vinet R. (1986). *Éléments de machines* (second edition). Montréal, édition de l'École Polytechnique.
- Emerson Electric Power transmission corporation. (1986). *Browning catalog*. Browning manufacturing division. Maysville, Ky.
- 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.
- Raletz, R. (1978). *Théorie élémentaire de l'hélicoptère*. France, Aérospatiale. division hélicoptère.
- Shigley, J.E., Mischke C.R. (1989). *Mechanical Engineering Design* (fifth edition). New York, Mc Graw-Hill

ANNEXE A
Membres de l'équipe Hélios

Alexis Michaud



Je suis un ingénieur stagiaire en génie mécanique ainsi qu'un étudiant à la maîtrise en génie mécanique. Au cours des dernières années, j'ai étudié, enseigné et travaillé principalement en conception mécanique, c'est pourquoi je suis en charge de la conception mécanique de l'hélicoptère. Mes plus récents exploits ont pu être observés alors que je faisais partie de l'équipe des sous-marins Omer 1,2 et 3. J'étais également, au sein de ce projet, en charge de l'équipe mécanique et ma principale réalisation demeure celle du système de direction du sous-marin Omer 3, contribution directe au succès de ce sous-marin qui a remporté plusieurs prix.

Simon Joncas



Simon Joncas est ingénieur stagiaire en génie mécanique et étudiant à la maîtrise en génie mécanique. Simon est le chef d'équipe d'Hélios et est plus précisément en charge de la conception et de la fabrication des pales de l'hélicoptère. Il a acquis au cours des dernières années une solide expérience en fabrication assistée par ordinateur, en matériaux composites et en calculs aérodynamiques. Au cours des années passées, il a lui aussi travaillé sur les sous-marins Omer 1, 2 et 3 où il était également chef d'équipe. Sa principale réalisation dans la série des sous-marins Omer fut la conception et la fabrication de la coque d'Omer 3 et de ses ailerons de stabilisation et de direction.

Christian Belleau



Christian Belleau est ingénieur stagiaire en génie électrique et étudiant à la maîtrise en génie mécanique. Christian travaille de paire avec Jean-François Boland sur tout ce qui concerne l'aspect électrique du projet. Sa principale fonction est d'élaborer les composantes électriques qui contrôleront l'hélicoptère tels que le système de pas variable, le contrôle du mouvement de l'hélicoptère, le positionnement et la communication entre l'aéronef et les ordinateurs au sol. Il a également travaillé avec Simon sur l'élaboration de plusieurs logiciels de calculs qui ont servi à déterminer le choix et la méthode de fabrication des pales. Il a également participé au projet de sous-marins Omer 2 et 3 pour lequel il a développé des algorithmes de contrôle du pas variable de la propulsion des deux sous-marins. Enfin, il a travaillé sur le contrôle d'une injection électronique utilisé sur l'une des voitures de course SAE (Society of Automotive Engineers) de l'ÉTS.

Jean-François Boland



Jean-François Boland est ingénieur stagiaire en génie électrique et étudiant à la maîtrise en génie électrique. Jean-François s'est joint à l'équipe d'Hélios en janvier 1999. Il est en charge des algorithmes de vol et de la télémétrie de l'hélicoptère. Jean-François est spécialisé en informatique et en programmation. Ses dernières réussites ont été remarquées alors qu'il faisait partie de l'équipe des sous-marins Omer 2 et 3 pour lesquels il a conçu et développé l'ordinateur de bord.

Daniel Côté



Daniel Côté est ingénieur stagiaire en génie mécanique. Daniel est un ancien membre du club de la formule SAE de l'ÉTS. Il est spécialisé en analyse structurale par la méthode des éléments finis et en usinage conventionnel et numérique. Son rôle principal au sein de l'équipe d'Hélios est de modéliser les pièces critiques pour fins d'analyse des contraintes mécaniques.

Philippe Terrier



Philippe Terrier est étudiant en génie mécanique. Il est responsable de la conception du pédalier et du mode de transmission d'énergie entre ce pédalier et le rotor de l'hélicoptère.

Steeve Montminy



Steeve Montminy est étudiant en génie mécanique. Il est responsable de la conception et de la fabrication d'un banc d'essai qui est utilisé pour calibrer les pales de l'hélicoptère.

ANNEXE B
Règlements du défi Igor Sikorsky

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 as 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.S. \$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 for 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.

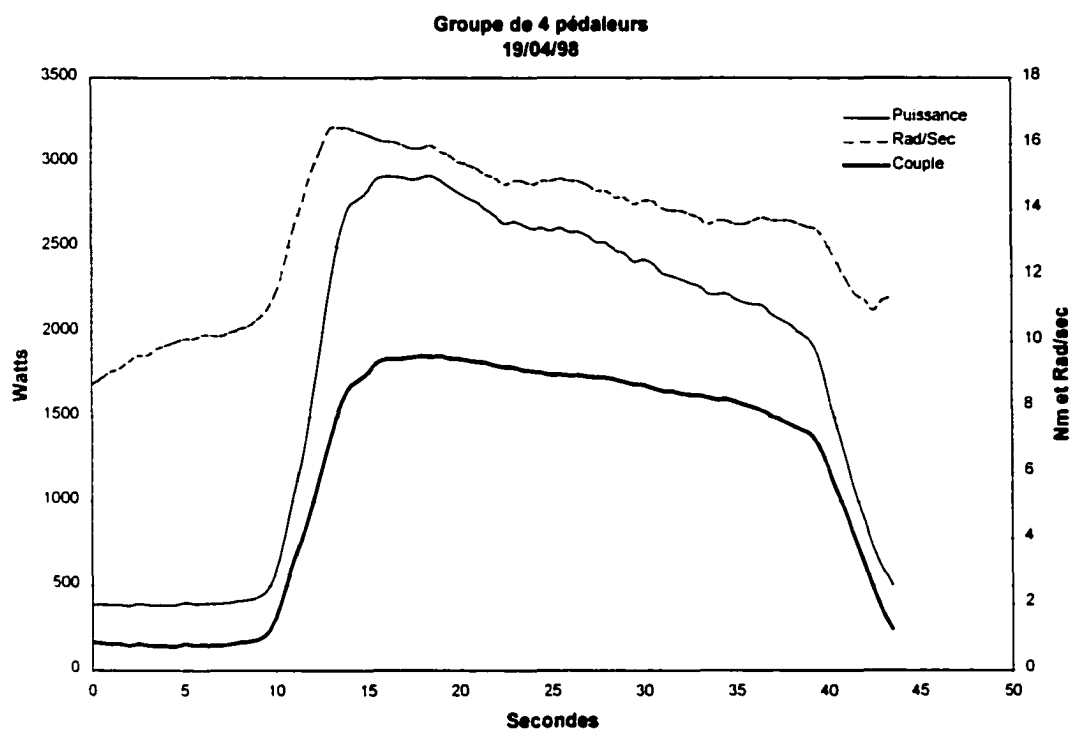
6.2.2 The AHS reserves the right to add to, amend or omit any of these regulations and to issue supplementary regulations.

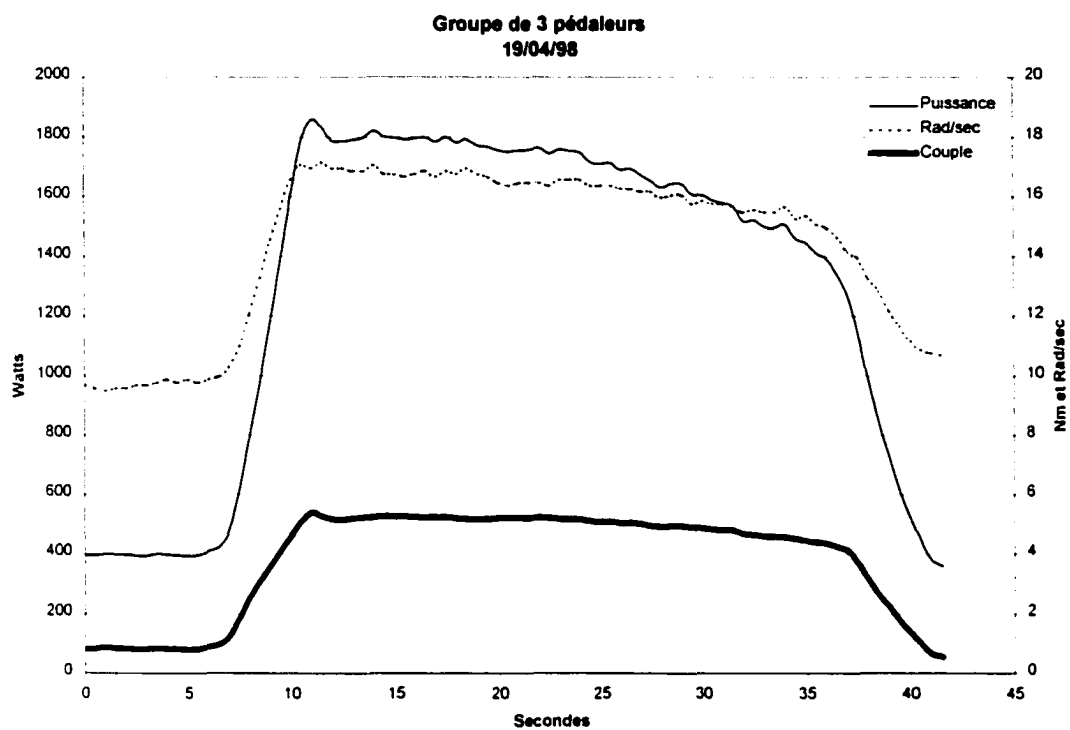
6.3 Interpretation of Regulations

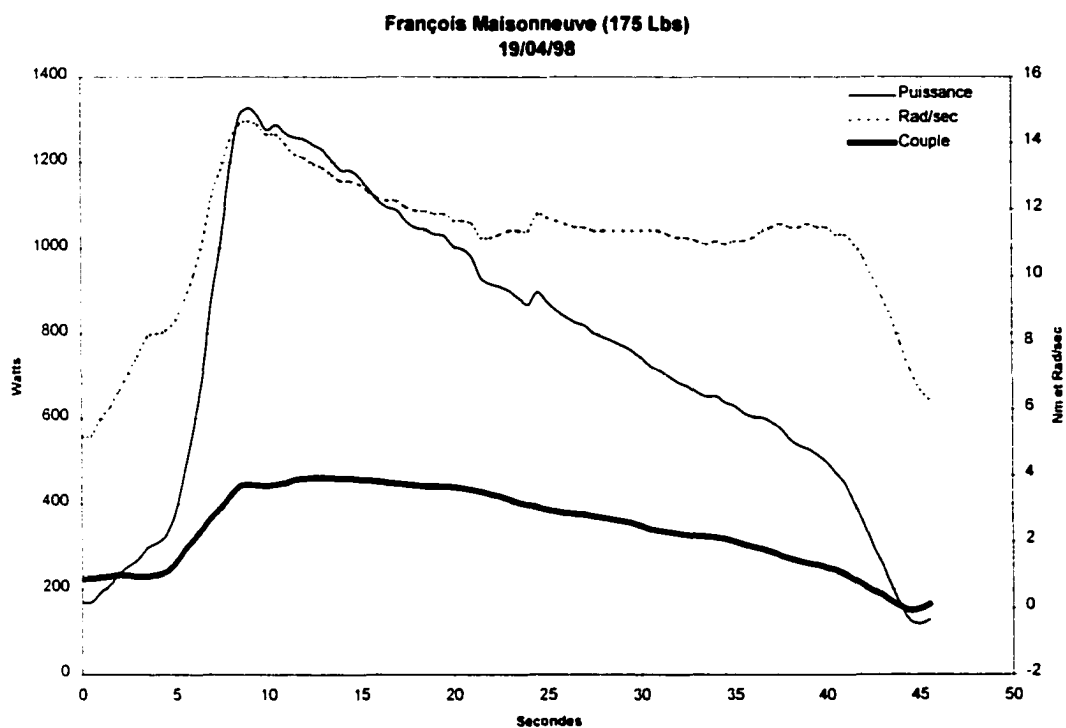
The interpretation of these regulations or any of the regulations hereafter issued rest entirely with the AHS. The entrant shall be solely responsible to the official observer for due observance of these regulations and shall be the person with whom the official observers will deal in respect thereof,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

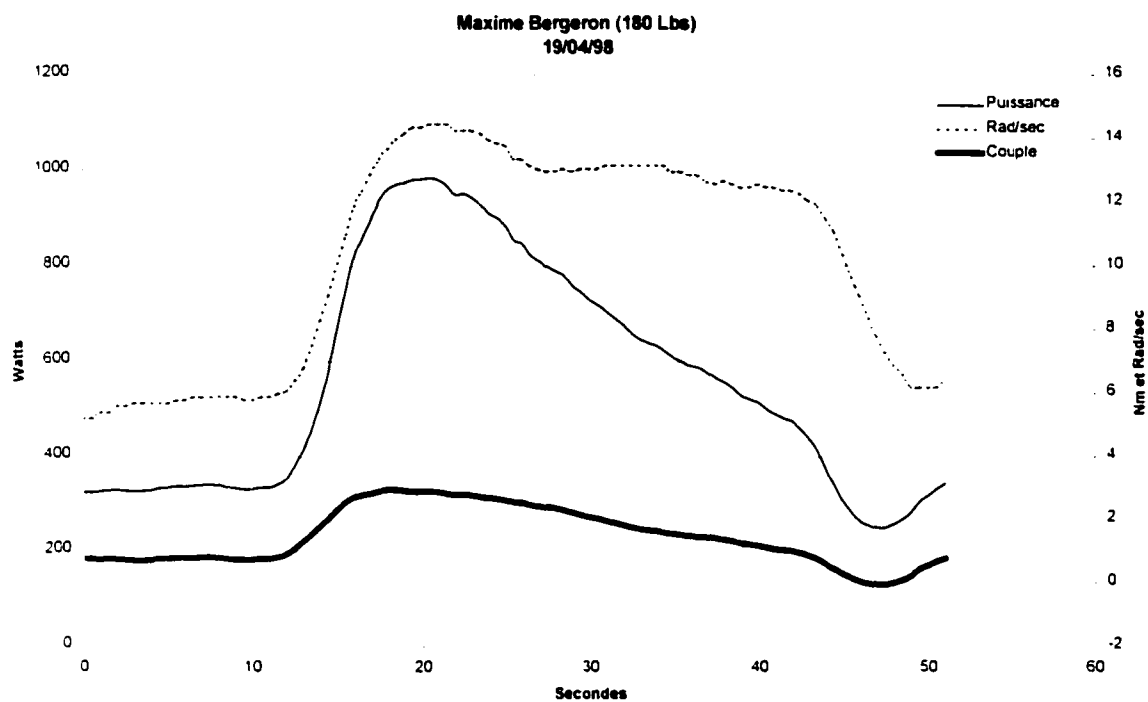
ANNEXE C

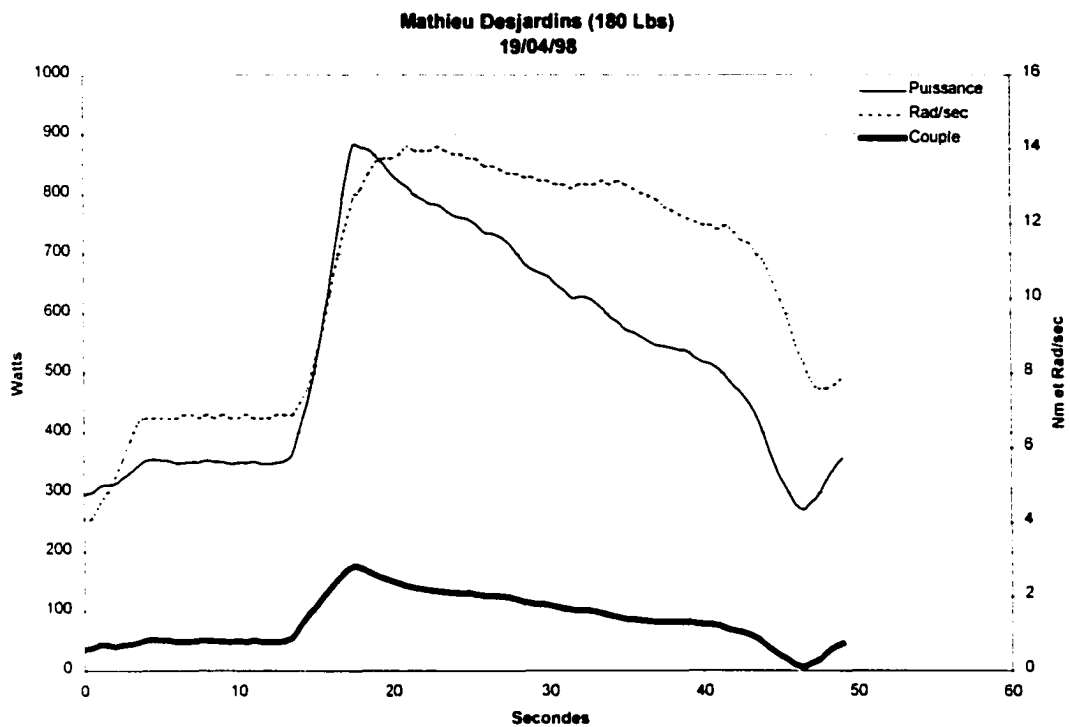
Graphiques de puissance des pédaleurs

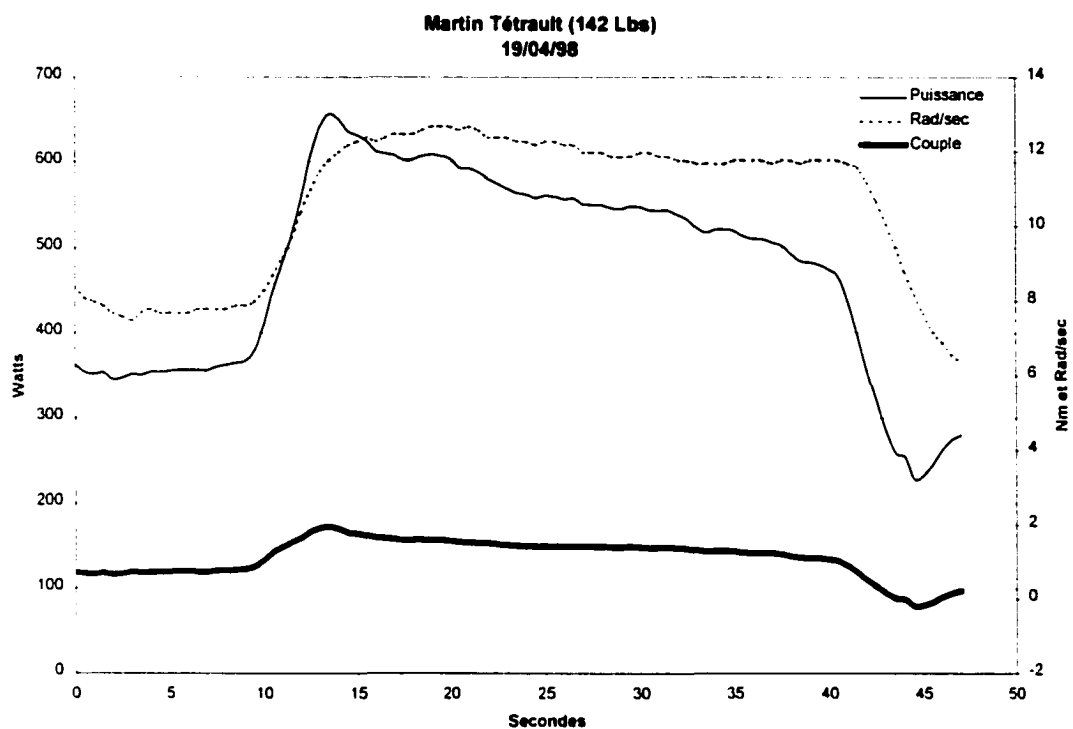












ANNEXE D
Propriété des matériaux

Propriété mécanique de l'acier 1045 roulé à froid et meulé à 0.75 pouce de diamètre

PHYSICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Density, g/cc	7.85	
Hardness, Brinell	212	
Hardness, Knoop	235	Converted from Brinell hardness.
Hardness, Rockwell B	94	Converted from Brinell hardness.
		Converted from Brinell hardness. Value below normal HRC range, for comparison purposes only.
Hardness, Rockwell C	16	
Hardness, Vickers	223	Converted from Brinell hardness.
MECHANICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Tensile Strength, Ultimate, MPa	675	
Tensile Strength, Yield, MPa	405	
Elongation %; break	24	In 50 mm
Reduction of Area, %	45	
Modulus of Elasticity, GPa	205	Typical for steel
Bulk Modulus, GPa	140	Typical for steel
Machinability, %	56	Based on AISI 1212 steel. as 100% machinability
Shear Modulus, GPa	80	Typical for steel

Propriété mécanique de l'aluminium 7075 T-651

PHYSICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Density, g/cc	2.81	
Hardness, Brinell	150	500 kg load with 10 mm ball
Hardness, Knoop	191	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell A	53.5	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell B	87	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Vickers	175	Converted from Brinell Hardness Value
MECHANICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Tensile Strength, Ultimate, MPa	570	
Tensile Strength, Yield, MPa	505	
Elongation %; break	11	In 5 cm; Sample 1.6 mm thick
Modulus of Elasticity, GPa	72	Average of Tension and Compression. In Aluminum alloys, the compressive modulus is typically 2% greater than the tensile modulus
Poissons Ratio	0.33	
Fatigue Strength, MPa	160	500,000,000 Cycles
Fracture Toughness, MPa-m ^{1/2}		K _{IC} in L-T Direction. Value is 25 MPa(m) ^{1/2} in T-L direction. Value is 20 MPa(m) ^{1/2} in S-L direction
Fracture Toughness, MPa-m ^{1/2}	29	0-100 Scale of Aluminum Alloys
Machinability, %	70	
Shear Modulus, GPa	26.9	
Shear Strength, MPa	330	

Propriété mécanique du Nyloil

PHYSICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Density, g/cc	1.15	ASTM D792
Water Absorption, %	0.5	24 hrs; ASTM D570
Water Absorption at Saturation, %	2.5	ASTM D570
Hardness, Rockwell R	112	ASTM D785
MECHANICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Tensile Strength, Ultimate, MPa	69	ASTM D638
Elongation %; break	50	45-55%; ASTM D638
Modulus of Elasticity, GPa	2.9	In tension; ASTM D638
Flexural Modulus, GPa	2.9	ASTM D790
Flexural Yield Strength, MPa	103	ASTM D790
Impact Strength, Izod, J/cm	0.9	Notched; ASTM D256
Tensile Impact Strength, kJ/m ² /TR>		
Tensile Impact Strength, kJ/m ²	72	ASTM D1822
Compressive Yield Strength, MPa	90	10% Offset; ASTM D695
Compressive Modulus, GPa	2.2	ASTM D695
Shear Strength, MPa	59	ASTM D732
K (wear) Factor	4	unlubricated thrust washer machine @ 10 fpm and 250 psi. Value in English units.
Coefficient of Friction	0.12	Dynamic; 0.2 Static
Limiting Pressure Velocity, MPa-m/sec	0.56	at 1.27 m/s. Value at 0.127 m/s is 1.33 MPa-m/s.

Propriété mécanique du laiton A34

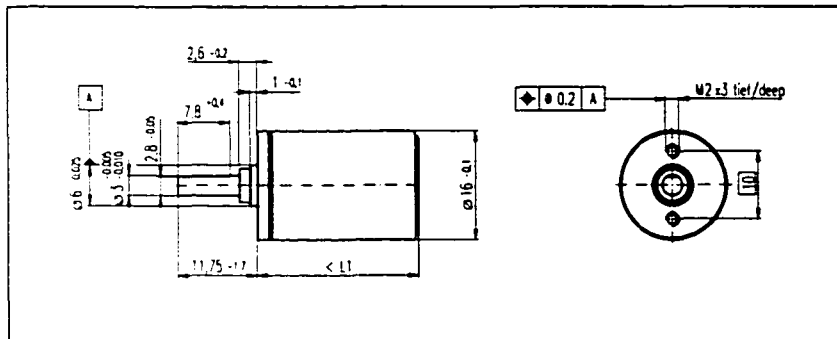
PHYSICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Density, g/cc	8.8	at 20Â° size=-1>8.8
MECHANICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Tensile Strength, Ultimate, MPa	255	
Elongation %; break	45	in 50.8 mm
Modulus of Elasticity, GPa	117	
ELECTRICAL PROPERTIES	VALUES	COMMENTS
Electrical Resistivity, Ohm-cm	3.92E-06	

ANNEXE E
Moteurs Maxon

Réducteur planétaire GP 16

Ø16 mm, 0.1-0.3 Nm

Version plastique voir page 151

**Données techniques**

Pignonnerie	taille droite
Arbre de sortie	Acier inoxydable, trempé
Palier de sortie	Autolubrifiant*
Jeu radial, 6 mm de la face	max. 0.08 mm
Jeu axial	0.02 - 0.10 mm
Charge axiale max.	8 N
Force de chassage max.	100 N
Vitesse d'entrée conseillée	< 6000 tr/min
Plage de température conseillée	-15/+65°C
Nombre d'étages	1 2 3 4 5
Charge radiale max.	
à 6 mm de la face	8N 12N 16N 20N 20N
Jeu moyen à vide	0.7° 0.8° 1.0° 1.2° 1.5°
Moment d'inertie	0.013 ... 0.023 gcm²

*Option: Roulements à billes

Données sur les réducteurs:

Numéros de commande	110321	110322	110323	118186	110324	134782	110325	134785
1 Rapport de réduction	4.4 : 1	19 : 1	84 : 1	157 : 1	370 : 1	690 : 1	1621 : 1	3027 : 1
2 Rapport de réduction exact	57/13	3249/168	185193/2187	19683/124	10356001/26481	1121931/1824	801882057/371293	63950067/21124
Numéros de commande	118184	134777	134778		134780	118187	134783	134786
1 Rapport de réduction	5.4 : 1	24 : 1	104 : 1		455 : 1	850 : 1	1996 : 1	3728 : 1
2 Rapport de réduction exact	27/5	1538/64	87723/844		5000211/110884	531441/624	285012027/142808	30292137/8124
Numéros de commande	118185	134779			134781		134784	118188
1 Rapport de réduction	29 : 1	128 : 1			561 : 1		2458 : 1	4592 : 1
2 Rapport de réduction exact	729/25	41553/325			2368521/4225		135005687/54825	14348907/3125
3 Nombre d'étages	1	2	3	3	4	4	5	5
4 Couple permanent max.	Nm 0.10	0.15	0.20	0.20	0.25	0.25	0.30	0.30
5 Couple intermittent max. admissible	Nm 0.150	0.225	0.300	0.300	0.375	0.375	0.450	0.450
6 Sens de rotation entrée/sortie	=	=	=	=	=	=	=	=
7 Rendement max.	% 90	81	73	73	65	65	59	59
8 Poids	g 20	23	27	27	31	31	35	35
9 Longueur du réducteur L1	mm 15.6	19.2	22.8	22.8	26.4	26.4	30.0	30.0



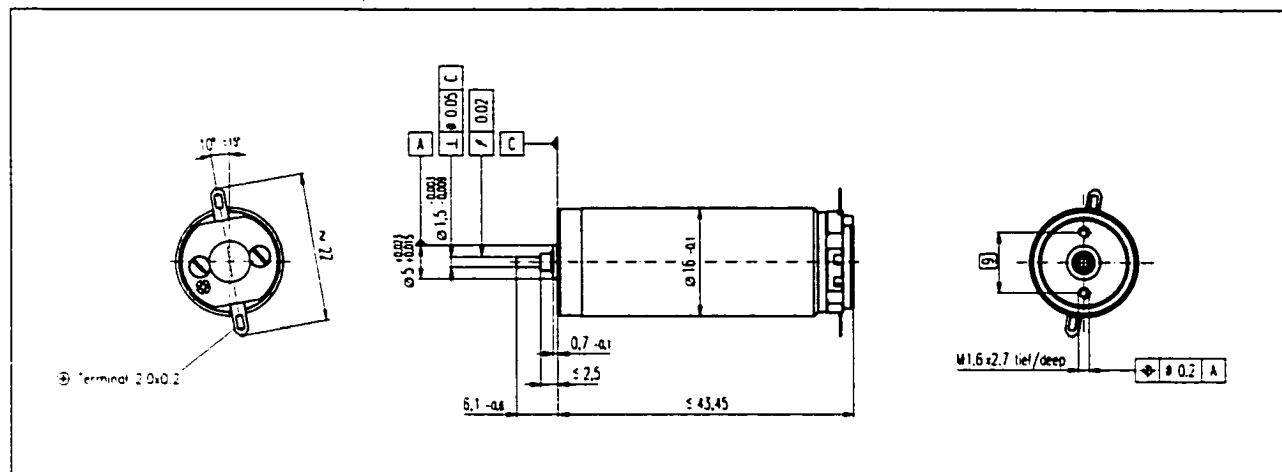
☒ Programme Stock
☐ Programme Standard
 Programme Spécial (sur demande!)

Combinaison:

+ Moteur	Page	+ Tacho	Page	Longueur totale (mm)					
RE 15, 1.6 W	55			37.9	45.1	45.1	48.7	48.7	52.3
RE 16, 3.2 W	56/57			56.1	59.7	63.3	66.9	66.9	70.5
RE 16, 3.2 W	57	Codeur digital magnet. 13	184	62.1	65.7	69.3	72.9	72.9	76.5
RE 16, 4.5 W	58/59			59.1	62.7	66.3	69.9	69.9	73.5
RE 16, 4.5 W	59	Codeur digital magnet. 13	184	65.3	68.9	72.5	76.1	76.1	79.7
A 2515, 2 W	77			53.7	57.3	60.9	64.5	64.5	68.1
A-max 16	97-100			41.0	44.6	48.2	51.8	51.8	55.4
A-max 16	97/100	Codeur digital magnet. 13	184	49.1	52.7	56.3	59.9	59.9	63.5

RE 16

Ø16 mm, Commutation Graphite, 4.5 Watt



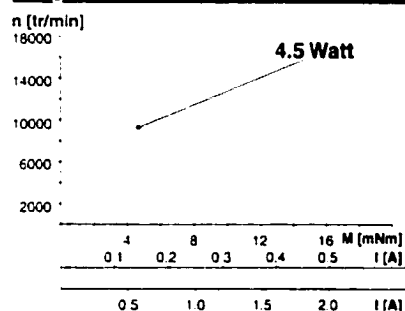
Caractéristiques moteur:

Numeros de commande

		118710	118711	118712	118713	118714	118715	118716	118717	118718	118719	118720	118721	118722	118723	118724
1 Puissance conseillée	W	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5	4.5
2 Tension nominale	Volt	4.8	4.8	6.0	7.2	9.0	12.0	15.0	18.0	24.0	30.0	36.0	45.0	48.0	48.0	48.0
3 Vitesse à vide	tr/min	12700	12200	13300	13700	13100	13900	14000	13200	14000	14700	14100	14500	14200	10100	5320
4 Couple de démarrage	mNm	13.5	12.9	16.2	19.0	23.2	28.8	31.4	31.1	34.7	35.7	34.9	35.7	34.9	24.1	12.1
5 Pente vitesse/couple	tr/min/mNm	977	980	844	735	575	490	453	429	408	416	410	409	411	425	453
6 Courant à vide	mA	105	99	88	76	57	46	37	29	23	20	16	13	12	8	4
7 Courant de démarrage	mA	3880	3540	3860	3870	3610	3550	3120	2420	2140	1850	1450	1220	1100	538	144
8 Résistance aux bornes	Ohm	1.24	1.36	1.56	1.86	2.49	3.38	4.81	7.44	11.2	16.2	24.8	37.0	43.8	89.1	334
9 Vitesse limite	tr/min	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000	16000
10 Courant permanent max.	mA	720	720	720	720	718	614	514	413	336	279	226	185	170	119	61.5
11 Couple permanent max.	mNm	2.50	2.62	3.02	3.54	4.62	4.98	5.17	5.31	5.44	5.39	5.43	5.43	5.42	5.33	5.16
12 Puissance max. fournie à la tension nom.	mW	4210	3850	5330	6500	7710	10200	11300	10600	12500	13600	12800	13400	12900	6300	1640
13 Rendement max.	%	69	68	71	73	76	78	79	79	80	81	81	81	81	78	71
14 Constante de couple	mNm/A	3.48	3.64	4.20	4.91	6.43	8.11	10.1	12.9	16.2	19.3	24.1	29.4	31.9	44.8	83.9
15 Constante de vitesse	tr/min/V	2750	2630	2280	1940	1480	1180	948	742	589	495	397	325	299	213	114
16 Constante de temps mécanique	ms	17	14	11	9	8	7	6	6	5	5	5	5	5	5	5
17 Inertie du rotor	gcm ²	1.65	1.38	1.27	1.20	1.25	1.27	1.25	1.22	1.23	1.17	1.17	1.15	1.15	1.10	1.02
18 Inductivité	mH	0.02	0.02	0.03	0.04	0.07	0.11	0.17	0.28	0.45	0.64	0.99	1.48	1.75	3.44	12.10
19 Résistance therm. carcasse/air ambiant	K/W	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
20 Résistance therm. rotor/carcasse	K/W	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5	8.5
21 Constante de temps thermique du bobinage	s	14	11	10	10	10	10	10	10	10	10	9	9	9	9	8

Plages d'utilisation

Legende



Plage de puissance conseillée

Plage de fonctionnement permanent.
Compte tenu des résistances thermiques
(lignes 19 et 20) et de la température ambiante
à 25°C, la température max. du rotor sera atteinte.
= Limite thermique.

Fonctionnement intermittent.
La surcharge doit être de courte durée.

118722 Moteur avec bobinage à haute résistance
118715 Moteur avec bobinage à basse résistance

Programme Stock

Programme Standard

Programme Spécial (sur demande!)

- Jeu axial 0.05 - 0.15 mm
- Charge maximum des paliers lisses
 - axiale (dynamique) 0.8 N
 - radiale (à 5 mm de la face) 1.5 N
 - Chassage (statique) 15 N
- Jeu radial avec paliers lisses 0.014 mm
- Températures d'utilisation -20/+65°C
- Température rotor max. +85°C
- Nombre de lames au collecteur 7
- Poids du moteur 40 g

Construction modulaire maxon

Réducteur planétaire
Ø16 mm
0.1-0.3 Nm
Detail page 150
Réducteur planétaire
Ø16 mm
0.06-0.18 Nm
Detail page 151

