

Analyse des moteurs électriques en aéromodélisme

Calcul des caractéristiques de motorisation avec tableur

© 2002-2020

Burkhard@Erdlenbruch.fr

2012	1 ^{ère} édition (PDF)
2016	2 ^{ème} édition augmentée
2017	3 ^{ème} édition corrigée et augmentée
2020	4 ^{ème} édition complétée et augmentée
2020	5 ^{ème} édition corrigée et complétée

Avant-propos

A première vue, ce document peut ressembler à un document scientifique, mais il n'est pas censé en être un. Il est destiné au pilote d'aéromodélisme intéressé aux techniques qui veut en savoir plus sur les caractéristiques des différentes motorisations électriques (et différents modèles, d'ailleurs) - plus qu'il ne peut en savoir sans les avoir tous essayés avant. Finalement, il décrit simplement comment les feuilles de calcul fonctionnent.

En premier Par exemple, il définit toutes les équations nécessaires pour représenter une motorisation électrique et dérive la solution de base comme conditions préalables. Ceci est destiné à ceux qui sont sérieusement enclins à comprendre comment fonctionne le calcul. Bien sûr, *quelque* compréhension ou même expertise techniques et mathématique aidera mais ne devrait pas être exigée. Du moins il n'y a que des équations différentielles très simples et pas d'équations intégrales, tout simplement de l'algèbre.

Il devrait même être possible de sauter les dérivations et les explications et d'aller simplement à la description des étapes (flux) et des outils de calcul. Au moins, les illustrations pourraient être intéressantes. Elles commencent par une discussion des caractéristiques en dérivant encore plus d'équations, mais cela se transforme en présentation des diagrammes et des valeurs caractéristiques pour des exemples pratiques.

De nombreuses définitions, de longues explications et dérivations peuvent contribuer à aspect "scientifique". Mais tout cela n'est pas destiné à enseigner le lecteur mais juste à l'informer de la façon dont les calculs de la feuille de calcul ont été conçus et comment les interpréter.

Tout pronom personnel est évité et "nous" est utilisé uniquement dans le sens de Pluralis Modestiae ou Pluralis Auctoris (pluriel de pudeur ou pluriel d'auteur qui ne semblent pas être commun dans l'anglais d'aujourd'hui), mais en aucun cas comme Pluralis Malstatis ("nous") royal. Il ne devrait y avoir aucune omission de voyelle, aucune abréviation et aucun jargon non plus. Cependant, tout cela fait partie d'une quête d'exhaustivité, d'exactitude et de concision.

Les polices sont choisies pour la bonne lisibilité à l'écran. Les pages peuvent être affichées pour s'adapter à l'écran, en taille originale, voire agrandies – elles doivent être facilement lisibles dans n'importe quel cas.

Lire ce document sur un écran peut être pratique car cela permet de rechercher des chaînes de texte et aussi parce qu'il existe des liens vers des documents externes dans le monde Wide Web, et parce qu'il y a des signets vers les chapitres et les sections dans la marge de gauche.

Néanmoins, ce document est bien adapté à l'impression sur du papier courant DIN A4 avec une imprimante monochrome. Pour l'illustration des diagrammes et des photos, une imprimante couleur serait cependant mieux adaptée.

Introduction

Cet article explique comment les outils de tableur courants tels que Microsoft[®] _Bureau[®] Excel[®] ou l'alternative gratuite LibreOffice Calc peuvent être utilisés pour estimer les caractéristiques d'un moteur électrique de modèle réduit d'avion. (Il a lui-même été créé et converti au format PDF avec LibreOffice Writer, Math et Draw.)

Utiliser le mot "estimation" est mûrement réfléchi. Aucune tentative n'est faite pour calculer les caractéristiques exactement ou complètement. Bien au contraire, toute simplification possible est utilisée pour définir des modèles et des équations. Il n'y a là rien d'inhabituel puisque ces simplifications sont couramment utilisées et leur pertinence prouvée.

La précision réalisable s'avère bien suffisante pour le but recherché. Il n'est pas question de conception d'une motorisation optimisée pour un modèle particulier, mais de *composition* d'une motorisation *appropriée* à partir de composants facilement disponibles. Ces composants – hélice, engrenage, moteur, régulateur de vitesse et batterie – sont proposés en différentes versions, tailles et configurations. Le fait est qu'il existe des échelles de valeur pour les principales caractéristiques des composants d'une motorisation et qu'il n'y a donc que quelques configurations raisonnables dans chaque cas.

Des hélices de différentes sortes (sport, électrique, parkflyer) ainsi que certaines combinaisons de diamètre et de pas sont proposées. Les moteurs électriques existent dans certaines combinaisons de puissance et de vitesse spécifique (k_v). Les régulateurs de vitesse et les batteries doivent juste correspondre à la tension (type et nombre de cellules), à l'ampérage et exigences de capacité du moteur choisi. Dans le cas où un réducteur est souhaité il y a généralement très peu de choix.

Les fabricants de maquette d'avion recommandent quelques combinaisons moteur/hélice/batterie raisonnables. Et les fabricants de moteurs électriques recommandent quelques applications pour chaque moteur, ce qui signifie une classe et un poids de modèle ainsi qu'une hélice et une batterie. Tout cela signifie qu'il y a généralement peu de choix de motorisations complètes à prendre en compte.

Donc en utilisant le mot "analyser" (motorisations électriques) est également bien choisi. Il n'y a pas moyen de choisir certains paramètres souhaités et de "calculer" le moteur le mieux adapté pour un modèle. La seule façon de le trouver est de *comparer* quelques configurations prometteuses, peut-être recommandées par le constructeur du modèle ou par le fabricant du moteur, ou même choisi par soi-même pour donner certaines caractéristiques au modèle.

Les recommandations du fabricant donneront généralement un résultat typique ou "courant" du modèle de motorisation. Par exemple moins de puissance mais plus de temps de vol pourrait être recherché, ou une motorisation optimisée pour le vol de croisière plutôt que pour la montée. Les différents moteurs et hélices ne sont que de simples modules interchangeables de l'ensemble du calcul et peuvent être testés pour leur adéquation.

Habituellement, plusieurs caractéristiques ne sont pas exactement telles que spécifiées ou calculées. Par exemple, la dispersion de l'échantillon d'intensité de champ des aimants du moteur est d'environ 10 %, donnant en conséquence différentes valeurs de k_v . Une fois que les valeurs réelles d'un moteur à portée de main peuvent être mesurées, l'ensemble du calcul peut être calibré ("ajusté") à un bon degré de précision (seulement quelques pour cent d'erreur).

Puisque cela n'est possible qu'après l'achat du moteur, cela ne se fait généralement que dans des cas extrêmes, par exemple avant le vol inaugural d'un avion peu motorisé. Un autre cas d'utilisation important (qui était la véritable raison de développer les calculs décrits ici) consisterait à "construire" un simulateur de modèle fidèle à l'original. Et de nos jours, une autre application utile consiste à déterminer les paramètres de puissance optimaux et les vitesses de vol pour la croisière et la montée, respectivement, qui ne peuvent pas être mise en œuvre par impression visuelle et sonore mais par télémétrie appropriée dans le modèle.

Définitions / Unités

Quelconque la spécification des unités est entre parenthèses [].

Les variables sans dimension sont marquées d'une unité nulle [-].

Pour plus de commodité (pas de conversions), uniquement métriques cohérentes (SI) sont utilisées.

L'exception est la vitesse de rotation, qui est spécifiée en tr/min [min^{-1}] – comme d'habitude – au lieu de la vitesse angulaire ω en radians par seconde [rad/s]. D'où le multiplicateur de conversion $2\pi/60$ est nécessaire dans certaines équations (2π radians par rotation, 60 secondes par minute).

Aucune exception n'est faite pour des gains d'efficacité, qui sont souvent spécifiés en [%] mais sont traités ici comme rapports sans dimension entre 0 et 1 avec une unité nulle [-].

Quatre conversions d'unités naturelles sont utilisées ici, deux mécaniques et deux électriques :

$$[N]=[kg \cdot m/s^2] \text{ et } [W]=[N \cdot m/s] \quad [A]=[V/\Omega] \text{ et } [W]=[V \cdot A]$$

Ces conversions peuvent être substituées et réarrangées comme des équations ordinaires.

Définitions / Variables

R_b	[Ω]	résistance (impédance) de la batterie
R_e	[Ω]	résistance (impédance) du contrôleur (ESC), des câbles et des connecteurs
R_m	[Ω]	résistance (impédance) du moteur
R	[Ω]	résistance (impédance) de l'ensemble système (total)
U_b	[V]	tension interne (pas de courant) de la batterie
U_e	[V]	tension aux bornes moyenne de l'ESC comme livré au moteur
U_{mi}	[V]	tension d'induction mutuelle du moteur tournant
I	[A]	courant réel
I_{st}	[A]	courant de décrochage (rotor bloqué)
I_{0m}	[A]	courant de repos (sans charge) dû au moteur friction
I_{0g}	[A]	courant de repos (sans charge) dû à l'engrenage friction
M_p	[N·m]	moment réel de l'hélice (couple)
M_g	[N·m]	moment réel de l'arbre d'engrenage (hélice) (couple)
M_m	[N·m]	moment réel de l'arbre moteur (externe couple)
M_{st}	[N·m]	moment de calage du moteur (couple total avec rotor bloqué)
M_{0m}	[N·m]	moment de repos du moteur (frottement interne couple, constant)
M_{0g}	[N·m]	moment de repos de la vitesse (couple de frottement interne, constant)
n	[s^{-1}]	vitesse de rotation réelle (hélice tours par seconde)
n_p	[min^{-1}]	vitesse réelle de l'hélice (tours par minute)
n_g	[min^{-1}]	arbre de sortie d'engrenage réel (hélice) vitesse
n_m	[min^{-1}]	vitesse réelle de l'arbre d'entrée de l'engrenage (moteur)
n_0	[min^{-1}]	vitesse sans charge (à vide) du disque
n_{0g}	[min^{-1}]	Vitesse sans charge (à vide) de l'arbre de transmission (sortie de l'engrenage)
n_{0m}	[min^{-1}]	vitesse de repos (à vide) de l'arbre moteur

P_{traction} ou P_{thrust}	[W]	puissance de traction réelle de l'hélice (sortie)
P_{Arbre} ou P_{shaft}	[W]	puissance réelle de l'arbre d'hélice (entrée)
P_{mec} ou P_{mech}	[W]	puissance réelle à l'arbre de sortie de l'engrenage (mécanique)
P_m	[W]	puissance réelle à l'arbre de sortie du moteur réel (mécanique)
P_{el}	[W]	puissance réelle à l'entrée du système (batterie) électrique
η	[-]	efficacité totale du système ("eta", moteur et hélice)
η_m	[-]	efficacité du moteur (y compris la batterie et ESC)
η_g	[-]	efficacité des engrenages
η_p	[-]	efficacité de l'hélice
η_d	[-]	rendement de motorisation (moteur et engrenage)
k_V	[min ⁻¹ /V]	vitesse de rotation spécifique (tr/min par Volt)
k_A	[A/min ⁻¹]	courant spécifique (Ampère par rpm, <i>negative</i>)
k_M	[N·m/A]	moment spécifique (couple par Ampère)
I_g	[-]	rapport de démultiplication (par exemple 4,4 pour un 4.4: 1 vitesse)
D	[m]	diamètre de l'hélice
H	[m]	pas de l'hélice
v	[m/s]	vitesse de vol
J	[-]	taux d'avance
c_T	[-]	coefficient de traction de l'hélice
c_M	[-]	moment de l'hélice (couple) coefficient
c_P	[-]	coefficient de puissance de l'hélice
g	[kg·m/s ²]	accélération de la gravité (la norme est 9.81)
ρ	[kg/m ³]	densité de l'air ("rho", la norme est 1.226)
ν	[m ² /s]	viscosité cinématique de l'air ("nu", la norme est de 0.00001464)
π	[-]	nombre "pi" (3.14159)

Transformations

Moteur spécifique moment (couple) k_M est simplement la vitesse spécifique k_V transformée, ainsi que le coefficient de moment de l'hélice c_M est simplement le coefficient de puissance c_P transformé :

$$k_M = \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_V} \quad c_M = \frac{c_P}{2 \cdot \pi}$$

Incohérences

La vitesse de rotation *de l'hélice* n a pour unité [s⁻¹], pas [min⁻¹]. Cela est dû à l'outil utilisé pour le calcul des coefficients de l'hélice, qui nécessite cette unité pour la façon dont les coefficients et le taux d'avance sont définis.

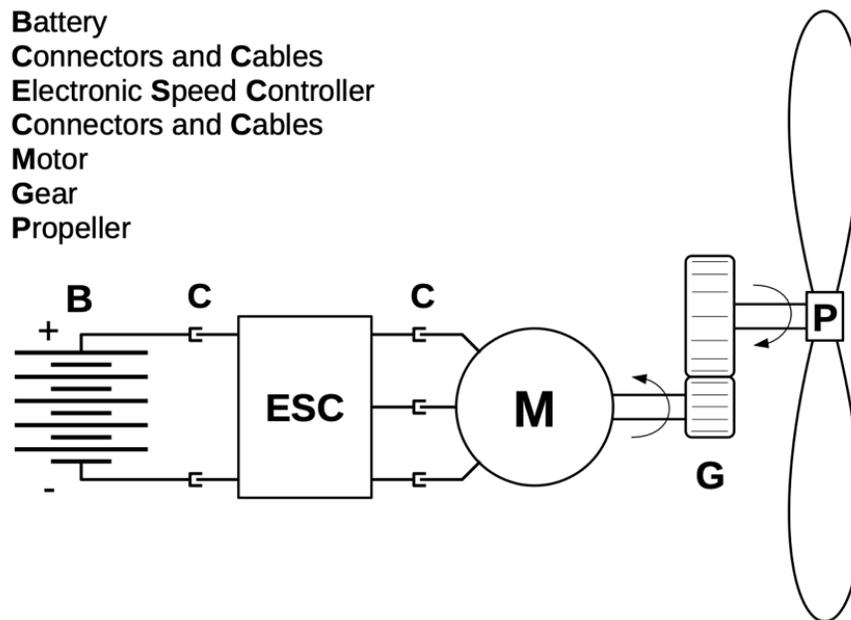
Dans le chapitre Solution de base, dans les sections suivant Vitesse/Moment Spécifique, toutes en rotation les vitesses sont supposées avoir cette unité. Cela n'est pas conforme à la définition ci-dessus. Cependant, dans la section Conversion mécanique-aérodynamique, n en [s⁻¹] est systématiquement utilisé.

Modèle de motorisation simplifié

Modéliser le variateur, c'est définir des équations qui décrivent son comportement. Comme d'habitude, on peut discerner deux étapes de modélisation : abstraction et relaxation. Dans la première étape - abstraction - tous les aspects pertinents pour la tâche sont identifiés et tous les autres sont omis. Habituellement, il n'y a toujours aucun moyen de tirer là des équations, donc dans une deuxième étape - relaxation - même les aspects pertinents sont omis ou du moins rendus plus simples qu'ils ne le sont réellement. La relaxation est poussée aussi loin que nécessaire pour trouver une solution sous forme d'équation.

Modèle de moteur générique

Commençons par définir un modèle générique d'un système complet au travers de ses différents composants :



Chaque composant est considéré comme une "boîte noire" avec des interfaces vers d'autres Composants. Les propriétés électriques et/ou mécaniques constituent un comportement du composant à ces interfaces, qui doit être décrit dans l'équation forme.

La *batterie* peut avoir différents nombres de cellules, diverses capacités ainsi que des charges (taux C), et divers types de cellules (tensions). Ceci est simplement décrit comme des valeurs particulières de variables, par exemple une batterie LiPo 5s1p 5000 mAh 30C.

L'*ESC (régulateur de vitesse électronique)* doit correspondre au type de moteur (balais ou sans balais), sa taille (puissance) et la tension de la batterie. Il alimente le moteur avec une puissance électrique variable. Pour commodité, les connecteurs et les câbles sont affectés à l'ESC.

Le *moteur* convertit l'électricité en mécanique Puissance. Il peut être avec ou sans balais, inrunner (rotor interne) ou outrunner (rotor externe), et avoir diverses vitesses et tailles/puissance.

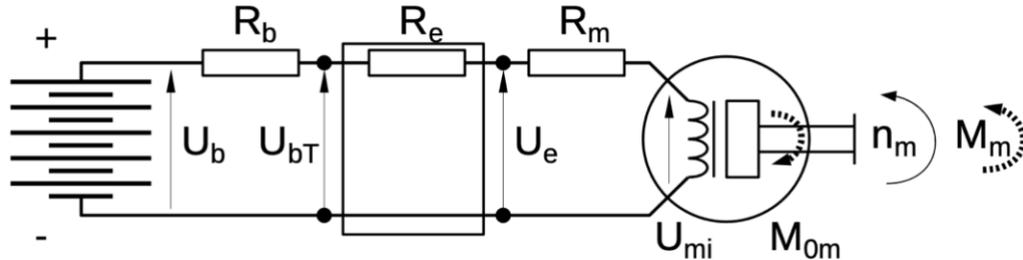
L'*engrenage* transforme la puissance mécanique en régime et couple différents. Il peut s'agir d'un engrenage droit/anneau/planétaire et avoir divers rapports de transmission, tailles et efficacités.

Enfin, l'hélice convertit la puissance mécanique en traction aérodynamique et en couple. Il y a différentes formes et nombre de pales, diamètre et pas, et vrillage.

Conversion Électrique-Mécanique

Électromécanique les systèmes sont modélisés sous la forme d'un schéma électrique équivalent. Il précise les caractéristiques du système et leurs interrelations.

Les moteurs d'avion modèle sont [des moteurs à courant continu à aimant permanent](#), et un [moteur sans balais](#) est essentiellement le même, juste avec le collecteur mécanique (collecteur/balais) remplacé par l'ESC. (Le liens mènent à Wikipédia.) C'est pourquoi il n'y a qu'une seule bobine avec deux lignes dans le symbole du moteur du schéma et pourquoi il s'agit d'un schéma de circuit CC. Tous les effets des courants alternatifs et pulsés sont négligés ou remplacés par des résistances, respectivement. C'est une simplification très utile et toujours acceptable.



La batterie fournit une tension "interne", qui dépend du type et du nombre de cellules. Nous utilisons la norme ou la valeur nominale tension du type de cellule en question, soit 3,7 V pour LiPo, 3,3 V pour LiFePo, et 1,2 V pour NiMH ou NiCd. Selon la loi d'Ohm, la tension aux bornes de la batterie est inférieure à la tension interne alors que tout courant circule car il est une impédance interne (complexe) dans une batterie, représentée ici par un simple résistance (constante):

$$U_{bT} = U_b - R_b \cdot I$$

L'ESC réduit également la tension en raison de sa résistance interne, qui comprend toutes les résistances des connecteurs et des câbles dans notre modèle simplifié. Au-delà, sa fonction "gaz" se voit ici simplement comme réduction supplémentaire de la tension (moyenne). À WOT (plein gaz ouvert), l'ESC délivre une tension légèrement réduite au moteur :

$$U_e = U_{bT} - R_e \cdot I$$

Bien sûr, le moteur a également une résistance ohmique, qui est un remplacement de la résistance ohmique réelle ainsi que des composants électriques et impédances magnétiques. Dans le modèle simplifié, la bobine du moteur voit un peu tension réduite :

$$U_{mC} = U_e - R_m \cdot I$$

En simplifiant davantage notre modèle, nous supposons que la fonction "accélérateur" de l'ESC réduit la tension interne *de la batterie*. Cela permet de résumer la valeur ohmique à une seule résistance :

$$U_{mC} = U_b - (R_b + R_e + R_m) \cdot I = U_b - R \cdot I$$

Cette tension appliquée à la bobine du moteur est contrée par une tension opposée qui est littéralement générée dans la rotation moteur par induction dite mutuelle et parfois aussi justement appelé générateur Tension. Elle est proportionnelle à la vitesse de rotation et c'est là qu'intervient k_v (vitesse de rotation *spécifique*)

$$U_{mi} = n_m / k_v \text{ and } U_{mC} = U_{mi} \text{ donc } k_v = n_m / U_{mi} \text{ or } k_v = n_m / U_{mC}$$

Cette équation montre que k_v indique essentiellement à quelle vitesse le moteur tourne proportionnellement à la tension effective appliquée. C'est l'une des principales caractéristiques du moteur, en fonction de nombre de pôles, nombre d'enroulements et géométrie/taille du moteur.

Indépendamment de tout courant, la tension efficace dans le moteur est la tension de la batterie réduite par la tension d'induction mutuelle :

$$U_{\text{eff}} = U_b - U_{\text{mi}} = U_b - n_m / k_v$$

Alors, selon la loi d'Ohm, le courant circulant à travers la bobine du moteur et l'ensemble du système est le rapport de tension et résistance totale :

$$I = U_{\text{eff}} / R = (U_b - n_m / k_v) / R$$

Si le moteur est calé (bloqué), il n'y a pas de rotation, donc pas d'induction mutuelle, et le courant dépend uniquement de la valeur ohmique de la résistance :

$$I_{\text{st}} = U_b / R$$

Pour plus de commodité, nous utiliserons le courant (ampérage) exprimé comme directement dépendant de la vitesse de rotation. C'est-à-dire possible au moyen du courant *spécifique* k_A , qui (comme valeur *négative*) indique combien de courant circule *de manière inversement* proportionnelle à la vitesse de rotation :

$$I = I_{\text{st}} + k_A \cdot n_m \quad k_A = \frac{-1}{R \cdot k_v} \quad \text{ce qui fait que} \quad (I \text{ et } I_{\text{st}} \text{ substitués})$$

k_v peut être transformé en moment spécifique (couple) k_M , qui directement (donc commodément) indique combien de moment (couple) est *produit* proportionnellement au courant :

$$M_m = I \cdot k_M$$

Cependant, cette équation est provisoire. Outre les pertes électriques, il existe des pertes mécaniques et magnétiques complexes dans le moteur. Pour simplifier, elles sont représentées par un moment de friction interne qui réduit le couple de sortie :

$$M_m = I \cdot k_M - M_{0m}$$

Un moteur sans charge ne produit aucun couple en sortie, mais il doit encore surmonter le moment de frottement interne ce qui nécessite un courant de repos correspondant :

$$M_{0m} = I_{0m} \cdot k_M \text{ donc } I_{0m} = M_{0m} / k_M \text{ et } M_m = (I - I_{0m}) \cdot k_M$$

Même en cas de blocage (rotor bloqué) le moment de frottement (inactif) est supposé actif. Pourtant, pour plus de commodité, nous *définissons* le moment de blocage comme le couple total produit en interne :

$$M_{\text{st}} = I_{\text{st}} \cdot k_M$$

D'ailleurs, parfois le moment de frottement est omis dans les calculs de motorisation. Cela gâche le calcul, qui est en fait simple : la tension fait la vitesse (tr/min), et l'ampérage fait le moment (couple), à la fois proportionnellement et de manière interdépendante.

Cependant, maintenant la puissance de sortie du moteur (mécanique) peut être dérivée du couple et de la vitesse, et sa puissance d'entrée (électrique) du courant et de la tension (de la batterie). De plus, les termes simples sont remplacés par des complexes qui ne contiennent que des constantes spécifiées et les vitesses de rotation comme seules variables, juste pour démontrer que :

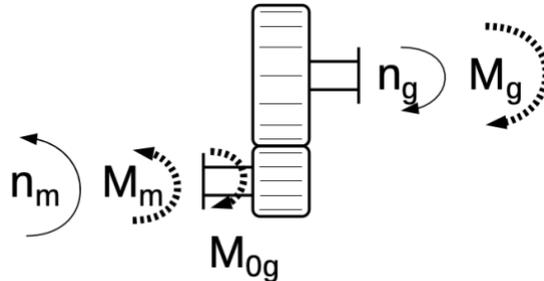
$$P_m = M_m \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_m = \frac{U_b - R \cdot I_{0m}}{R} \cdot \frac{1}{k_v} \cdot n_m - \frac{1}{R} \cdot \frac{1}{k_v^2} \cdot n_m^2 \quad P_{\text{el}} = I \cdot U_b = \frac{U_b^2}{R} - \frac{U_b}{R} \cdot \frac{1}{k_v} \cdot n_m$$

Comme la résistance totale du système était jusqu'à présent utilisée dans les calculs, cette résistance est incluse dans le rendement également. Ainsi, l'efficacité du moteur signifie en fait l'efficacité de la motorisation, mais pas encore engrenage compris (dont l'efficacité sera incluse plus tard par multiplication). L'efficacité est (provisoirement) juste le rapport des puissances du moteur en sortie/entrée :

$$\eta_m = \frac{P_m}{P_{\text{el}}} = \frac{(U_b - R \cdot I_{0m}) \cdot k_v \cdot n_m - n_m^2}{U_b^2 \cdot k_v^2 - U_b \cdot k_v \cdot n_m}$$

Conversion Mécanique-Mécanique

Les systèmes mécaniques sont modélisés sous la forme d'une esquisse schématique ou, plus précisément, d'un diagramme. Cela montre plusieurs éléments reliés ou un seul avec toutes leurs forces appliquées et moments, c'est leur "interface". L'engrenage est l'un des éléments et est une simple transmission ou transformateur de régime/couple, respectivement, entre moteur et hélice.



La propriété la plus évidente de l'engrenage est son rapport de transmission. Dans le cas des motorisations d'aéromodélisme, il s'agit toujours d'un ratio de réduction. Cela signifie qu'une vitesse de moteur assez élevée est réduite à une vitesse inférieure vitesse de l'hélice. A l'inverse, un moment moteur assez faible se transforme en un couple d'hélice plus élevé. Le *sens* de la vitesse et celui du couple peuvent être inversés - par un engrenage droit comme dans le croquis ci-dessus - mais cela n'a pas d'importance dans nos calculs. Toutefois, la deuxième l'équation est provisoire :

$$n_g = n_m / i_g \quad M_g = M_m \cdot i_g$$

Après tout, l'engrenage occasionne des pertes de puissance. Évidemment, les vitesses de rotation sont fixées mécaniquement donc les pertes apparaissent comme une réduction de couple. C'est plausible puisque les pertes proviennent de friction. On peut voir cela de deux manières extrêmement simples : constante ou proportionnellement dépendant du moment (couple). De toute façon, les moments sont réduits et nous supposons (définissons) simplement qu'il s'agit du moment d'entrée :

$$M_g = (M_m - M_{0g}) \cdot i_g$$

La différence est que *dans ce premier cas*, le moment de frottement en valeur absolue doit être mesuré ou deviné, ce qui peut être difficile. Il est peut-être plus simple d'estimer et plus tard, "ajuster" l'efficacité d'un engrenage en tant que valeur relative (*deuxième cas*) :

$$M_{0g} = (1 - \eta_g) \cdot M_m \quad \text{ou directement} \quad M_g = M_m \cdot \eta_g \cdot i_g$$

Une combinaison des deux méthodes (et même non proportionnel et dépendant de la vitesse frottement) serait probablement correcte, mais pour des raisons de simplicité, l'une des deux façons est choisie. *Dans tous les cas*, le frottement des engrenages peut être traité comme un frottement interne du moteur, de sorte qu'un moment de frottement d'engrenage nécessite un courant correspondant tout comme le moment de frottement du moteur.

Cela résout le problème du calcul d'efficacité des engrenages *dans le premier cas* par calcul d'une puissance et d'un rendement mécanique total de la motorisation :

$$I_{0g} = M_{0g} / k_M \quad \text{fait}$$

$$P_{\text{mech}} = M_g \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_g = \frac{U_b - R \cdot (I_{0m} + I_{0g})}{R} \cdot \frac{i_g}{k_V} \cdot n_g - \frac{1}{R} \cdot \left(\frac{i_g}{k_V} \right)^2 \cdot n_g^2$$

Encore *dans tous les cas*, le rendement du variateur est finalement le rapport de la puissance mécanique sortie vers l'arbre de transmission et entrée d'énergie électrique de la batterie :

$$\eta_d = \frac{P_{\text{mech}}}{P_{\text{el}}} \quad \text{ou encore dans notre deuxième cas :} \quad \eta_d = \eta_m \cdot \eta_g$$

Conversion Mécanique-Aérodynamique

Le prochain et dernier élément, l'hélice, est un composant aérodynamique compliqué, nous devons donc compter sur un outil spécialisé complexe pour calculer le moment (couple) et d'autres coefficients.

Les hélices sont généralement caractérisées par des coefficients sans dimension considérés comme valables pour une certaine forme géométrique, peu importe la taille. Ils sont en quelque sorte liés au diamètre D comme mesure courante de taille, ainsi qu'à la vitesse de rotation n [s⁻¹]. Il y a trois caractéristiques (T, M, P) et coefficients correspondants (c_T, c_M, c_P) :

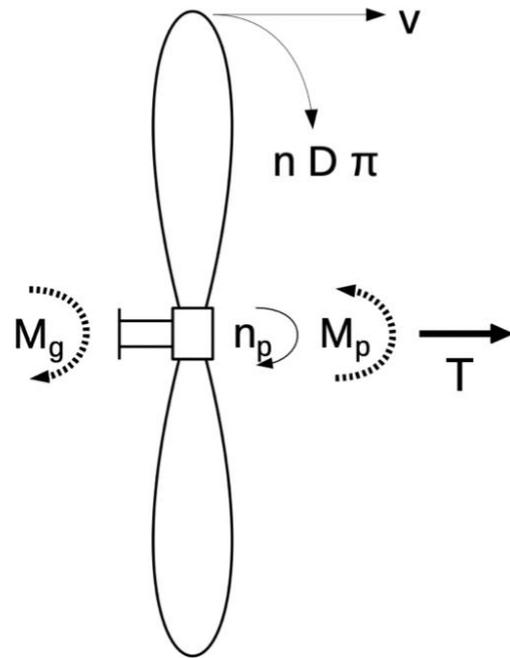
Traction $T = c_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$
 Moment (torque) $M_p = c_M \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^5$
 Power $P_{shaft} = c_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$

Désormais, la puissance de l'arbre est également :

$$P_{shaft} = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot M_p = 2 \cdot \pi \cdot c_M \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$$

ce qui fait

$$c_M = \frac{c_P}{2 \cdot \pi}$$



D'une certaine manière, ces caractéristiques aussi dépendent de la vitesse de vol. Ainsi, les coefficients, en tant que valeurs sans dimension, doivent être liée à une sorte de vitesse de vol sans dimension ainsi qu'à une vitesse de rotation. C'est le rapport d'avance, qui est censé être le rapport de la vitesse de vol v [m/s] et de la vitesse circonférentielle en bout de pale :

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D \cdot \pi} \quad \text{mais en fait, cette définition un peu plus simple est utilisée :} \quad J = \frac{v}{n \cdot D}$$

Quoi qu'il en soit, l'outil mentionné ci-dessus offre les coefficients sur toute la plage des rapports d'avance, soit de la vitesse nulle à vitesse maximale, pour ainsi dire. Il est donc possible de calculer la puissance mécanique nécessaire pour entraîner l'hélice (équation ci-dessus) et la puissance de traction produite :

$$P_{traction} = T \cdot v = J \cdot c_T \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \text{ car } v = J \cdot n \cdot D$$

Le rendement de l'hélice est le rapport de ces deux puissances :

$$\eta_p = \frac{P_{thrust}}{P_{shaft}} \quad \text{ce qui le rend directement (sans dimension) :} \quad \eta_p = J \cdot \frac{c_T}{c_P}$$

Le rendement total du système est le rapport de puissance de traction et puissance électrique :

$$\eta = \frac{P_{thrust}}{P_{el}} \quad \text{ou encore :} \quad \eta = \eta_m \cdot \eta_g \cdot \eta_p$$

Voir Martin JavaProp Hepperle's [JavaProp Users Guide](#).

Solution basique**Approche**

Toutes les équations présentées ci-dessus montrent que le comportement d'un moteur peut être décrit comme dépendant de plusieurs constantes données et d'une seule variable – la vitesse de *rotation*. Cela inclut même l'hélice, donc éventuellement le comportement global peut être décrit sur toute une gamme de vitesses de *vol*, de "statique" (vitesse zéro) à la "vitesse de pas" (traction nulle).

Bien sûr, cela était prévu car c'est la base d'une solution sous forme d'équation. Il faut - et peut être maintenant - une seule équation qui fournit la vitesse de rotation de l'ensemble, hélice comprise. Pour développer cette équation, il faut assimiler un élément du moteur avec le même élément de l'hélice.

Nous voulons assimiler le couple de l'ensemble moteur/engrenage (motorisation) avec l'hélice couple (moment), tous deux dépendants de la vitesse de rotation. On préfère les *couples* pour n'avoir qu'un second ordre polynôme. Assimiler les *puissances* de la motorisation et de l'hélice donnerait un polynôme du troisième ordre, qui serait inutilement compliqué.

Par conséquent, le terme "constante" signifie indépendant du régime ; "diminuer" ou "augmenter" signifie changement avec rpm ou même rpm élevé au carré, respectivement.

Dans la dérivation suivante, le k_V n'est pas utilisé mais les k_M et k_A les remplacent parce que c'est plus pratique. Comme mentionné ci-dessus et prouvé ci-dessous, k_M est k_V transformé, et k_A est facilement calculé à partir de deux constantes données.

Il y a ceux deux façons extrêmement simples de voir les pertes de vitesse : constantes ou proportionnelles au couple. Le premier rend les constantes combinées plus simples et plus évidentes tandis que le dernier semble plus pratique. Les deux manières sont présentées ici pour comparaison, mais nous nous en tiendrons ensuite à la manière la plus pratique.

Finalement, on n'obtient qu'une solution de *basique* dans la mesure où elle donne juste la vitesse de rotation qui dépend du coefficient de puissance de l'hélice. Cependant, des outils d'analyse d'hélice spécialisés fournissent ce coefficient et d'autres pour toute la gamme de taux d'avance possibles. Cela équivaut à la plage de vitesse de vol, donc il est possible de dériver toutes les autres caractéristiques pour cette gamme.

Vitesse/moment spécifique

La transformation de la vitesse spécifique k_V en moment spécifique (couple) k_M n'a pas encore été dérivée. Il peut être approprié de le faire pour l'utiliser dans la solution.

Nous ne considérons que la conversion de la puissance électrique en mécanique "à l'intérieur" du moteur mais omettons (ignorons) les pertes électriques "avant" et les pertes mécaniques "après". Les constantes définissent respectivement la tension et le moment "internes". En les multipliant par le courant et la vitesse, respectivement, cela donne des puissances "internes". Associer la mécanique à la puissance électrique montre clairement la transformation en question ([Wikipédia](#)).

$$U_{mi} = \frac{n_m}{k_V} \quad P_{el} = U_{mi} \cdot I = \frac{n_m}{k_V} \cdot I$$

$$M_m = I \cdot k_M \quad P_{mech} = M_m \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_m = I \cdot k_M \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_m$$

$$P_{mech} = P_{el} \quad I \cdot k_M \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_m = \frac{n_m}{k_V} \cdot I \quad k_M = \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_V}$$

Couple de motorisation 1

Des constantes combinées assez simples et évidentes K_1 et K_2 pour l'ensemble (moteur et engrenage) apparaissent en supposant un frottement constant de l'engrenage (*premier cas* ci-dessus).

Le couple provient du courant dans le circuit électrique moteur, donc pour commencer:

$$I = I_{st} + k_A \cdot n_m = I_{st} + k_A \cdot I_g \cdot n_g \quad \text{parce que } n_m = I_g \cdot n_g$$

Cela donne le couple (moment) en fonction de la vitesse de rotation (tr/min) :

$$M_g = k_M \cdot I - M_{0m} - M_{0g} = (I - I_{0m} - I_{0g}) \cdot k_M \quad \text{parce que } M_{0m/g} = k_M \cdot I_{0m/g}$$

$$M_g = (I_{st} - I_{0m} - I_{0g} + k_A \cdot I_g \cdot n_g) \cdot k_M \quad \text{remplacement de l'équation précédente}$$

$$M_g = I_{st} \cdot k_M - I_{0m} \cdot k_M - I_{0g} \cdot k_M + k_A \cdot k_M \cdot I_g \cdot n_g \quad \text{développement}$$

Combiner les constantes rend les choses plus claires:

$$K_1 = (I_{st} - I_{0m} - I_{0g}) \cdot k_M \quad \text{couple moteur bloqué [Nm]}$$

$$K_2 = 60 \cdot k_A \cdot k_M \cdot I_g \quad \text{le couple diminue avec la vitesse [Nm/s}^{-1}]$$

$$M_g = K_2 \cdot n_g + K_1 \quad \text{vitesse } n_g \text{ en tours par seconde [s}^{-1}]$$

Couple de motorisation 2

En supposant que le frottement des engrenages sous la forme de l'efficacité des engrenages, qui est proportionnel au moment et donc inversement proportionnel à la vitesse de rotation (*deuxième cas* ci-dessus), apparaissent des constantes de motorisation combinées légèrement plus compliquées K_1 et K_2 . C'est pourtant une manière plus pratique que la première, et c'est la manière habituelle.

Le couple provient du courant dans le moteur électrique, donc cela commence avec :

$$I = I_{st} + k_A \cdot n_m = I_{st} + k_A \cdot i_g \cdot n_g \quad \text{car } n_m = i_g \cdot n_g$$

Ce qui rend le couple (moment) dépendant de la vitesse de rotation (rpm) :

$$M_m = k_M \cdot I - M_{0m} = (I - I_{0m}) \cdot k_M \quad \text{car } M_{0m} = k_M \cdot I_{0m}$$

$$M_m = (I_{st} - I_{0m} + k_A \cdot i_g \cdot n_g) \cdot k_M \quad \text{remplacement de l'équation précédente}$$

Introduction de l'efficacité des engrenages et extension de l'équation :

$$M_g = M_m \cdot \eta_g \cdot i_g$$

$$M_g = (I_{st} - I_{0m} + k_A \cdot i_g \cdot n_g) \cdot k_M \cdot \eta_g \cdot i_g \quad M_m \text{ remplacé par l'équation précédente}$$

$$\eta_m = \frac{P_m}{P_{el}} = \frac{(U_b - R \cdot I_{0m}) \cdot k_v \cdot n_m - n_m^2}{U_b^2 \cdot k_v^2 - U_b \cdot k_v \cdot n_m} \quad \text{développement}$$

Combiner les constantes rend les choses plus claires :

$$K_1 = (I_{st} - I_{0m}) \cdot k_M \cdot \eta_g \cdot i_g \quad \text{couple moteur bloqué [Nm]}$$

$$K_2 = 60 \cdot k_A \cdot k_M \cdot \eta_g \cdot i_g^2 \quad \text{le couple diminue avec la vitesse [Nm/s}^{-1}]$$

$$M_g = K_2 \cdot n_g + K_1 \quad \text{vitesse } n_g \text{ en tours par seconde [s}^{-1}]$$

Couple de l'hélice

Le moment d'hélice (couple) dépend de la Vitesse de rotation (rps) dans tous les cas :

$$M_p = c_M \cdot \rho \cdot D^5 \cdot n_p^2 \quad \text{vitesse } n_p \text{ en tours par seconde [s}^{-1}\text{]}$$

Combiner à nouveau les constantes donne :

$$K_3 = \rho \cdot D^5 \quad \text{Couple augmente avec vitesse [Nm/s}^{-2}\text{]}$$

$$M_p = c_M \cdot K_3 \cdot n_p^2 \quad c_M \text{ n'est pas constant!}$$

Solution formelle

L'assimilation du couple de l'hélice au couple de motorisation est notre approche :

$$M_p = M_g = M \quad (\text{et bien sûr } n_p = n_g = n)$$

Ceci est réellement clairement arrangé et facile :

$$c_M \cdot K_3 \cdot n_p^2 = K_2 \cdot n_g + K_1 \quad \text{substitué}$$

$$c_M \cdot K_3 \cdot n^2 + (-K_2) \cdot n + (-K_1) = 0 \quad \text{réarrangé (normalisé)}$$

Il y a des solutions standard pour un tel polynôme du second degré :

$$\Delta = 4 c_M K_3 (-K_1) - (-K_2)^2 \quad \text{discriminant}$$

Le discriminant est négatif pour toutes les valeurs de c_M , il y a donc deux solutions possibles :

$$n_{1,2} = \frac{-(-K_2) \pm \sqrt{(-K_2)^2 - 4c_M K_3 (-K_1)}}{2c_M K_3} \quad \text{solutions possibles}$$

n_1 (avec une racine carrée positive) est la solution correcte car n_2 serait négative.

C'était la dérivation formelle de la solution de basique, mais on peut l'écrire plus simplement :

$$n = \frac{K_2 + \sqrt{K_2^2 + 4c_M K_3 K_1}}{2c_M K_3} \quad \text{solution}$$

Voir [Quadratic Formula](#) sur Wikipedia. L'analyse dimensionnelle est réalisée dans la section suivante.

Solution applicable

Finalement, nous voulons faire dépendre directement et exclusivement les constantes polynomiales K_1 , K_2 et K_3 de données constantes, qui sont généralement U_b , R , I_{0m} , k_v , i_g , η_g , ρ , D , et c_p .

Cela modifie aussi subtilement le polynôme du second degré auquel elles appartiennent :

Remplacer c_M avec c_p donne

$$c_M \cdot K_3 \cdot n^2 + (-K_2) \cdot n + (-K_1) = 0 \rightarrow c_p \cdot K_3 \cdot n^2 - K_2 \cdot n - K_1 = 0 \text{ [Nm]}$$

K_1 est le terme constant du polynôme, et puisque nous assimilons le moment au moment de l'hélice, il doit aussi être un moment. En fait, il s'agit du couple de sortie du moteur lorsqu'il est calé, c'est un nombre positif fixe et il a pour unité [Nm] :

Remplacer $I_{st} = \frac{U_b}{R}$ et $k_M = \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_v}$ donne

$$K_1 = (I_{st} - I_{0m}) \cdot k_M \cdot \eta_g \cdot i_g \rightarrow K_1 = \frac{60}{2 \cdot \pi} \cdot \left(\frac{U_b}{R} - I_{0m} \right) \cdot \frac{i_g}{k_v} \cdot \eta_g \text{ [Nm]}$$

K_2 est le terme proportionnel à vitesse de rotation n [s^{-1}], il doit donc s'agir d'un changement de moment. En fait, c'est la diminution du couple de sortie et donc un nombre négatif. Parce que la vitesse de rotation est en tours *par seconde* ici, l'unité est [Nm/s^{-1}] :

Remplacer $k_A = \frac{-1}{k_v \cdot R}$ et $k_M = \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_v}$ dans l'équation K_2 et en développant

la solution formelle (ci-dessus) avec 1/2 donne

$$K_2 = 60 \cdot k_A \cdot k_M \cdot \eta_g \cdot i_g^2 \rightarrow K_2 = -\frac{900}{\pi} \cdot \frac{1}{R} \cdot \left(\frac{i_g}{k_v} \right)^2 \cdot \eta_g \text{ [Nm/s}^{-1}\text{]}$$

K_3 est le terme proportionnel à la vitesse de rotation au carré n^2 [s^{-2}], donc c'est aussi un changement de moment. C'est celui de l'augmentation du couple d'entrée de l'hélice et donc un nombre positif. Il vient de la portance aérodynamique et de la traînée des pales de l'hélice, il augmente donc avec la vitesse de rotation au carré, l'unité doit donc être [Nm/s^{-2}] :

Remplacer $c_M = \frac{c_p}{2 \cdot \pi}$ dans le polynôme (ci-dessus) donne

$$K_3 = \rho \cdot D^5 \rightarrow K_3 = \frac{\rho \cdot D^5}{2 \cdot \pi} \text{ [Nm/s}^{-2}\text{]}$$

Nous pouvons maintenant écrire la solution sous une forme plus pratique d'utilisation :

$$n = \frac{K_2 + \sqrt{K_2^2 + 4c_M K_3 K_1}}{2c_M K_3} \rightarrow n = \frac{K_2 + \sqrt{K_2^2 + c_p K_3 K_1}}{c_p K_3} \text{ [s}^{-1}\text{]}$$

Illustration Moteur/Engrenage

Caractéristiques de base

Dans un premier temps, nous déduisons et interprétons quelques caractéristiques de base du moteur, qui deviendront apparentes dans les diagrammes, plus tard dans ce chapitre. Nous nous appuyons sur les équations dérivées pour la solution basique dans le dernier chapitre, principalement la sortie moment/couple du moteur :

$$M_g = K_2 \cdot n_g + K_1 \text{ [Nm]} \text{ vitesse } n_g \text{ ici en tours par } \textit{minute} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

La constante K_1 est le couple du moteur lorsqu'il est bloqué, c'est-à-dire à vitesse nulle.

$$K_1 = \left(\frac{U_b}{R} - I_{0m} \right) \cdot \frac{60}{2 \cdot \pi} \cdot \frac{i_g}{k_v} \cdot \eta_g \text{ [Nm]}$$

Il s'agit d'une mesure de la puissance du moteur, ou plus précisément de la *puissance du couple en sortie*. Cela sert simplement à noter quelles propriétés font un grand couple. L'équation de la constante a trois parties ou termes :

Le terme en entre parenthèses est le courant maximum (ampérage) que le moteur peut tirer et transformer en couple. Les moteurs puissants utilisent une tension de batterie élevée et/ou enroulements à fil épais à faible résistance, ce qui est également une mesure de la qualité du moteur. Des moteurs de même taille peuvent avoir plus ou moins de résistance électrique, donnant plus ou moins de puissance. (Et nous incluons les résistances de la batterie et de l'ESC - taille et qualité - dans la résistance du moteur.) Une autre mesure de la qualité est le faible frottement mécanique interne du moteur, qui doit être compensé par un courant de repos correspondant et qui augmente généralement avec la taille du moteur. Pourtant, plus un moteur est gros et "meilleur", plus le couple de sortie est puissant.

La première partie du terme suivant est l'unité multiplicateur de conversion nécessaire car nous spécifions la vitesse spécifique k_v comme vitesse de rotation (rpm) au lieu de la vitesse angulaire. Dans la deuxième partie du terme, la vitesse spécifique du moteur k_v - rpm par Volt - est inversé. Avec le multiplicateur de conversion, c'est-à-dire en fait le moment spécifique du moteur k_M - couple par ampère. k_v est dans le dénominateur, donc plus le moteur peut tourner vite (haut k_v) moins il peut produire de couple (faible k_M). Ce sont des valeurs relatives (spécifiques) et, de plus, il est vrai qu'un moteur plus gros a tendance à tourner plus lentement et à produire plus de couple, sa valeur de k_v est inférieure et son k_M est supérieur.

La vitesse spécifique du moteur k_v divisé par le rapport de réduction de l'engrenage i_g est la vitesse spécifique de l'ensemble de la motorisation. Sa valeur inverse, comme dans cette équation, est le moment spécifique de l'ensemble moteur. Le rapport de réduction i_g est le facteur par lequel le couple du moteur est augmenté et la vitesse de rotation du moteur diminuée. Un engrenage est utilisé pour une rotation relativement lente, - c'est-à-dire légèrement chargé - d'hélices relativement grosses pour lesquelles un moteur correspondant seul serait trop gros, lourd, et puissant. Le réducteur transforme en fait la vitesse spécifique et le moment du moteur pour abaisser l'une et augmenter l'autre.

Le dernier terme de l'équation est simplement l'efficacité des engrenages. C'est la proportion du couple de sortie du moteur transmis par l'engrenage, c'est aussi une mesure de la qualité de l'engrenage. Des engrenages plus gros, qui sont nécessaires pour des couples plus importants, ont tendance à être plus efficaces.

Évidemment, ces relations sont toutes proportionnelles : le couple est proportionnel à la tension, inversement proportionnel à la résistance, frottement soustrait ; il est proportionnel au moment spécifique (donc inversement à vitesse spécifique), à l'efficacité des engrenages et au rapport de réduction. Plus le moteur est gros, plus il a de couple. Cela est vrai à n'importe quelle vitesse de rotation et surtout à vitesse nulle. Il y aura donc une ligne droite dans un diagramme montrant le couple par rapport à la vitesse, et la constante K_1 est l'intersection de cette ligne avec l'axe du couple (voir section Diagrammes moteur/réducteur).

Là encore, la constante K_2 est la pente de la ligne, qui est négative, ce qui signifie que le couple de sortie diminue lorsque la vitesse de rotation augmente.

$$K_2 = -\frac{1}{R} \cdot \frac{60}{2 \cdot \pi} \cdot \left(\frac{i_g}{k_v}\right)^2 \cdot \eta_g \quad [\text{Nm}/\text{min}^{-1}] \quad (\text{Non applicable sous cette forme à la solution !})$$

C'est une mesure de la "rigidité" ou de l'*élasticité*, la diminution de sa vitesse de rotation avec l'augmentation de la charge. Cette équation de la constante a également trois parties ou termes :

Le premier terme est juste l'inverse de la résistance du moteur. Dans ce cas, il rend également la constante K_2 négative. Une grande résistance donne une ligne de basse pente, c'est-à-dire une motorisation assez élastique. Si une charge de couple est augmentée, la vitesse de rotation sera sensiblement réduite. Par contre, un "meilleur" moteur avec une résistance plus faible est plus "rigide". D'autre part, la résistance n'est pas seulement une mesure de qualité. Plus la taille d'un moteur est grande et plus sa vitesse spécifique k_v , est faible, plus elle tend à être la résistance de l'ensemble moteur.

A nouveau, la première partie du deuxième terme est le multiplicateur de conversion d'unité requis pour la vitesse rotationnelle. La deuxième partie est à nouveau la vitesse spécifique inversée de l'ensemble, mais au carré maintenant. En fait, le multiplicateur de conversion d'unité fois la première partie de ce carré est le moment spécifique et la deuxième partie est vitesse spécifique inversée. Un faible couple *et* – par conséquent – une rotation rapide est assez élastique, et vice versa. C'est pourquoi cette relation est quadratique.

En d'autres termes : K_1 , intersection de la ligne de couple avec l'axe de couple augmente avec un moment spécifique plus important, tandis que la vitesse spécifique n_0 , comme intersection avec l'axe de vitesse, diminue avec une vitesse spécifique plus petite (voir section ci-dessous). Donc, les deux forment *ensemble* une ligne de couple plus raide ce qui est exprimé par la vitesse spécifique du moteur inversée et au *carré*. Comme un moteur gros et/ou réducté tourne lentement *et* a un couple élevé, il est *plus* que proportionnellement "rigide" qu'un moteur petit et/ou direct, qui tourne vite *et* a un faible couple, et est assez élastique.

Le dernier terme de l'équation est à nouveau l'efficacité de l'engrenage. "Meilleur" et plus gros est l'engrenage, plus la proportion de couple moteur est transformée en couple de sortie et plus "rigide" est l'ensemble. Un engrenage "moins cher" et plus petit est plus élastique.

En pratique, non seulement η_g mais aussi les valeurs de R , I_{0m} , k_v , et même i_g ne sont souvent *pas connues avec précision*. Mais si de vrais courants et vitesses (tr/min) sont connus par mesure, le calcul de la motorisation peut être éventuellement calibré ("peaufiné") en faisant varier R . Habituellement, une valeur peut être trouvée qui rend les courants et les vitesses calculés égaux à ceux mesurés en "corrigeant" les deux constantes K_1 et K_2 en même temps. Une valeur pratique de η_g peut également être trouvée dans le processus d'étalonnage.

Caractéristiques Vitesses et Quantités

Pour illustrer les caractéristiques de la combinaison moteur/engrenage en fonction de la vitesse de rotation, nous avons également besoin d'équations pour certaines vitesses de rotation *caractéristiques*. Et pour certaines d'entre elles, des équations pour les quantités correspondantes doivent être dérivées.

La vitesse de rotation d'un moteur bloqué est par définition zéro :

$$n_{st} = 0$$

La vitesse de rotation maximale est "théorique" ou "idéale" car elle ne pourrait être atteinte que s'il n'y avait pas de frottement. C'est là que le courant I est (ou serait) nul. Nous utilisons deux équations de la section Conversion électrique-mécanique pour substituer des variables dans une équation courante de la section Couple de motorisation 2. En assimilant cela à zéro, on obtient la vitesse de rotation maximale $n_{g \max}$:

$$I_{st} = \frac{U_b}{R} \quad k_A = \frac{-1}{R \cdot k_V} \quad I = I_{st} + k_A \cdot i_g \cdot n_g = \frac{U_b}{R} - \frac{i_g \cdot n_g}{R \cdot k_V} = 0 \quad n_{g \max} = U_b \cdot \frac{k_V}{i_g}$$

Le point (vitesse de rotation) où le moment (couple) de sortie est nul est appelé vitesse sans charge (ou à vide) n_0 . Dans la section Conversion électrique-mécanique, nous avons une équation pour I dépendant de la vitesse de rotation. Sans charge, le courant ne circule que pour compenser le frottement interne du moteur, c'est-à-dire le courant de repos I_{0m} . Par définition, il n'y a pas de frottement de l'engrenage sans charge (pas de moment de sortie) dans notre deuxième cas (l'efficacité de l'engrenage η_g est spécifiée). Ainsi, le simple fait d'assimiler le courant I au courant de repos du moteur I_{0m} donne la vitesse sans charge n_0 :

$$I = \left(U_b - \frac{i_g \cdot n_g}{k_V} \right) \cdot \frac{1}{R} = I_{0m} \quad \text{résultats réarrangés dans} \quad n_0 = n_{0g} = (U_b - R \cdot I_{0m}) \cdot \frac{k_V}{i_g}$$

Vient ensuite le point de la puissance mécanique maximale de sortie P_{mech} . Il y a un maximum parce que P_{mech} est une parabole négative (inversée) comme indiqué dans Conversion Mécanique-Mécanique. Ici, nous écrivons l'équation sous la forme de notre deuxième cas. Ensuite, nous différencions P_{mech} par rapport à n_g et assimilons le résultat à zéro. Cela révèle la *position* de puissance mécanique maximale à la moitié de la vitesse sans charge:

$$P_{mech} = M_g \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_g = M_m \cdot \eta_g \cdot i_g \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_g = - \frac{\eta_g \cdot i_g^2}{R \cdot k_V^2} \cdot n_g^2 + (U_b - R \cdot I_{0m}) \cdot \frac{\eta_g \cdot i_g}{R \cdot k_V} \cdot n_g$$

$$\frac{dP_{mech}}{dn_g} = - \frac{2 \cdot \eta_g \cdot i_g^2}{R \cdot k_V^2} \cdot n_g + (U_b - R \cdot I_{0m}) \cdot \frac{\eta_g \cdot i_g}{R \cdot k_V} = 0 \quad n_{g Pmax} = \frac{U_b - R \cdot I_{0m}}{2} \cdot \frac{k_V}{i_g} = \frac{n_0}{2}$$

Dans l'équation de la puissance mécanique, la vitesse de rotation est remplacée par l'équation de la vitesse de rotation à la puissance maximale. Cela donne la valeur de la puissance mécanique maximale :

$$P_{mech \max} = \frac{(U_b - R \cdot I_{0m})^2}{4 \cdot R} \cdot \eta_g$$

Comme P_{mech} est une parabole inversée, l'efficacité de la motorisation η_d l'est également, juste biaisé par la ligne P_{el} inversement proportionnelle, il y a donc également un maximum. Cette équation est beaucoup plus difficile à dériver. Nous l'avons déjà vu lorsque nous avons remplacé les termes P par des expressions plus compliquées dépendant de la vitesse de rotation n_g du moteur. L'astuce habituelle consiste à utiliser des expressions dépendant du courant I et à les remplacer finalement par n_g . Nous faisons donc d'abord dépendre du courant les deux puissances et leurs composants.

Pour cela, nous avons besoin d'une équation donnant la vitesse de rotation n_g en fonction du courant I . Nous assimilons deux équations de la section Conversion électrique-mécanique et les remplaçons par une équation de la section Conversion Mécanique-Mécanique pour dériver cette équation :

$$U_{\text{mC}} = U_b - R \cdot I \quad \text{and} \quad U_{\text{mC}} = \frac{n_m}{k_V} \quad \text{and} \quad n_g = \frac{n_m}{i_g} \quad \text{make} \quad n_g = (U_b - R \cdot I) \cdot \frac{k_V}{i_g}$$

Et nous avons besoin d'une équation donnant le moment moteur M_m dépendant du courant I . Nous utilisons deux équations du chapitre Solution Basique :

$$M_m = (I - I_{0m}) \cdot k_M \quad \text{and} \quad k_M = \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_V} \quad \text{make} \quad M_m = (I - I_{0m}) \cdot \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot k_V}$$

En remplaçant maintenant M_m et n_g dans l'équation P_{mech} ci-dessus nous avons l'équation nécessaire. Il s'agit simplement de la puissance de sortie du moteur P_m exprimée en termes électriques, étant la proportion du courant le moment de sortie multiplié par la proportion de tension produisant la vitesse de rotation. L'efficacité des engrenages réduit le moment et donc aussi la puissance :

$$P_{\text{mech}} = M_m \cdot \eta_g \cdot i_g \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60} \cdot n_g = (I - I_{0m}) \cdot (U_b - R \cdot I) \cdot \eta_g = P_m \cdot \eta_g$$

La puissance électrique absorbée P_{el} dépend de toute façon du courant I :

$$P_{\text{el}} = U_b \cdot I$$

L'équation pour P_{mech} ci-dessus a montré (encore une fois) que nous pouvons la remplacer par la puissance du moteur et obtenir ainsi une équation plus simple pour l'efficacité de la motorisation. Comme souhaité, remplacer les puissances par les équations ci-dessus permet d'obtenir une équation gérable de l'efficacité. Ensuite, nous différencions η_d par rapport à I et assimilons le résultat à zéro. Cela montre que l'efficacité des engrenages n'a aucune influence sur le point d'efficacité maximale de la motorisation :

$$\eta_d = \frac{P_{\text{mech}}}{P_{\text{el}}} = \frac{P_m}{P_{\text{el}}} \cdot \eta_g = \frac{(I - I_{0m}) \cdot (U_b - R \cdot I)}{U_b \cdot I} \cdot \eta_g = \left(1 - \frac{R \cdot I}{U_b} - \frac{I_{0m}}{I} + \frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}\right) \cdot \eta_g$$

$$\frac{d\eta_d}{dI} = -\frac{R}{U_b} \cdot \eta_g + I_{0m} \cdot \eta_g \cdot \frac{1}{I^2} = 0 \quad \text{donne} \quad I_{\eta_{\text{max}}} = \sqrt{\frac{U_b \cdot I_{0m}}{R}}$$

En utilisant l'équation de vitesse de rotation n_g ci-dessus et en remplaçant le courant I par cette équation de racine carrée, on obtient finalement le point (vitesse de rotation) d'efficacité de motorisation maximale. Dans l'équation d'efficacité de la motorisation, le courant I est remplacé par l'équation du courant au rendement maximum, donnant la valeur du rendement maximum de la motorisation. Réorganiser l'équation après substitution n'est pas simple, mais une équation assez courte en résulte :

$$n_{g \eta_{\text{max}}} = (U_b - \sqrt{U_b \cdot R \cdot I_{0m}}) \cdot \frac{k_V}{i_g} \quad \text{est la position et la valeur est} \quad \eta_{d_{\text{max}}} = \left(1 - \sqrt{\frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}}\right)^2 \cdot \eta_g$$

Voir [article de fond](#) de Joachim Bergmeyer et ses [dérivées](#).

Rapports de vitesse caractéristiques

Maintenant que nous avons ces vitesses caractéristiques, nous pouvons les relier les unes aux autres. Il n'y a pas de surprises, juste quelques informations qui pourraient être utiles pour évaluer les motorisations. Tout d'abord, la mise en relation de la vitesse sans charge avec la vitesse maximale "théorique" ou "idéale" montre ce que les deux types de pertes signifient pour un moteur et pour un ensemble moteur-réducteur :

$$\frac{n_0}{n_{\max}} = \frac{U_b - R \cdot I_{0m}}{U_b} = 1 - \frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}$$

Après tout, l'impédance du système R représente toutes les pertes électriques et le courant de repos I_{0m} toutes les pertes mécaniques. Bien sûr, cela est simplifié et, par définition, il n'y a pas de perte d'engrenage dans ce deuxième cas où le frottement de l'engrenage est proportionnel au moment de sortie, qui est nul ici.

L'impédance R multipliée par le courant de repos I_{0m} correspond à la chute de tension sans charge. En rapport avec la tension de batterie U_b , il est la proportion de cette tension de batterie perdue. Cela soustrait de 1 est la proportion de tension de batterie laissée et vue par la bobine du moteur. Or puisque la tension fait la vitesse de rotation (proportionnelle à la valeur du k_v), c'est aussi la proportion de vitesse maximale "théorique" ou "idéale" restant en réalité comme vitesse sans charge.

Un "meilleur" moteur signifie moins de pertes électriques et mécaniques que celles d'un moteur "bon marché". Ceci est réalisé par exemple en utilisant des aimants en néodyme au lieu d'aimants en ferrite, des roulements à billes au lieu de paliers lisses, et un meilleur ensemble collecteur et balais dans le cas d'un moteur à balais ou un meilleur ESC dans le cas d'un brushless. Plus un moteur est performant, plus son régime de repos est proche du régime maximal "théorique" ou idéal.

Ainsi, toutes les pertes d'un ensemble moteur entraînent une réduction plus ou moins importante de la vitesse de rotation. Ce que nous avons vu jusqu'à présent pour le régime sans charge vaut également pour d'autres régimes caractéristiques. Maintenant, ce régime sans charge sera utilisé comme référence pratique pour plus de rapports, ce qui sera cependant un peu plus compliqué.

Dans la section précédente, nous avons déjà vu que la puissance mécanique maximale $P_{\text{mech max}}$ est délivrée à la moitié du régime sans charge. La dérivation est répétée ici, juste pour montrer que le rapport régime sans charge/régime idéal est contenu deux fois :

$$\frac{n_{P_{\max}}}{n_0} = \frac{\frac{U_b - R \cdot I_{0m}}{2}}{U_b - R \cdot I_{0m}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \left(1 - \frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}\right)}{1 - \frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \frac{n_0}{n_{\max}}}{\frac{n_0}{n_{\max}}} = \frac{1}{2}$$

En fait, c'est simple et général : la moitié du régime sans charge est la vitesse la plus basse qui soit raisonnable. A des vitesses inférieures, la puissance mécanique est plus faible tandis que la puissance électrique est encore plus élevée, ce qui est inefficace.

En pratique, même cette vitesse peut être trop faible. L'efficacité n'y est pas bonne car beaucoup de chaleur est produite dans le moteur. Selon le réglage de puissance (tension) et l'évacuation de la chaleur (refroidissement), même la puissance tolérable à court terme peut être inférieure à la puissance maximale et donc la vitesse tolérable supérieure à la vitesse de puissance maximale. Dans ce cas, la moitié régime sans charge est une limite inférieure "théorique", mais elle est toujours une limite *absolue* de toute façon.

La limite de vitesse inférieure pratique découle de la production de chaleur, qui à son tour dépend de la puissance et de l'efficacité. Nous devons donc considérer la tension de la batterie, qui définit la puissance, et la vitesse de rotation, qui définit l'efficacité. Le rapport entre la vitesse d'efficacité maximale et la vitesse sans charge ne semble pas trop compliqué :

$$\frac{n_{\eta_{\max}}}{n_0} = \frac{U_b - \sqrt{U_b \cdot R \cdot I_{0m}}}{U_b - R \cdot I_{0m}} = \frac{1 - \sqrt{\frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}}}{1 - \frac{R \cdot I_{0m}}{U_b}} = \frac{\sqrt{\eta_{m\max}}}{\frac{n_0}{n_{\max}}}$$

Chose intéressante, le rapport vitesse sans charge/vitesse idéale semble réapparaître ici encore deux fois, maintenant juste avec une racine carrée de la proportion de vitesse perdue (par impédance et frottement) dans le numérateur. Mais le terme au numérateur est en fait la racine carrée du rendement maximal du moteur, qui était implicitement contenue dans l'équation du rendement maximal de la motorisation à la fin de la section précédente.

Cela signifie qu'avec un "meilleur" moteur (et engrenage) et une tension de batterie plus élevée, l'efficacité maximale et bien sûr toute la courbe d'efficacité sont plus élevées. Et comme nous le voyons maintenant, la vitesse d'efficacité maximale est plus proche de la vitesse sans charge.

En général, nous pouvons conclure que la vitesse d'efficacité maximale est beaucoup plus proche de la vitesse sans charge que de la vitesse de puissance maximale (qui est toujours la moitié de la vitesse de vitesse sans charge). Cela signifie aussi que l'efficacité maximale est atteinte à une vitesse de rotation élevée où la puissance est faible, de sorte qu'une efficacité élevée et une puissance élevée s'excluent mutuellement.

Pour n'importe quel moteur, il y a une grande différence entre les cas pleine puissance et de croisière. Étant donné que la tension de la batterie est considérée comme sensiblement inférieure en vol de croisière et qu'elle figure au dénominateur de l'équation ci-dessus, l'efficacité est inférieure sur toute la plage de vitesse de rotation, qui est également plus petite. De plus, un moteur peut être utilisé avec plus ou moins de cellules de batterie et donc de tension, ce qui peut rendre l'efficacité légèrement supérieure ou inférieure. Et quant à la différence entre les moteurs "bon marché" et "meilleurs" : par exemple, les rendements de pointe des moteurs peuvent être de 0.74 ou 0.85, respectivement, ce qui semble assez éloigné du régime sans charge. Mais leurs racines carrées seraient plus grandes, 0.85 ou 0.92, respectivement. Ainsi, les deux moteurs ont leurs rendements de pointe proches du régime sans charge, le "meilleur" juste encore plus proche, à encore moins de puissance qu'un moteur "bon marché".

Là encore, un "meilleur" moteur est plus efficace et produit moins de chaleur qu'un "bon marché". Il peut même avoir des aimants et une isolation des fils plus résistants à la chaleur. D'où sa puissance tolérable plus élevée et sa vitesse tolérable plus faible, c'est-à-dire plus proche de vitesse de puissance maximale. Si la pleine utilisation est faite de son potentiel de puissance, le "meilleur" est encore plus éloigné de son efficacité maximale que le "bon marché". Son rendement à puissance tolérable est meilleur.

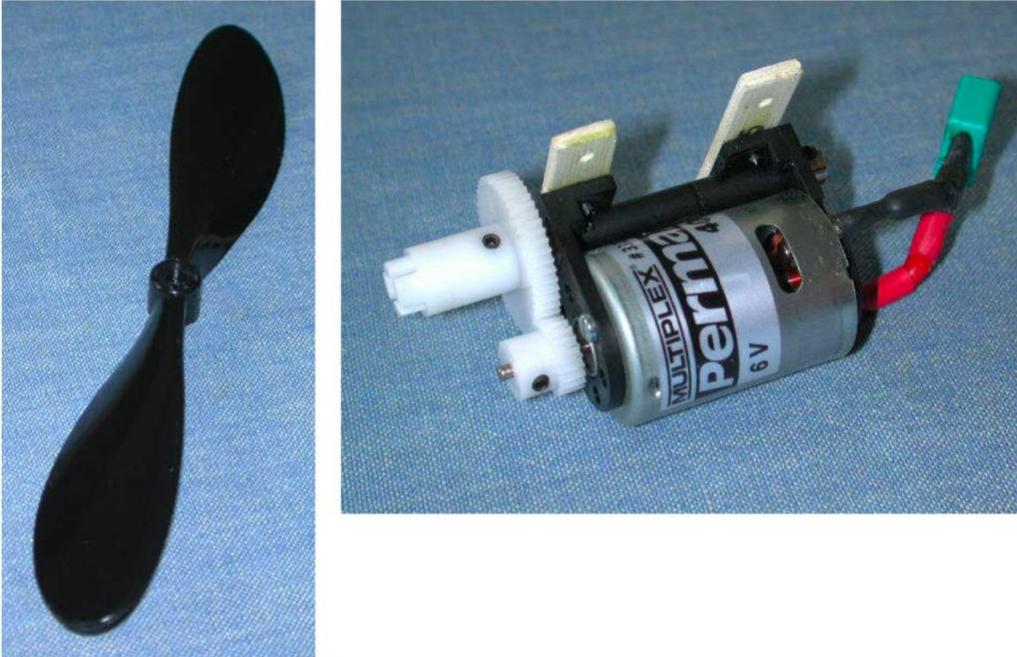
Étant donné que les moteurs modernes – brushless, aimants néodyme, roulements à billes – sont tous "meilleurs", ainsi que les engrenages, cette comparaison est en fait inutile de nos jours. Il y a encore un aperçu qui pourrait être utile : à pleine puissance, les moteurs d'aéromodélisme sont toujours exploités assez loin de leur efficacité maximale.

En termes pratique, ils n'atteindraient leur efficacité maximale qu'à des vitesses élevées en descente, mais jamais à des vitesses de vol ordinaires. L'efficacité maximale de l'ensemble de la motorisation peut être généralement 5 % inférieur à celle du moteur seul, et il est juste de dire que l'efficacité de la motorisation en fonctionnement est encore inférieure de 10 %. Le rendement maximal du moteur est donc approprié comme valeur *comparative* pour la qualité du moteur, et c'est pourquoi il peut être spécifié. Il peut aussi être utilisé comme un point de publicité, mais en tout cas il faut le prendre avec un grain de sel ou tout simplement pour ce qu'il est.

Exemple : Moteur/Engrenage

Maintenant que toutes les équations nécessaires sont à portée de main, des diagrammes illustratifs montreront toutes les caractéristiques de motorisation intéressantes sous forme de lignes ou de courbes sur un axe des vitesses de rotation (n_g). A cette fin, un véritable cas doit être choisi comme exemple, le plus prototypique possible. Dans un sens, un moteur qui est un peu vintage :

C'est un moteur pour un parkflyer de style vintage sorti en 2000. Parkflyers était une nouvelle catégorie qui a rendu le passe-temps plus abordable et praticable au moyen d'une motorisation électrique petite et peu coûteuse. La caractéristique était une taille 400 à balais, un réducteur primitif pour une hélice pour de vol lent assez efficace, un simple ESC "brossé" et une batterie NiCd 7 cellules à charger à partir d'une batterie de voiture avec un simple chargeur.



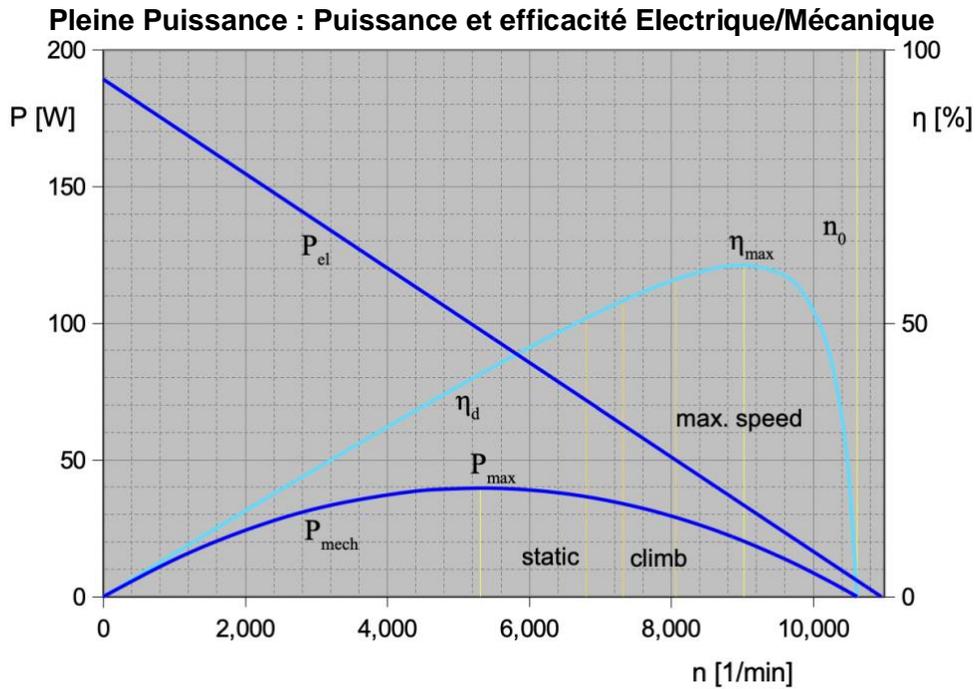
L'hélice 7x6.5" a été fabriquée par [Günther](#), un fabricant allemand de jouets volants. En fait, il s'agit d'une hélice jouet et l'engrenage peut être considéré aussi comme un jouet. Les moteurs "boîtes à conserves" ont été fabriqués en grand nombre pour des applications diverses. Tout ce qui qualifie le moteur de "pas cher" au sens de ce chapitre.

Les calculs décrits ici ont été développés pour ce même moteur en premier lieu. Il n'était pas encore coutumier de préciser toutes les caractéristiques nécessaires. Elles devaient être récupérées auprès de différentes sources et dérivées de nos propres mesures ou calculs. Le résultat dans ce cas est à nouveau presque typique :

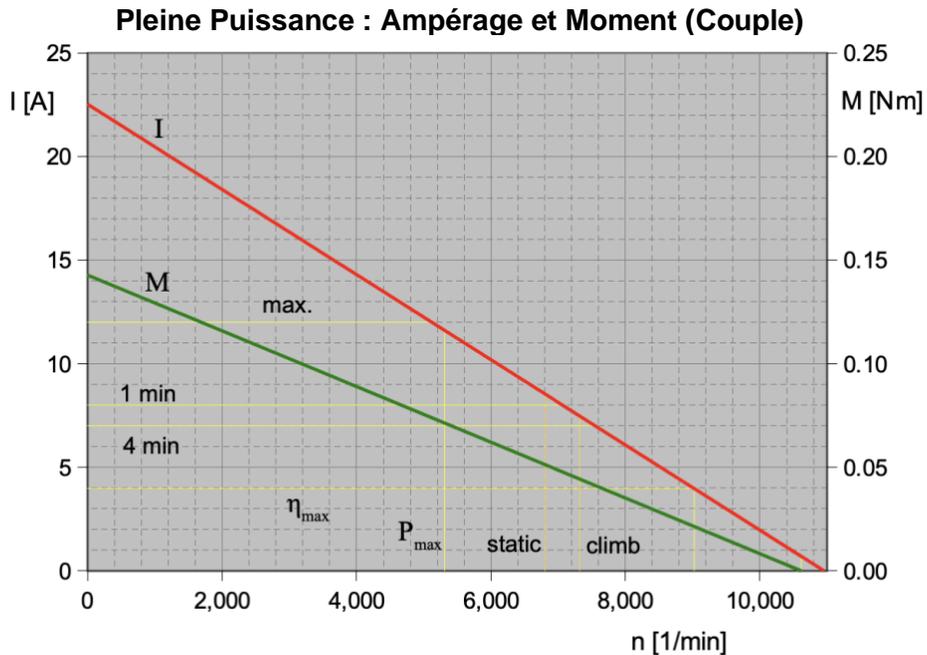
U_b 8.4 [V]	Tension nominale des cellules NiCd de 1,2 V, 7 cellules
R 0.373 [Ω]	Moteur 0.24 Ω (spécifié) + batterie 0.133 Ω , ESC ("ajusté")
I_{0m} 0.7 [A]	spécifié, la valeur réelle peut différer
k_v 3000 [$\text{min}^{-1} / \text{V}$]	spécifié, la valeur réelle peut différer
I_g 2.3 [-]	spécifié, en fait 49:22=2.227
η_g 0.89 [-]	"ajusté" par l'expérience et la mesure
I_{max} 12/8/7 [A]	absolu/1 minute/4 minutes, vaguement spécifié

Diagrammes : Moteur/Engrenage

Alors que sa valeur maximale est même de 61 %, dans l'ensemble l'efficacité de la motorisation n'est que de 58 % à la vitesse maximale en ligne droite et à niveau et de 54 % en montée (dans ce cas d'un parkflyer de style rétro) :

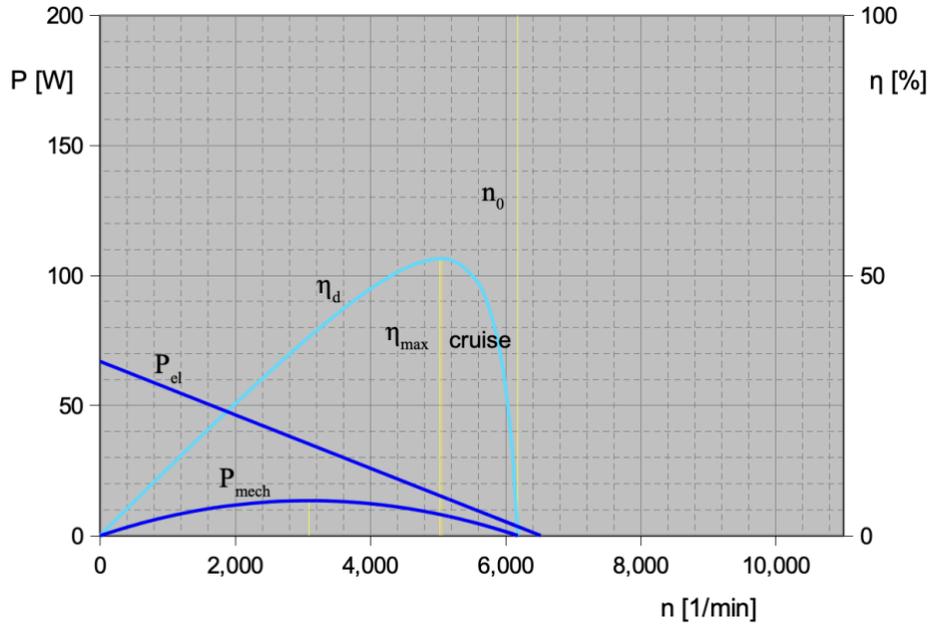


Par coïncidence (dans ce cas), l'ampérage maximum tolérable est même à une vitesse de rotation légèrement inférieure à la vitesse de puissance maximale, mais la plage en "statique" est légèrement au-delà de la limite d'ampérage de 1 minute, et monte est légèrement au-delà de la limite d'ampérage de 4 minutes :



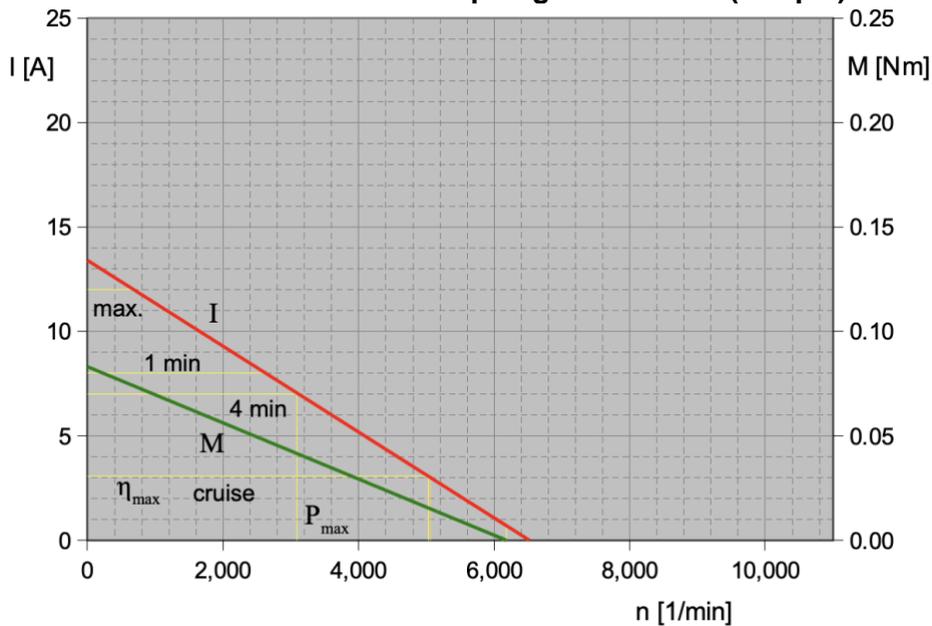
Les diagrammes de la page précédente montrent les cas de pleine puissance, c'est-à-dire une tension de batterie de 8,4 V. Les deux diagrammes suivants montrent les cas de la puissance de croisière et de montée (connus à partir des calculs de performances). L'ESC est réglé pour une tension d'un facteur de réduction de 0.6, donnant une tension de batterie de 5,0 V :

Puissance de Croisière : Puissance et Efficacité Electriques/Mécaniques



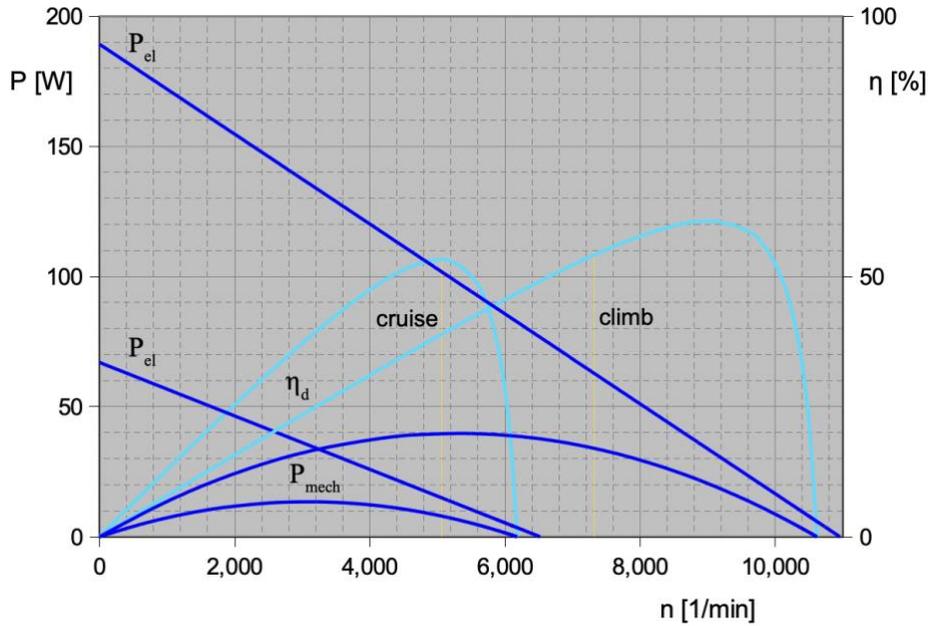
La vitesse de rotation de croisière coïncide avantageusement avec la vitesse de rotation d'efficacité maximale. Ce n'est peut-être qu'une coïncidence, mais cela pourrait aussi résulter d'une conception délibérée. Les limites d'ampérage s'appliquent toujours mais ne sont pas pertinentes en vol de croisière :

Puissance de Croisière : Ampérage et Moment (Couple)



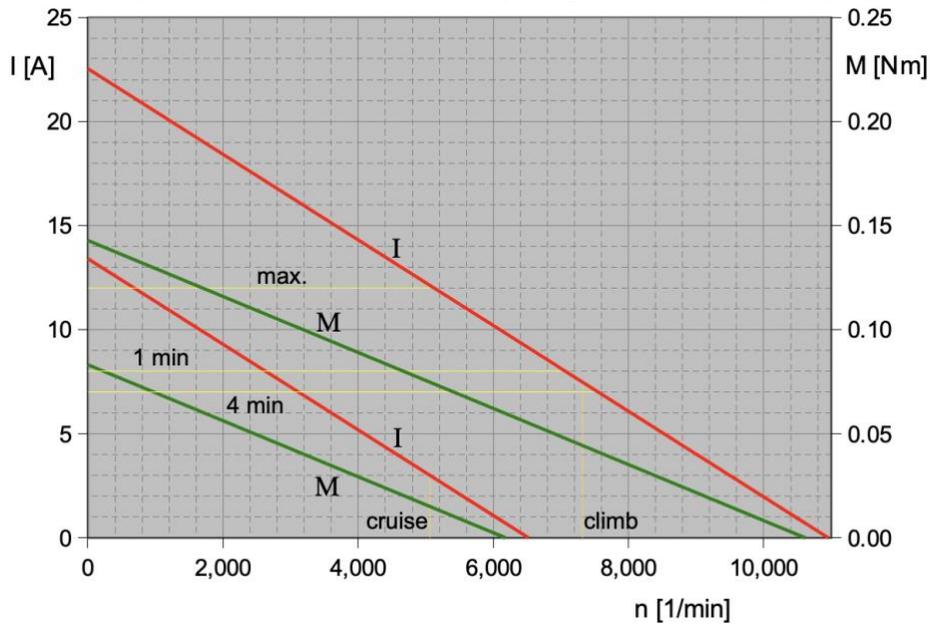
Enfin, comparons les cas de pleine puissance et de puissance de croisière. Les lignes de puissance électrique ne sont pas parallèles (juste une observation), et les courbes de rendement (en particulier les rendements de pointe) sont différents, tous deux en raison des tensions différentes. Cependant, les rendements de pointe en croisière et en montée sont pratiquement égaux (53 % ou 54 %, respectivement) :

Pleine Puissance/Croisière : Puissance et Efficacité Electriques/Mécaniques



Les lignes d'ampérage et de moment (couple) *sont* parallèles. Ce qui signifie que l'élasticité de la motorisation (la diminution de la vitesse de rotation avec l'augmentation de charge) ne dépend pas du réglage de puissance. Courants de croisière et de montée (3,0 A, 7,5 A) sont à noter :

Pleine puissance/croisière : AAmpérage et Moment (Couple)



Comparaison : Moteur/Engrenage

Il n'y a pas de règles strictes et rapides concernant les conclusions à tirer des caractéristiques de motorisation, mais il y a des similitudes dans différents cas. Pour donner un indice, l'exemple vintage "pas cher" est comparé à deux autres assez différents. Le premier exemple comparatif est aussi vintage, juste un "meilleur" inrunner brossé. La seconde est de dix ans plus jeune et typique de nos jours avec un moteur brushless / sans engrenage et une batterie LiPo. Les efficacités et quelques ratios sont à noter :



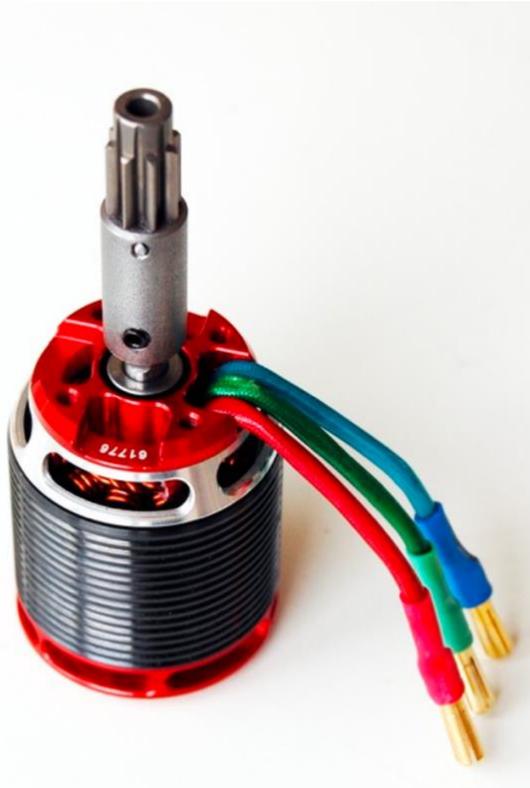
Type de modèle	55" retro parkflyer	100" planeur thermique	95" Sr. Telemaster
Poids du modèle	0.85kg / 1.9lbs	1.7kg / 3.75lbs	4.5kg / 10lbs
Moteur	400-size "can"	480-size premium	4130 brushless
Engrenage $i_g - \eta_g$	2.3:1 – 89%	4.4:1 – 95%	aucun – 100%
Poids du moteur	95g / 3.35oz	184g / 6.5 oz	405g / 14.3oz
Puissance él. en statique	70 W (82 W/kg)	150 W (88 W/kg)	500 W (111 W/kg)
Puissance méc. en statique	37 W (0.39 W/g)	100 W (0.54 W/g)	350 W (0.86 W/g)
Batterie (poids)	7s 1000 NiCd (170g)	7s 2300 NiCd (442g)	4s 5000 LiPo (548g)
B. Tension (energy)	8.4 V (49 Wh/kg)	8.4 V (44 Wh/kg)	14.8 V (135 Wh/kg)
Moteur / k_v	3000 / 1300 rpm/V	3440 / 780 rpm/V	360 / 360 rpm/V
I sans charge/max. I_{0m} / I_{max}	0.7 A / 8 A 1min	0.76 A / 20 A 1 min	1.3 A / 60 A 1 min
Résistance Moteur / totale	0.24 / 0.373 Ω	0.071 / 0.134 Ω	0.062 / 0.117 Ω
eff. Max $\eta_{d max} (\eta_{m max})$	61% (74%)	75% (85%)	81% (86%)
Eff. croisière/montée		53% / 54%	66% / 65%
Amps croisière/montée	3.0A / 7.5A = 0.40	3.7A / 16.9A = 0.22	9.2A / 33.6A = 0.27
rpm croisière/montée	5050 / 7250 = 0.70	2400 / 4800 = 0.50	2150 / 3900 = 0.55
rpm climb/ideal	7250/10920 = 0.66	4800 / 6550 = 0.73	3900 / 5330 = 0.73

Le premier moteur est si faible et inefficace que son ampérage en croisière doit être égal 40% de celui de montée. Aussi, le régime de croisière est égal à 70 % du régime de montée, et le régime de montée n'est que de 66 % du régime idéal. Dans des cas plus "normaux" comme pour les deux autres moteurs, environ 25%, 50% et 75%, respectivement, seraient a priori de bonnes estimations pour ces ratios.

"Meilleur" est le moteur, meilleurs sont tous ses rendements et moindre est la différence entre le rendement moteur et le rendement maximal. Les efficacités respectives en croisière et en montée sont à peu près égales et jusqu'à dix pour cent inférieures à l'efficacité maximale. Il y a des effets de taille, mais ils sont petits : le remplacement d'un brushless/sans engrenage par le premier petit moteur a deux pour cent d'efficacité de pointe en moins que le gros troisième moteur.

Enfin, nous examinons cet aspect, le moment de friction de la motorisation. Cet exemple ne rentre pas vraiment dans notre comparaison puisqu'il s'agit d'un moteur d'hélicoptère, comme l'indique le pignon sur son arbre. Pourtant c'est un exemple intéressant pour le moment de frottement d'un moteur car c'est un cas extrême.

Il est très puissant pour sa taille et son poids grâce à un matériau magnétique spécial, un noyau laminé en feuille mince, un fil épais non toronné, une isolation et des aimants résistants à la chaleur, un ventilateur de refroidissement et une vitesse de rotation élevée. Ce n'est pas seulement un "meilleur" moteur, c'est un "premium", comme en témoignent également l'efficacité et le prix. Quelques caractéristiques ont été spécifiées, mais le courant de repos et le rendement ne l'ont pas été :



Puissance "élec."	2000 W en continu
vitesse	30000 rpm maximum
poids	235g / 8.3oz
Batterie	6s LiPo (22.2 V)
k _v	930 rpm/V
Resistance R _m	0.011 Ω
I _{0m}	?
	0.8 A at 500 rpm
	2.7 A at 15000 rpm
eff. max. η _{m max}	93% at 20000 rpm

Il semble que les caractéristiques distinctives de ce moteur en font un cas extrême de moment de frottement, qui est représenté par un courant de repos constant I_{0m} dans notre modèle simplifié. Il n'était même pas spécifié, il fallait donc le mesurer. Cela a été fait en faisant tourner le moteur sans charge avec la batterie dédiée et l'ESC, qui est en fait un gouverneur, et qui a une télémétrie intégrée. I_{0m} s'est avéré très variable, contrairement à notre théorie ou hypothèse où il serait de valeur constante indépendante de la vitesse et de la tension. Évidemment, ce n'est pas vrai, du moins spécialement dans ce cas.

Seulement deux valeurs ont été prises, 0.8 A à une vitesse proche de zéro (500 tr/min) et 2,7 A à la vitesse cible (15000 tr/min). Utiliser cette dernière comme valeur constante dans le modèle de motorisation simplifié se traduit par un rendement maximal spectaculaire de 93 % du moteur à 20 000 tr/min (ce serait même 94% à 27000 rpm avec une batterie LiPo 8s). La valeur inférieure (0.8 A à 500 tr/min) ferait 96% à 20000 rpm, mais ce serait incorrect car 500 rpm est beaucoup plus faible que la vitesse cible. Cela montre simplement que le courant de repos I_{0m} n'est en fait pas constant, contrairement à l'hypothèse habituelle du modèle de motorisation simplifié.

Les caractéristiques de la motorisation de l'hélicoptère (engrenage du rotor principal 9,625:1, engrenage du rotor de queue 1:5,5, engrenage à ongles 1:1) même (mieux que) 96% d'efficacité. Quoi qu'il en soit, nous avons maintenant quatre exemples pratiques couvrant l'échelle des moteurs "bon marché" aux moteurs "premium".

Illustration d'hélice

Données d'Hélice

Nous devons utiliser un logiciel spécialisé pour calculer les coefficients d'hélice, ou ceux-ci sont proposés par le fabricant de l'hélice, ou il existe même des coefficients mesurés en soufflerie. Dans tous les cas, nous obtenons une table avec des valeurs pour au moins le rapport d'avance J , le coefficient de puissance c_P et le coefficient de traction c_T . Il peut y avoir plus de valeurs qui sont utiles pour évaluer l'hélice, mais ils ne sont pas utilisés dans les calculs. Pour notre exemple d'hélice, JavaProp a calculé les données suivantes :

J	c_P	c_T	η	η^*	décrochée
[-]	[-]	[-]	[%]	[%]	[%]
0.00	0.12445	0.13799	0.0	0.0	100 !
0.05	0.08813	0.12009	6.8	16.3	100 !
0.10	0.10927	0.14835	13.6	27.1	100 !
0.15	0.11751	0.15737	20.1	36.7	100 !
0.20	0.12102	0.15838	26.2	45.3	100 !
0.25	0.12248	0.15489	31.6	52.9	94 !
0.30	0.12170	0.14826	36.5	59.8	66
0.35	0.11894	0.14045	41.3	65.9	38
0.40	0.10057	0.12027	47.8	72.7	5
0.45	0.09208	0.10832	52.9	77.7	0
0.50	0.08585	0.09705	56.5	81.9	0
0.55	0.07852	0.08472	59.3	85.7	5
0.60	0.07029	0.07188	61.4	88.9	5
0.65	0.06112	0.05839	62.1	91.8	11
0.70	0.05088	0.04423	60.9	94.3	11
0.71	0.04867	0.04128	60.2	94.8	11
0.72	0.04643	0.03830	59.4	95.2	11
0.73	0.04420	0.03524	58.2	95.7	16
0.74	0.04189	0.03225	57.0	96.1	16
0.75	0.03955	0.02924	55.5	96.5	16
0.76	0.03711	0.02614	53.5	96.9	16
0.77	0.03462	0.02300	51.2	97.4	16
0.78	0.03212	0.01988	48.3	97.8	16
0.79	0.02959	0.01676	44.7	98.1	16
0.80	0.02709	0.01346	39.8	98.5	22
0.81	0.02441	0.01021	33.9	98.9	22
0.82	0.02167	0.00692	26.2	99.3	22
0.83	0.01894	0.00366	16.0	99.6	22
0.84	0.01616	0.00038	1.9	100.0	22
0.85	0.01327	-0.00302	-19.3	100.0	22

Les coefficients dépendent du taux d'avance. De zéro, c'est-à-dire la vitesse nulle (statique), à la première valeur à laquelle l'hélice délivre une traction négative, le rapport d'avance est incrémenté d'une largeur de pas variable. Ainsi, le nombre d'étapes ou de lignes dans le tableau, dépend de l'hélice et du logiciel. Les mesures en soufflerie peuvent ne couvrir qu'une partie de la gamme des rapports d'avance et le cas statique (zéro).

Le tableau ci-dessus n'est qu'un exemple pour une hélice et un logiciel de calcul. Ce n'est qu'un extrait car dans la mesure où toutes les valeurs absolues (tr/min, vitesse, puissance, traction) ont été omises. Dans la discussion sur les colonnes du tableau qui suit, les citations littérales du manuel de JavaProp sont entre guillemets » et « :

»L'analyse de l'hélice est effectuée à intervalles fixes de J mais la taille du pas est adaptée et réduite lorsque l'efficacité commence à baisser.«

Le coefficient de puissance c_P et le coefficient de traction c_T pour chaque rapport d'avance J sont les valeurs réellement nécessaires pour les calculs de motorisation.

Le rendement d'hélice η (nommé η_p dans les autres chapitres) est calculé à partir des trois premières colonnes à l'aide de l'équation simple spécifiée dans la section Conversion mécanique-aérodynamique.

»La sortie contient également des valeurs de η^* qui est l'efficacité maximale possible pour la charge de puissance actuelle.« C'est ce qu'on appelle l'efficacité de propulsion, ne reflétant que la puissance perdue dans le sillage de l'hélice (ou sillage) par répulsion.

»Une colonne est étiquetée "décrochée" - elle répertorie le pourcentage de la pale où les profils aérodynamiques locaux fonctionnent à des angles d'attaque au-delà du décrochage. Un point d'exclamation supplémentaire "!" apparaît dans cette colonne lorsque la charge de puissance est trop élevée pour que la théorie donne des résultats précis. Cela se produit généralement à de faibles taux d'avance.«

Voir le guide de Martin Hepperle's [guide de l'utilisateur](#).

Habituellement, les coefficients d'hélice sont calculés ou mesurés, respectivement, pour différents rapports d'avance J à une vitesse de rotation fixe n . A cet effet, on fait varier la vitesse de vol v de zéro à la vitesse où la traction est nulle (familièrement appelée "vitesse de pas"). Des vitesses de vol ou des rapports d'avance faibles, signifient respectivement, un angle d'attaque élevé sur les pales et une charge de puissance élevée due à la portance et à la traînée, en particulier lorsque les pales sont décrochées.

Aucun outil d'analyse d'hélice n'est capable de calculer des valeurs de coefficient fiables dans le domaine du décrochage. C'est pourquoi JavaProp avertit avec un point d'exclamation "!" lorsque la meilleure partie des pales est décrochée à basse vitesse. Cela ne veut pas dire que les coefficients calculés sont totalement inutiles mais qu'ils sont loin d'être exacts. En fait, les coefficients ne sont pas tout à fait fiables même à des vitesses plus élevées tant qu'il y a au moins un certain décrochage. Dans cet exemple, seuls les rapports d'avance 0.45 et 0.50 sont sans décrochage.

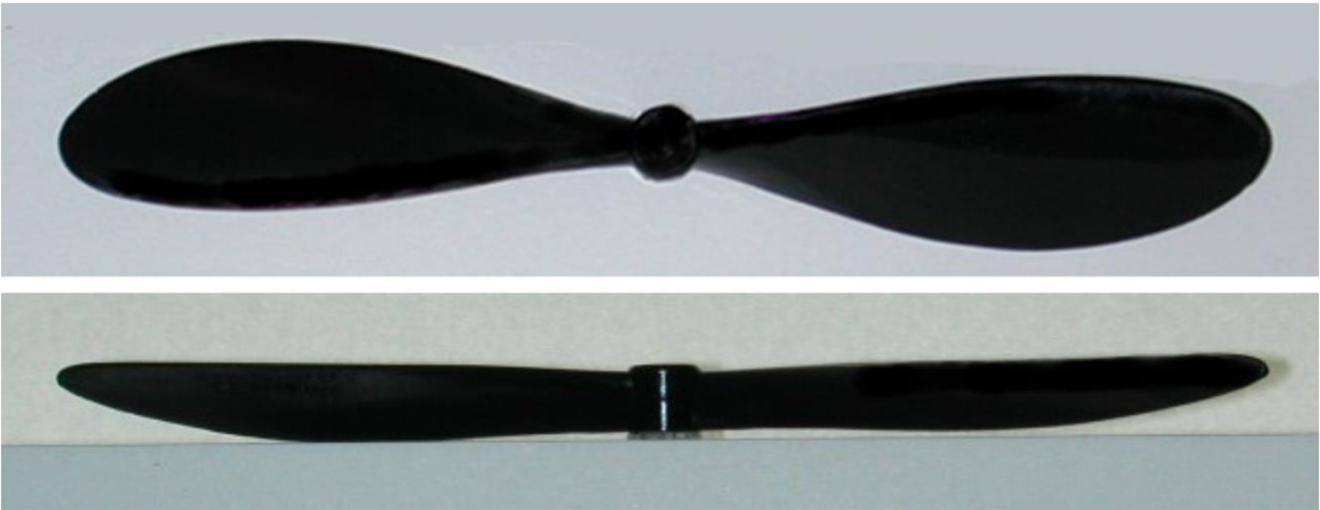
À des vitesses ou des rapports d'avance encore plus élevés, respectivement, une partie intérieure toujours croissante des pales est (négativement) décrochée. Cela ne gêne pas vraiment les coefficients car la partie interne contribue peu à la traction et au couple de l'hélice. À de faibles rapports d'avance, les pales entières sont plus ou moins (positivement) décrochées, en particulier les parties extérieures qui génèrent l'essentiel de la traction et du couple. Comme indiqué dans la section suivante, le pas de la pale augmente du moyeu à la l'extrémité, de sorte que seule une petite plage de rapports d'avance donne un bon angle d'attaque sur l'ensemble de la pale.

À une vitesse de rotation plus élevée, les pales fonctionnent essentiellement dans un flux d'air plus rapide, donc "meilleur", et peuvent générer plus de traction. En conséquence, les coefficients de puissance et de traction sont "meilleurs" (plus élevés) dans une plage plus large de rapports d'avance. Cependant, la différence est relativement faible et une motorisation électrique a peu d'augmentation de la vitesse de rotation n (familièrement appelée "sans charge") à une vitesse de vol plus élevée v . Ainsi, les coefficients calculés ou mesurés pour une seule vitesse de rotation suffiront pour toute la plage de vitesse de vol dans les calculs de motorisation. Cette vitesse de rotation fixe doit juste être aussi proche que possible des vitesses de rotation réelles en vol. Il est même acceptable d'utiliser également les coefficients fournis pour la vitesse de rotation à pleine puissance pour la vitesse de croisière beaucoup plus faible, car les coefficients calculés peuvent à peine différer (autres que ceux mesurés).

Exemple d'hélice

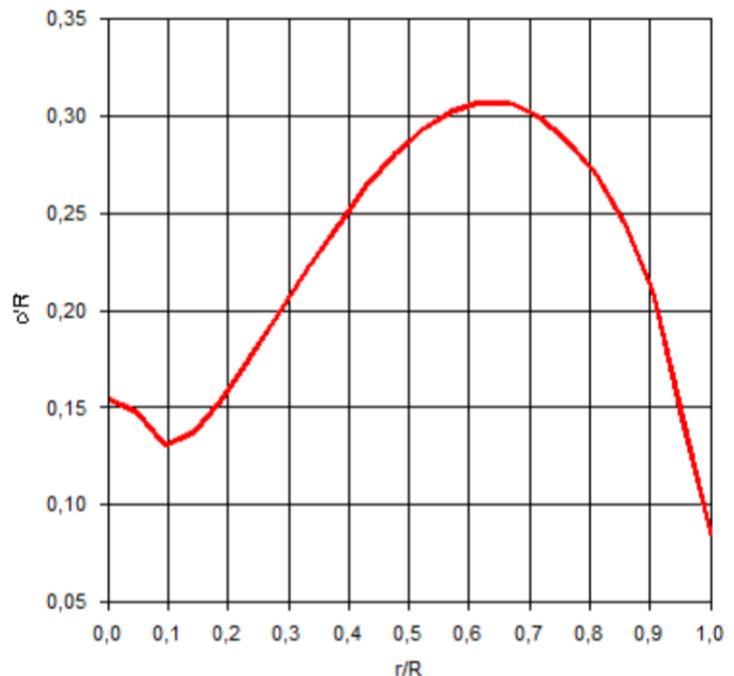
Cette hélice de 7x6,5" (17,5x16 cm) a déjà été mentionnée et illustrée dans la section Exemple de moteur/engrenage. Elle a été fabriquée par [Günther](#), un fabricant allemand de jouets volants. Avec l'engrenage primitif, elle a été optimisée pour les moteurs de taille 400 pour parkflyers et a un rapport pas/diamètre inhabituellement élevé. Les pales ont une forme plane elliptique traditionnelle et un profil aérodynamique plat avec un rayon de bord d'attaque défini. Cette conception simple (par opposition à raffinée) rend ses caractéristiques bien prévisibles pour un logiciel simplifié, même si ce n'est pas le cas où un décrochage de pale se produit.

Une vue de face et une vue de côté ont été prises avec un téléobjectif pour minimiser les distorsions de perspective. Les distorsions de l'objectif ont été supprimées à l'aide d'un outil logiciel spécial. L'hélice noire offre un bon contraste mais les contours ont tout de même dû être améliorés dans un éditeur graphique. Les deux images d'hélice doivent avoir la même largeur (en pixels) afin qu'elles puissent être traitées par le [PropellerScanner](#) de Martin Hepperle. Ce programme combine les deux pales en une géométrie de pale abstraite sous forme de tableau.



De plus, il existe des diagrammes pour la corde locale de la pale c , l'angle de torsion β et le pas H . Ils sont tous dessinés par rapport au rayon relatif r/R de la pale depuis le centre (0.0) jusqu'en bout de pale (1.0) et sont utiles pour vérifier la géométrie déduite des photos pour l'exactitude ou la plausibilité.

Ce diagramme montre la corde de la pale déduite de la vue de face et de côté. Les erreurs de contour sont faibles par rapport à la corde vue du dessus, de sorte que le résultat est une ligne lisse montrant le moyen et la forme ronde de la pale.



Le diagramme d'angle de torsion montre le moyeu avec un angle défini, ce qui est manifestement faux. Il doit être coupé ultérieurement dans le logiciel de calcul en précisant le diamètre du moyeu.

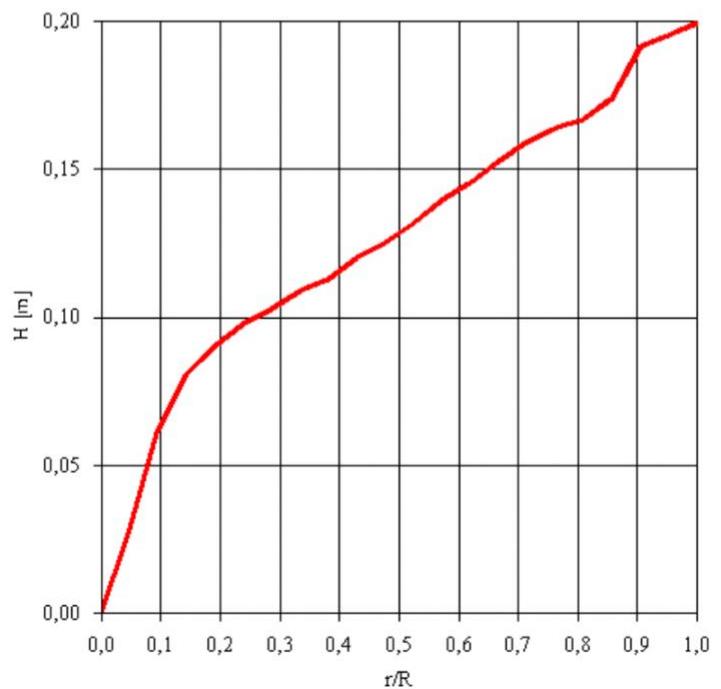
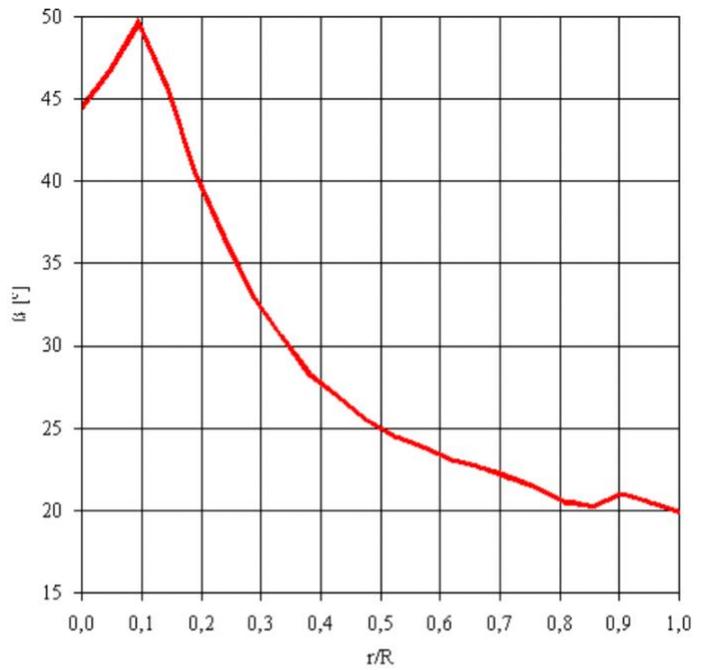
Comme on pouvait s'y attendre, l'angle de pale β doit être proche de 90° au centre et doit diminuer vers le bout de pale pour qu'il corresponde au pas de l'hélice H .

Essentiellement, β est l'arc tangente du rapport pas/rayon. Ceci est à son tour une ligne hyperbolique si le pas local H est supposé constant et le rayon local r/R va de 0.0 à 1.0 ou r de 0 à R , respectivement. Cette hyperbole très courbée combinée à l'arc tangente donne la forme caractéristique de la courbe illustrée ici.

Habituellement, la courbe est plus ou moins asymétrique car le pas H n'est en fait pas constant par rapport au rayon r/R . Pour diverses raisons, les concepteurs d'hélices choisissent des valeurs de pas H variant du moyeu au bouts de pales.

Dans ce cas, le pas local H augmente linéairement du moyeu au bouts de pales, comme indiqué sur ce diagramme. Le pas nominal de 0.16 m se produit à 70 % du rayon de la pale R alors que le point de référence commun pour la conception d'hélices est plutôt 75 % du rayon.

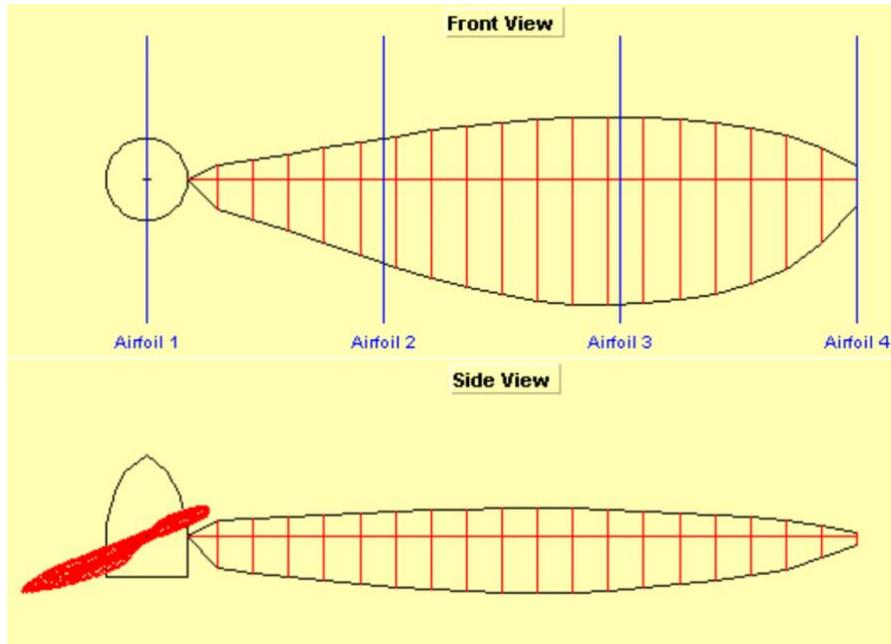
Au-dessus de $0.70 \cdot R$, vers le bout de pale, le pas local est plus grand que le pas nominal, et en dessous de ce point, vers le moyeu, il est plus petit. En conséquence, les angles de torsion locaux sont plus grands ou plus petits.



Dans les deux diagrammes, les lignes sont sensiblement inégales entre environ 0.7 et 1.0 de rayon relatif r/R . Améliorer les contours dans un l'éditeur graphique ne s'est pas vraiment bien passé surtout sur la pale droite sur la vue de côté. Le contour dessiné là à la main s'est avéré inégal, mais seulement la moitié de l'erreur est dans les valeurs de pas et de torsion car elles découlent des deux pales.

L'inégalité aurait pu être corrigée dans les images ou dans les données géométriques dérivées d'elles. Cela n'a pas été fait parce que l'erreur est faible, d'autant plus que le calcul de l'hélice entière n'est qu'une approximation. Entre autres choses, cet exemple est censé montrer la relative insignifiance de telles erreurs.

La table de géométrie produite par PropellerScanner doit être réduite à trois colonnes avec le rayon r , la corde de pale c et la torsion angle β . Cet extrait peut être saisi dans le logiciel de calcul [JavaProp](#) de Martin Hepperl's. Au minimum, les diamètres de l'hélice et du cône doivent être spécifiés ainsi qu'une vitesse de rotation pour l'analyse de l'hélice. Un croquis montre la géométrie de l'hélice telle qu'utilisée pour les calculs :



Le moyeu est dessiné comme une roulette et exclu des calculs. Les vues de face, de dessus et de côté montrent des éléments de pale alignés selon la même proportion de leur corde (33 % par défaut). Dans le cas de cet exemple d'hélice, cela correspond assez bien à la forme réelle. Les hélices en forme de cimenterie auraient besoin d'un alignement jusqu'à 100% ou même plus. Quoi qu'il en soit, le croquis montre des contours lisses et des angles de torsion avec peu d'irrégularités.

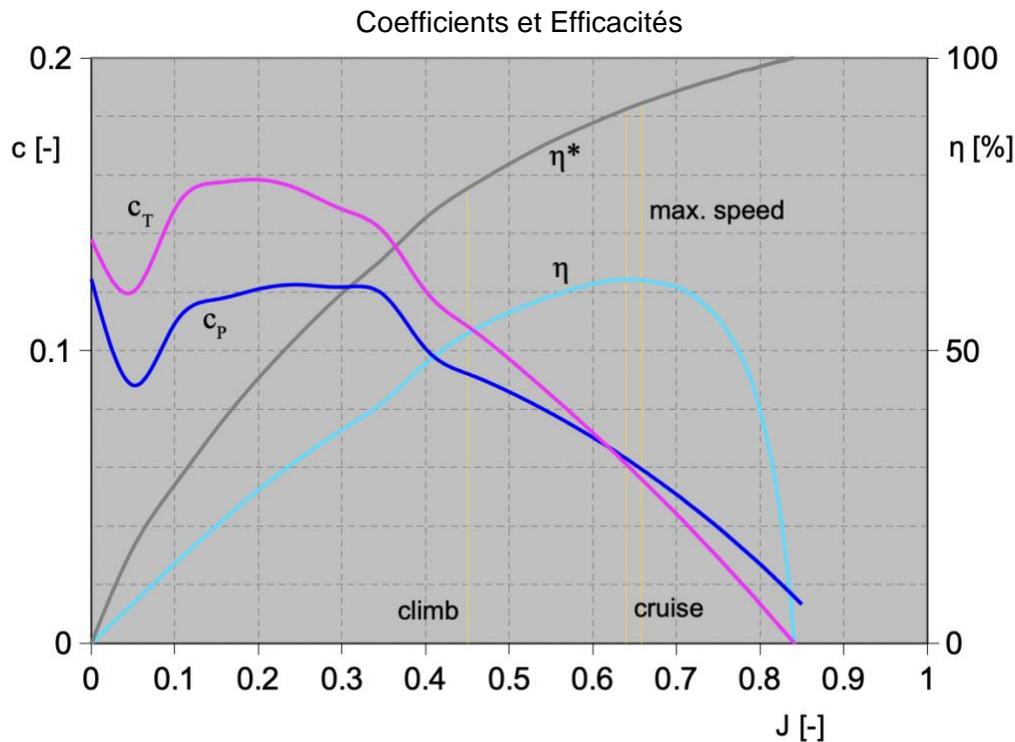
Les profils aérodynamiques doivent être spécifiés pour les quatre stations de rayon indiquées dans le croquis (au centre, un tiers et deux tiers du rayon et bout de pale). Il existe des coefficients de portance et de traînée pour plusieurs profils aérodynamiques préparés dans le logiciel, et il est possible d'en ajouter d'autres. Ce n'est pas nécessaire ici puisque l'exemple d'hélice a un profil plat sur tout le rayon. Il existe même deux ensembles de coefficients de profils plats - pour les nombres de Reynolds 100 000 et 500 000 - mais il n'y a qu'une petite différence de traînée. De plus, sur cette petite hélice qui tourne lentement, le nombre de Reynolds ne monte qu'à 80 000 (indiqué par [PropellerScanner](#)), donc 100 000 aux quatre positions est l'unique choix.

Il y a maintenant plusieurs inexactitudes : (1) Les parties extérieures des pales sont rendues quelque peu inégales, bien que le contour général soit correct et corresponde même à la spécification de pas. (2) Les coefficients de profil aérodynamique ne sont disponibles que pour des nombres de Reynolds trop élevés, bien que le profil plat y soit assez insensible, de sorte que les valeurs utilisées ne doivent pas être trop optimistes. (3) Les vitesses de rotation sont différentes en montée et en croisière (7300/5100 tr/min), bien que la différence des coefficients d'hélice ne devrait être que de quelques pourcents.

Des calculs comparatifs ont montré qu'effectivement les coefficients d'hélice *calculés* varient très peu. Nous concluons que les calculs d'hélice ne sont en aucun cas exacts, pas même dans ce cas simple. Là encore, personne ne mesurerait probablement cette hélice jouet dans une soufflerie, donc le calcul est le seul choix. Compte tenu de sa précision déjà limitée, les résultats pour 7000 tr/min sont utilisés ici pour toutes les vitesses de rotation.

Diagramme d'hélice

Les coefficients de l'exemple d'hélice devaient être calculés. L'analyse pour une vitesse de rotation de 7 000 tr/min a fourni les données répertoriées dans la première section de ce chapitre, (à l'exception de la dernière colonne) qui sont présentées dans le diagramme d'hélice standard suivant :



Les deux coefficients c_P et c_T ainsi que les deux rendements η et η^* sont tracés sur toute la plage des rapports d'avance J de zéro ("statique") à 0.84 ("vitesse de pas"). Au contraire, cette gamme devrait atteindre au moins le rapport pas/diamètre de 0.91, ce qui est inhabituellement élevé pour une d'hélice de modélisme et réellement avantageux ici.

Le problème est que l'efficacité maximale à seulement 0.65 de rapport d'avance limite l'efficacité maximale idéale (théorique) à seulement 75 %. (C'est juste une déclaration, sans explication.) Donc, cette hélice "bon marché" donne le potentiel d'une meilleure efficacité, probablement en raison de sa distribution de pas local particulière et de son profil aérodynamique plat. Une hélice plus efficace aurait un rapport d'avance maximum de 1.4, avec son efficacité maximale au rapport d'avance 1.0. Ici, le rendement maximal idéal (théorique) est de 83 %, le maximum absolu (physique) même pour une hélice "parfaite" (une autre simple déclaration).

Les lignes pour les coefficients c_P et c_T semblent lisses au-dessus de 0.45 de rapport d'avance mais déformées en dessous. C'est là que se produit un sérieux décrochage des pales, les coefficients calculés ne sont donc pas fiables. Les lignes montrent maintenant clairement à *quel point* cela pourrait être peu fiable. Avantagusement, les points de fonctionnement en montée et en croisière (connus par les calculs de performances) se situent dans la plage lisse et fiable.

C'est typique pour des hélices assez bien conçues, et pour la forme de base des lignes. Très grossièrement, elles ont une partie horizontale où se produit le décrochage et descendent ailleurs. Les hélices sans décrochage dans la plage supérieure de rapport d'avance (contrairement à celle-ci qui en a au-dessus de 0.50) ont en fait une ligne c_T droite à cet endroit. Bien sûr, quand la traction (c_T) est zéro (à "vitesse de pas") une certaine puissance positive (c_P) est encore nécessaire pour surmonter la traînée des pales.

La courbe d'efficacité η n'est que légèrement déformée car les distorsions dans les courbes C_P et C_T sont très similaires. Ces coefficients représentent quelque chose comme la portance et la traînée des pales de l'hélice, de sorte que les erreurs de calcul dans le domaine du décrochage affectent toutes deux de la même manière. Par conséquent, en divisant l'un par l'autre, on obtient une courbe d'efficacité presque lisse.

Sa forme illustrée ici c'est typique. Le rendement, en tant que rapport entre la puissance de traction et la puissance à l'arbre, est zéro à vitesse de vol nulle car - malgré une forte traction - la puissance de traction est nulle. Inversement, la traction est nulle à la "vitesse de pas", de même que la puissance de traction et l'efficacité, encore une fois.

La courbe est inclinée vers la droite avec l'efficacité maximale à un rapport d'avance relativement élevé, tout comme une courbe de rendement de moteur électrique (voir chapitre précédent) et pour des raisons analogues. En conséquence, dans une *montée* à pleine puissance l'hélice est fortement chargée et ne fonctionne pas à son meilleur rendement. Par coïncidence ou par conception délibérée, cette hélice fonctionne assez légèrement chargée et à son maximum d'efficacité en vol *de croisière*.

La ligne d'efficacité η^* n'est également que légèrement déformée (pour les mêmes raisons que η). C'est une mesure de la puissance dissipée dans le sillage d'hélice lors de la génération de traction par répulsion (troisième loi de Newton). Elle est donc nulle à vitesse de vol nulle car toute la puissance mise dans le sillage donne de la traction mais pas de puissance de traction. Elle monte à 100% lorsque la traction est zéro à la "vitesse de pas" car il n'y a alors pas de sillage.

Une hélice peu chargée (faible *puissance* par surface du disque d'hélice) n'accélère que légèrement son sillage. C'est plus efficace que de produire la même traction en accélérant fortement une hélice plus petite, et donc avec un sillage de l'hélice plus chargé. A 7000 rpm, cet exemple d'hélice est fortement chargé avec des valeurs de C_P supérieures à 0.10 à des rapports d'avance inférieurs à 0.5. Sa courbe η^* n'est pas loin d'une droite diagonale entre ses points extrêmes. Une hélice légèrement chargée aurait des valeurs C_P toutes inférieures à 0.10, une courbe η^* plus incurvée et proportionnellement plus "gonflée", s'éloignant d'une diagonale.

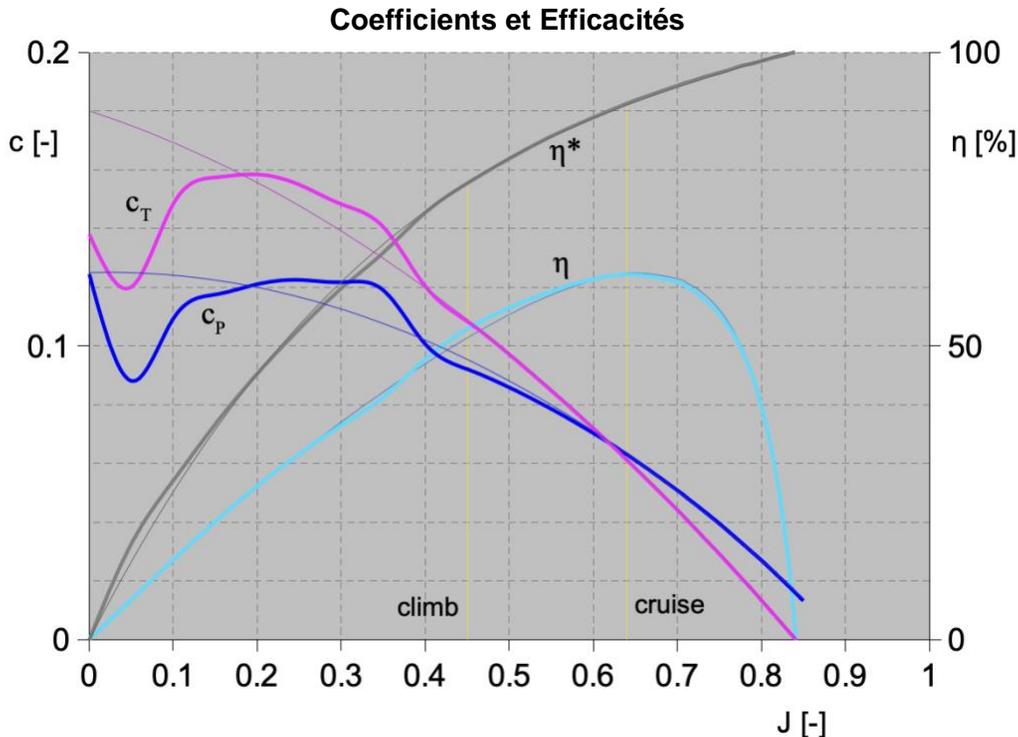
Dans le diagramme d'hélice sans dimension, la ligne η^* montre un rendement "idéal", c'est-à-dire avec des pertes de répulsion uniquement. Ainsi, plus près est la ligne η de la ligne η^* , meilleure est la conception de l'hélice. De plus, moins une hélice est chargée, plus les deux lignes sont courbées et plus les rendements possibles sont bons sur une plus large gamme de rapports d'avance. Et enfin, plus grand sont les rapports d'avance que l'hélice peut atteindre, plus la courbe de rendement peut aller haut. L'efficacité maximale d'une hélice parfaite serait de 83% à un rapport d'avance de 1.0. Les hélices habituelles, même les "meilleures", atteignent leurs pics d'efficacité sensiblement plus bas à des rapports d'avance inférieurs à 1 (voir les comparaisons dans les sections suivantes).

Cet exemple l'hélice est loin d'être parfaite, avec sa forme de pale elliptique, son bord d'attaque rond et son profil aérodynamique plat. Il est très chargé car il est petit et tourne vite, il a donc une efficacité maximale modérée dans une plage de vitesse assez petite. Son efficacité maximale est modérée également parce qu'elle n'atteint que de faibles taux d'avance en raison de sa distribution particulière en pas local et de son profil plat (non cambré). C'est juste une hélice "bon marché" typique.

Le concepteur a quand même réussi à en tirer le meilleur parti. Le moteur et l'hélice fonctionnent à efficacité maximale en vol de croisière. L'efficacité en montée est encore acceptable et la montée n'est qu'une petite partie du domaine de vol de l'avion. Donc l'hélice et l'ensemble de la motorisation (et de l'avion) ne sont pas idéaux *techniquement* mais *économiquement*. C'est le genre d'informations à attendre de ces calculs de motorisations. Après tout, la motorisation n'est pas conçue ou optimisée ici, mais simplement *analysée*.

Maintenant que nous savons que l'exemple d'hélice n'est pas techniquement idéal, il n'y a en fait aucune raison de rechercher des calculs idéaux. En plus des inexactitudes mentionnées dans la section précédente, il y a des déformations de courbe de coefficient dans la partie inférieure de plage de rapport d'avance. Il est techniquement possible et donc tentant de lisser ces courbes, il faut donc enfin montrer que cela ne servirait à rien.

A cette fin, le diagramme de l'exemple d'hélice standard est répété avec les courbes lissées. Par souci de simplicité, la fonction d'interpolation polynomiale intégrée du tableur a été utilisée. Les polynômes simples du second ordre (quadratiques) donnent une très bonne approximation dans la plage de rapport d'avance supérieure et une courbe raisonnable et lisse dans la plage inférieure. Le calcul automatique du coefficient polynomial avait besoin d'aide sous la forme d'interceptions d'axe prédéfinies, qui ont été trouvées par essai. Dans le diagramme, les courbes lissées sont plus fines et plus foncées que celles d'origine.



La courbe lissée de l'efficacité η est une exception en ce qu'elle n'est pas interpolée. Ses valeurs ont été calculées en utilisant l'équation habituelle, c'est-à-dire en divisant les valeurs de c_T lissées par les valeurs de c_P lissées et en multipliant par le taux d'avance J . La courbe d'efficacité est donc la preuve visuelle de la plausibilité des courbes de coefficients lissées.

Pourtant ces courbes ont peu de valeur. Puisque le rapport de coefficient est multiplié par le rapport d'avance, même des valeurs aberrantes de coefficient donnent des valeurs d'efficacité raisonnables, d'autant plus quand le rapport d'avance est faible. Mais les distorsions sont juste dans la plage de faible rapport d'avance alors qu'à des taux d'avance plus élevés, les courbes de coefficients sont lisses, de toute façon.

L'intersection la courbe lissée c_P avec l'axe de arrive à coïncider avec celle de la courbe d'origine. Là encore, l'intersection de la courbe lissée c_T avec l'axe est sensiblement supérieure au coefficient de traction statique calculé par JavaProp. Même si ce calcul n'est pas fiable en raison de la survenance du décrochage de la pale, ce n'est en fait pas faux. Il semble plutôt que la courbe lissée se rapporterait à une hélice *idéale* avec peu ou pas de décrochage des pales. En fait, la traction statique *réelle* de l'hélice a été mesurée au dynamomètre et elle s'est avérée être approximativement comme calculée.

Finalement, il n'y a tout simplement aucun moyen d'obtenir des courbes de coefficients correctes. Après tout, les courbes déformées restent utiles, d'autant plus que leur partie pertinente est lisse. Et si des valeurs statiques fiables sont nécessaires, elles peuvent être mesurées.

Comparaison d'hélices

Cette section correspond aux sections de comparaison du le chapitre précédent. L'exemple d'hélice, une Hélice jouet Günther 17,5 x 16 cm y figure. Elle est comparée aux hélices respectives des deux autres moteurs, une hélice repliable aero-naut CAM-Carbon 14x8" et une hélice APC 17x12" E thin électric. Elles sont montrées à leurs tailles relatives ici :



Type de modèle	55" retro parkflyer	100" thermal glider	95" Sr. Telemaster
Poids du modèle	0.85 kg / 1.9 lbs	1.7 kg / 3.75 lbs	4.5 kg / 10 lbs
Diam. x pas – rapport	6.9x6.3" – 0.91	14x8" – 0.57	17x12" – 0.71
Surface – max. η_p	0.024 m ² – 62%	0.099 m ² – 75%	0.146 m ² – 69%
Opt./max. rapport - J	0.65 / 0.84 – 0.77	0.55 / 0.70 – 0.79	0.80 / 1.09 – 0.73
Vitesse montée/croisière	9.6 / 8.0 m/s	11.7 / 9.0 m/s	15.0 / 12.0 m/s
Traction	1.86 / 0.65 N	5.46 / 0.74 N	14.3 / 2.76 N
Puissance de traction	17.9 / 5.2 W	63.8 / 6.6 W	214 / 33 W
Vitesse de rotation	7336 / 4931 rpm	4836 / 2651 rpm	3911 / 2171 rpm
Rapport d'avance	0.45 / 0.56	0.41 / 0.57	0.53 / 0.77
Coefficient de traction	0.10832 / 0.08329	0.04322 / 0.01961	0.07896 / 0.04943
Coefficient de puissance	0.09208 / 0.07761	0.02567 / 0.01511	0.06878 / 0.05445
Moment (couple)	4.4 / 1.7 N·cm	18.3 / 3.2 N·cm	85.8 / 20.9 N·cm
Puissance à l'arbre	34 / 9 W	93 / 9 W	351 / 48 W
Charge de puissance	1409 / 360 W/m ²	935 / 90 W/m ²	2397 / 324 W/m ²
Efficacité	53% / 60%	69% / 74%	61% / 69%

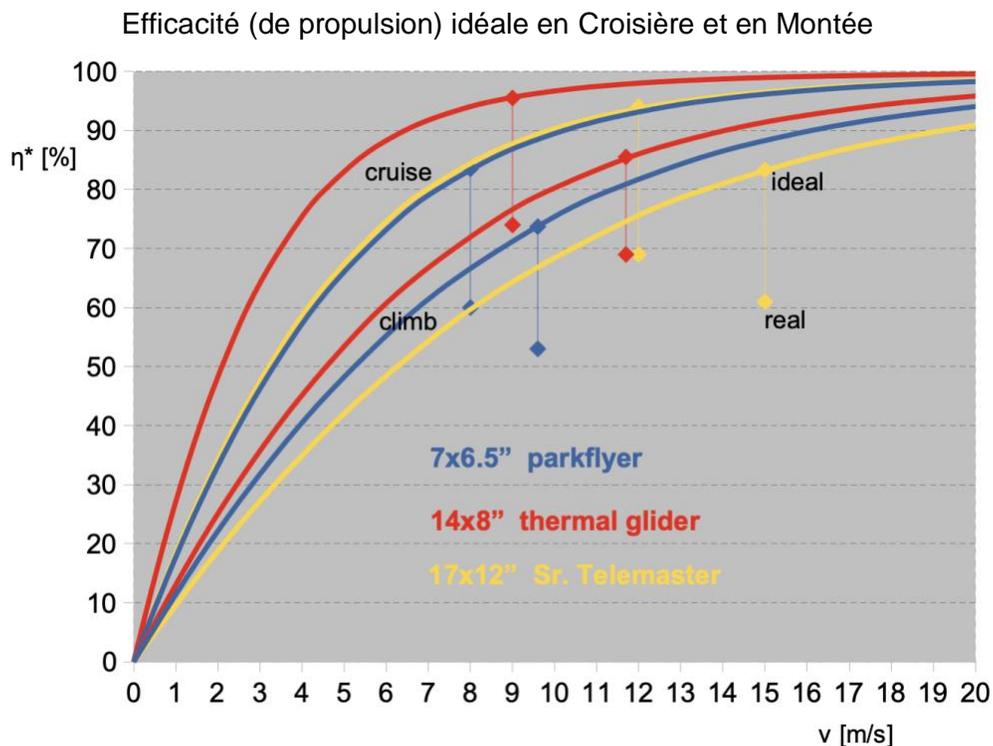
La différence la plus évidente entre les hélices est leur taille, c'est-à-dire leur diamètre et leur surface de disque, qui est essentiellement le diamètre au carré. La relation entre les surfaces de disques est d'environ 1:4:6. Alors qu'une hélice plus grande est plus "puissante" qu'une plus petite, leur charge de puissance (puissance d'arbre par surface de disque) dépend des avions sur lesquels elles sont utilisées. La première et la troisième hélice ont une charge de puissance similaire en croisière. En montée, la troisième est plus chargée que la première car sa motorisation est relativement plus puissante. La deuxième hélice est légèrement chargée en raison de la faible traînée en croisière et du faible poids en montée, deux caractéristiques typiques des planeurs.

Les trois hélices sont proches de leur efficacité maximale en croisière mais quelques pourcents en dessous en montée. La première et la troisième sont bonnes pour les longs vols de croisière et les courtes ascensions, ce qui est typique de leurs modèles. La seconde, qui a le plus petit rapport pas sur diamètre, est bonne pour la montée et toujours bonne pour la croisière en raison de la faible vitesse et de la faible traînée du planeur, ce qui permet une charge de puissance extrêmement faible.

Dans sa page Web "[How a Propeller Works](#)", Martin Hepperle présente une équation combinant vitesse de vol d'une hélice et rendement "idéal". Elle est uniquement basée sur la théorie de la quantité de mouvement, tenant compte de la quantité de mouvement que l'hélice fournit à la masse d'air qui la traverse. La traction est produite par cette répulsion de sorte que l'énergie (ou la puissance) qui y est dépensée est toujours perdue, indépendamment de quelques autres pertes en plus.

À l'aide de l'équation, différentes courbes de charge de puissance égales sont tracées dans un diagramme "d'efficacité idéale". Il ne montre que l'influence la plus fondamentale sur l'efficacité d'une hélice, les pertes de répulsion dans son sillage (wash), et néglige même les pertes de rotation correspondantes dans son tourbillon, qui sont plus petites. Le nombre de pales, la surface et la forme des pales ainsi que la torsion et la répartition des profils aérodynamiques sont d'autant plus négligés. Toutes les pertes sont cependant prises en compte dans les valeurs "réelles" calculées.

Martin Hepperle démontre généralement qu'une charge de puissance élevée n'est tolérable qu'à grande vitesse si une efficacité raisonnable est requise. Ici, les cas particuliers sont comparés, c'est-à-dire les trois hélices en croisière et en montée chacune, en utilisant les données connues des calculs de performances. Ce diagramme montre en effet que la charge de puissance par rapport à la vitesse est le facteur déterminant pour le rendement d'une hélice :



Les trois courbes "d'efficacité idéale" pour la charge de puissance de *croisière* sont assez proches du coin supérieur gauche du diagramme, ce qui signifie une assez bonne efficacité à basse vitesse. En raison d'une charge de puissance beaucoup plus élevée en *montée*, les courbes "d'efficacité idéale" sont plus proches d'une diagonale, ce qui signifie une efficacité inférieure, même à une vitesse plus élevée. Les rendements "réels" calculés sont indiqués en dessous des rendements "idéaux" à leurs vitesses respectives.

L'exemple est un cas moyen dans cette comparaison d'hélices. La ligne d'efficacité de *croisière idéale* du parkflyer est à peu près la même que celle du Sr. Telemaster (qui est en fait une sorte de gros parkflyer) car leur charge de puissance est presque la même. Le parkflyer est comparativement moins puissant, donc - à pleine puissance - sa charge de puissance est inférieure et sa courbe d'efficacité idéale en *montée* est supérieure à celle du Sr. Telemaster.

Dans le diagramme d'hélice standard ci-dessus, la différence entre l'efficacité réelle et l'efficacité idéale en croisière est un peu plus grande qu'en montée. Dans ce diagramme "d'efficacité idéale", la différence n'est que légèrement plus grande en croisière car la montée est effectuée à des vitesses plus élevées où les courbes d'efficacité idéales sont plus plates et où les différences ont tendance à être plus grandes.

Cela vaut pour à la fois le parkflyer et le Sr. Telemaster. Cela explique même en partie pourquoi les différences du parkflyer sont plus petites que celles du Sr. Telemaster, qui vole à des vitesses nettement plus élevées. En fait, les différences du parkflyer devraient être encore plus petites pour ses vitesses lentes. Cependant, la conception "bon marché" de son hélice semble se traduire par moins d'efficacité réelle qu'une "meilleure" conception comme celle de l'hélice du Sr. Telemaster.

Mais même si l'hélice du parkflyer était "meilleure" (petites différences), elle serait toujours moins efficace en raison de ses vitesses de vol plus faibles. Seule une hélice plus grande, tournant plus lentement pour une charge de puissance inférieure, améliorerait vraiment l'efficacité. Par exemple, une hélice APC 9x6 SlowFly (à la place de l'hélice jouet 6.9x6.3") tournant à 3185 (4931) tr/min en croisière se traduirait par une charge de puissance de 117 (360) W/m² et une efficacité réelle de 68 % (60 %).

L'hélice du planeur est un cas particulier ici car elle est très peu chargée et c'est très efficace. Ensuite, son efficacité réelle en montée est assez proche de l'efficacité idéale car elle est bien conçue et - avec son faible pas - mieux adaptée à la montée que les deux autres hélices. Pourtant, la charge de puissance par rapport à la vitesse est le facteur prédominant d'efficacité puisque, même dans ce cas, non seulement l'hélice est légèrement chargée mais aussi le modèle vole beaucoup plus vite que le parkflyer en croisière et surtout en montée.

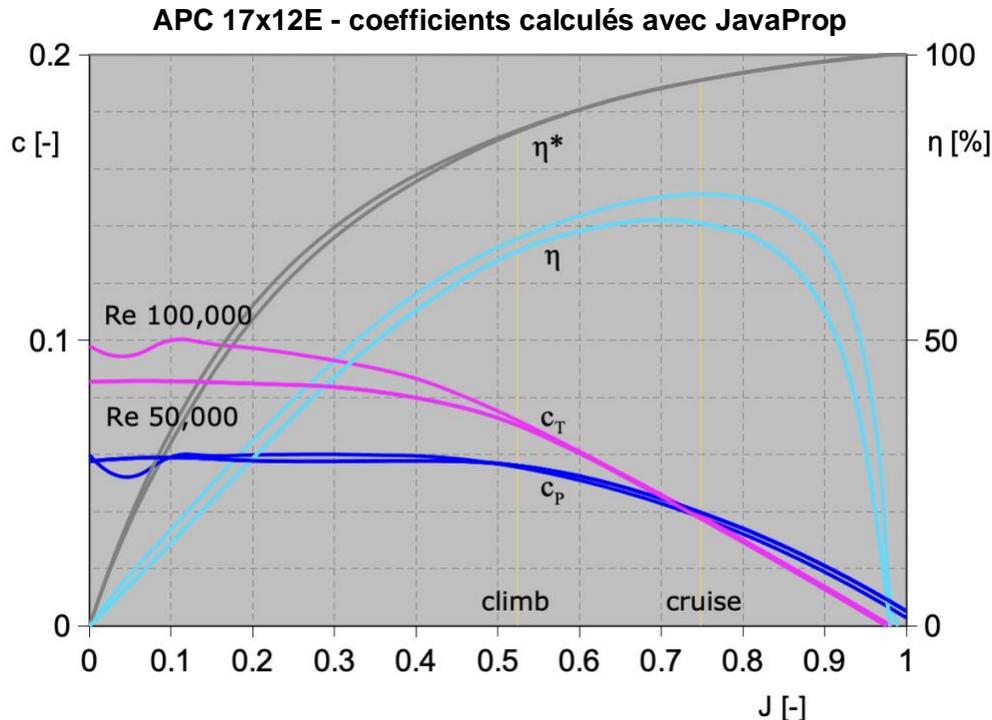
Comparaison des Coefficients

L'hélice parkflyer de l'exemple est si "bon marché" qu'il n'y a pas d'autre moyen d'obtenir les coefficients que d'utiliser un logiciel. Encore une fois, pour "meilleures" hélices comme l'APC 17x12 E du Sr. Telemaster, le fabricant a calculé les coefficients avec un logiciel, et il y a même des coefficients mesurés dans une soufflerie. Cela permet de comparer toutes les hélices et ainsi d'évaluer l'exactitude et l'utilité de JavaProp.

JavaProp est considéré comme "un outil relativement simple" par son auteur Martin Hepperle dans sa page Web intitulée "[Validation](#)" et les résultats sont dits "acceptables". Nous savons d'après les calculs de performance que cela vaut pour l'hélice APC 17x12E.

Les coefficients d'hélice sont appelés "[Performance Data](#)" par APC et mis à disposition dans le fichier "PER3_17x12E.dat". Les méthodes de calcul utilisées et leurs limites sont mentionnées dans la page Web [Ingénierie](#). Nous pouvons en attendre des résultats raisonnables mais pas toujours parfaits.

Même les coefficients mesurés dans la soufflerie UIUC (par JB Brandt, M. Selig) peuvent ne pas être parfaitement correct car aucune mesure en soufflerie ne l'est. Même ces valeurs (publiées dans le [chapitre APC, Volume 1](#), section Thin Electric) sont réputées fiables ici parce que les mesures dans différentes souffleries donnent des résultats raisonnablement similaires résultats ([Comparaison des Mesures d'Hélice](#)). Alors les coefficients mesurés à des vitesses de rotation comprises entre 2000 et 3400 tr/min sont utilisés comme référence par rapport aux coefficients calculés pour 2000, 3000 et 4000 tr/min.



Dans JavaProp, les coefficients pour 2000, 3000 et 4000 rpm ont été calculés en utilisant les coefficients de portance et de traînée du profil aérodynamique Clark Y au pied de pale et du profil ARA D 6% ailleurs. Tout d'abord, les coefficients de profil aérodynamique utilisés, l'étaient pour 25 000 Reynolds à la racine et 50 000 ailleurs, dans une deuxième série de calculs, ils l'étaient pour 50 000 Reynolds à la racine et 100 000 ailleurs. Ces coefficients de profil aérodynamique sont préparés dans JavaProp et ont été choisis comme étant les mieux adaptés à l'hélice.

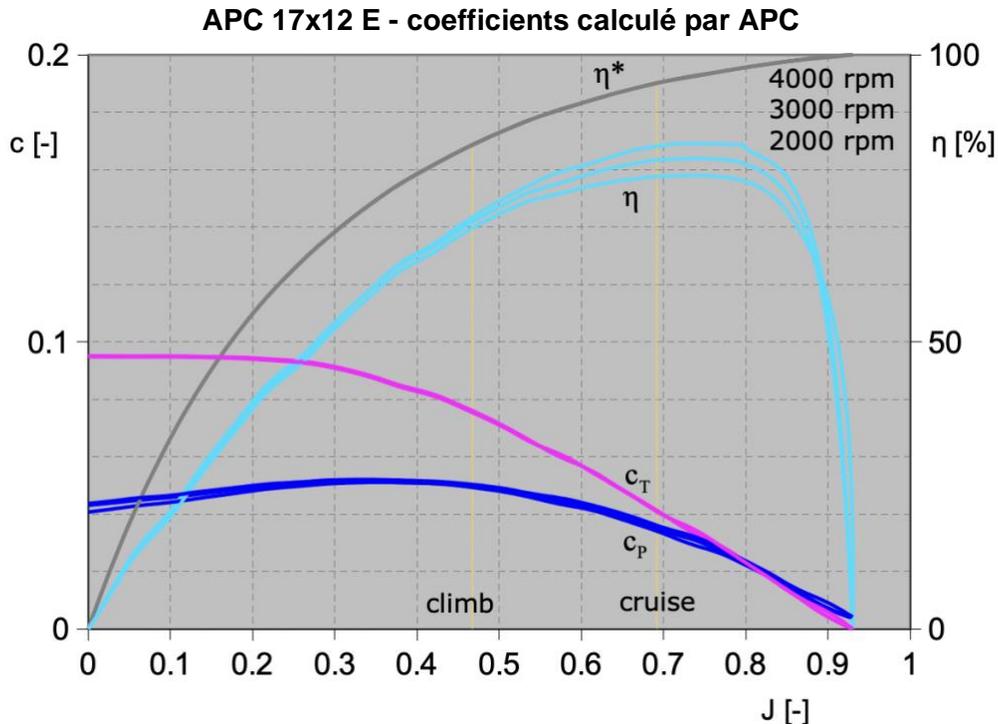
Toutes les valeurs de coefficient d'hélice calculées se sont avérées les mêmes quelle que soit la vitesse de rotation. Les courbes respectives du diagramme sont égales. Seuls différents coefficients de profil aérodynamique ont produit une différence notable de coefficients d'hélice. Les valeurs de coefficient pour des nombres de Reynolds (Re) plus élevés - correspondant à des vitesses de rotation plus élevées - faites pour très légèrement plus de traction, un peu moins de puissance et une efficacité nettement meilleure.

La courbe du coefficient de traction c_T est typique pour ce logiciel de calcul simple (qui néglige les effets aérodynamiques complexes) d'hélices bien conçues (qui ont peu ou pas de décrochage des pales): elle est presque une ligne droite à des rapports d'avance élevés et se rapproche de l'horizontale à des rapports d'avance faibles. Pour des nombres Re plus élevés, les valeurs ne sont que très légèrement supérieures à celles d'une avance élevée alors qu'ils sont nettement plus élevés aux avances faibles.

La courbe du coefficient de puissance c_P est également typique en cela que sa partie à fort taux d'avance est une parabole inversée et que sa la partie à faible rapport d'avance est une ligne horizontale. Les valeurs pour les nombres Re supérieurs sont légèrement inférieurs à des rapports d'avance élevés et même légèrement supérieurs à des rapports d'avance faibles.

Les courbes c_T et c_P pour des nombres Re plus élevés sont dentelées en dessous du rapport d'avance 0.1. C'est typique pour des calculs avec JavaProp et c'est la manifestation d'un substantiel mais aléatoire décrochage de pale prévu pour les faibles rapports d'avance (d'où une charge de puissance élevée). Cette hélice APC bien conçue montre beaucoup moins de telles indentations (décrochage des pales) que l'hélice jouet de conception simple, même à la charge de puissance élevée en montée.

À de plus hauts nombres Re , le flux d'air est "meilleur" donc la traction est plus élevée et la puissance plus faible, du moins à des taux d'avance (d'exploitation) plus élevés. Cela améliore nettement l'efficacité, qui est essentiellement le quotient des deux coefficients après tout.



APC doit avoir utilisé les coefficients de portance et de traînée du profil aérodynamique dépendants du nombre de Reynolds (Re) dans leurs calculs de coefficient d'hélice. Ils semblent aussi avoir incorporé des effets aérodynamiques plus complexes. Du moins, les courbes respectives de coefficient sont légèrement différentes, pour 2000, 3000 et 4000 tr/min comparées ici, et elles ne sont pas aussi schématiques que les courbes calculées par JavaProp.

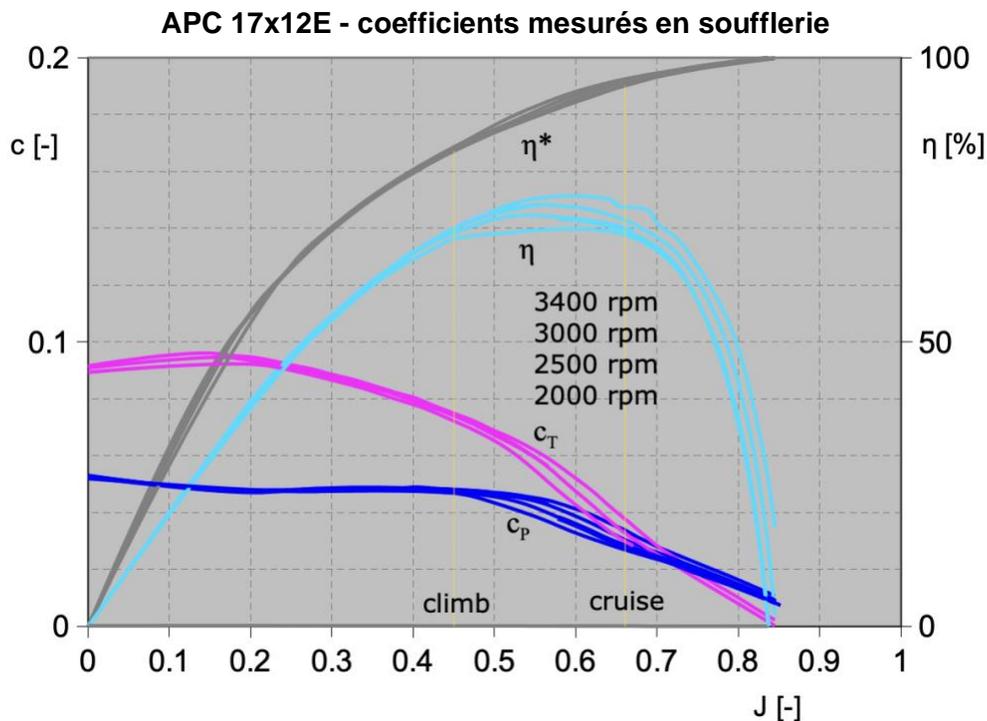
La courbe du coefficient de traction c_T est toujours presque droite à des rapports d'avance élevés et se rapproche de l'horizontale à des rapports d'avance faibles. La courbe du coefficient de puissance c_P ressemble toujours à une parabole inversée à des rapports d'avance élevés, mais maintenant elle s'incline vers zéro à des rapports d'avance faibles. Il n'y a aucune indentation (effets aléatoires de décrochage de pale) et les courbes ne diffèrent que légèrement dans la plage des rapports d'avance faibles.

Constamment, les coefficients de traction sont légèrement plus élevés à des vitesses de rotation plus élevées (nombres Re) tandis que les coefficients de puissance sont légèrement inférieurs. Par conséquent, les gains d'efficacité sont sensiblement meilleurs (plus élevé) surtout dans la plage de rapport d'avance dans laquelle l'hélice est exploitée (0.5 à 0.8).

Par rapport aux résultats de JavaProp, des coefficients de puissance c_P plus faibles sur l'ensemble de la plage du rapport d'avance rapproche la courbe d'efficacité η de la courbe de rendement de propulsion η^* . Après tout, il est plus efficace de produire à peu près la même traction avec moins de Puissance.

L'efficacité *maximale* η est non seulement plus élevée, mais elle se produit également à un rapport d'avance plus élevé, bien que le taux d'avance maximal soit inférieur. En fait, cela est spécifique de "meilleures" hélices, mais comme cela l'outil de calcul utilisé par APC fait apparaître l'hélice "plus belle" que dans JavaProp.

En fait, les courbes semblent lisses mais, à y regarder de plus près, elles sont un peu ondulées. Cela est probablement dû au fait que les valeurs de coefficient spécifiées n'ont que trois chiffres significatifs (alors qu'ils en ont cinq dans JavaProp). L'amplitude des vagues est plus grande que la différence entre les courbes, mais les vagues sont les mêmes dans toutes les courbes qui peuvent donc encore être comparées.



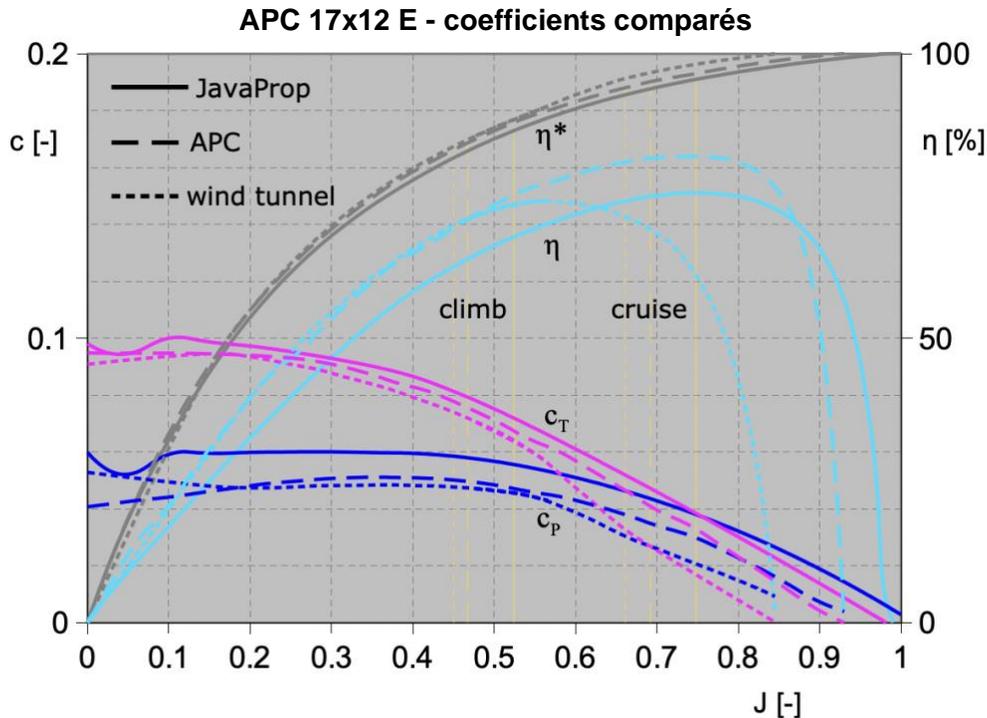
Les coefficients mesurés en soufflerie (à 2000, 2500, 3000 et 3400 tr/min) montrent la complexité du problème. Les courbes de coefficients sont lisses mais *pas* en ligne droite ni en parabole inversée. Elles ont même quatre parties : [1] 0 à 0.25 de rapport d'avance, [2] 0.25 à 0.45, [3] 0.45 à 0.72 et [4] 0.72 à 0.85. Chaque partie a sa propre pente et sa propre courbure de sorte qu'elles doivent être considérées séparément.

Les courbes sont différentes pour différentes vitesses de rotation (nombres de Reynolds), mais maintenant *aussi bien* la courbe de coefficient de traction c_T *que* la courbe de coefficient de puissance c_P sont plus élevées pour des vitesses de rotation plus élevées. Pourtant, l'augmentation de la traction avec le nombre Re est supérieure à l'augmentation de puissance, donc l'efficacité augmente également.

Évidemment, le nombre Re compte plus dans la troisième partie des deux courbes de coefficients puisque les plus grandes différences sont là. Dans cette plage de rapports d'avance, l'hélice travaille en vol de croisière. Dans la quatrième partie, aux taux d'avance les plus élevés, l'hélice n'est pas exploitée donc les différences notables dans les deux courbes n'ont pas vraiment d'importance. Pourtant, il est intéressant de voir qu'un coefficient plus élevé signifie également un déplacement vers la droite, vers des taux d'avance plus élevés. Dès lors, dans la troisième et la quatrième parties de courbe, les courbes d'efficacité sont plus élevées et plus à droite et l'efficacité maximale se situe à des rapports d'avance plus élevés.

Dans la seconde partie, pertinente pour la montée, il y a un peu plus de traction à des nombres Re plus élevés sans vraiment avoir besoin de plus de puissance. Il y a une petite amélioration de l'efficacité, mais elle n'est quand même pas proche du maximum et n'a pas vraiment d'importance pour la montée. Dans la première partie, pertinente pour le décollage, l'efficacité n'a pas de sens mais un peu plus de traction à des nombres Re plus élevés peut être utile.

En conclusion, les coefficients mesurés semblent améliorer la précision et la validité des calculs. Même s'ils n'ont été mesurés que pour des vitesses de rotation jusqu'à 3400 tr/min, ils sont encore utilisables car le cas de la montée (4500 tr/min) est dans la deuxième partie où les courbes ne diffèrent que faiblement. Les valeurs mesurées à 2500 rpm conviennent à la croisière, qui est dans la troisième partie où les valeurs de coefficient sont significativement différentes selon la vitesse de rotation (nombre de Reynolds).



Les trois façons d'obtenir des coefficients d'hélice sont comparées dans le cas de 3000 tr/min. Les ensembles de données respectifs se distinguent par le style de ligne dans le diagramme.

Les lignes pleines montrent les valeurs calculées par JavaProp, basées sur les données de profil aérodynamique pour le nombre de Reynolds 100 000. Les deux coefficients c_P et c_T sont remarquablement élevés. Cela peut être dû au fait que JavaProp surestime intrinsèquement la puissance et la traction, les coefficients de profil aérodynamique utilisés étant optimistes, l'angle d'attaque à portance nulle étant erroné et la représentation numérique de la géométrie de l'hélice étant intrinsèquement incorrecte.

Quoi qu'il en soit, les lignes en tirets - montrant les valeurs calculées par le fabricant de l'hélice APC avec un meilleur outil de calcul et basées sur des données géométriques correctes - sont nettement plus basses. Cependant, celles-ci semblent encore surestimées car les valeurs réellement mesurées en soufflerie – les pointillés – sont encore plus faibles.

Des lignes de coefficient inférieures signifient des rapports d'avance maximaux inférieurs et des efficacités η décalées vers des rapports d'avance inférieurs. Plus particulièrement, le rapport d'avance du rendement maximal mesuré est considérablement inférieur à celui calculé par les deux outils.

L'outil utilisé par APC exagère l'efficacité tandis que JavaProp surestime les deux coefficients de telle sorte que l'efficacité maximale est presque comme mesurée. Le taux d'avance associé est trop élevé, mais même pas supérieur à celui calculé par l'outil utilisé par APC. Cette comparaison illustre que plus le rapport de pas ou d'avance est élevé, respectivement, plus il offre le *potentiel* d'une meilleure efficacité.

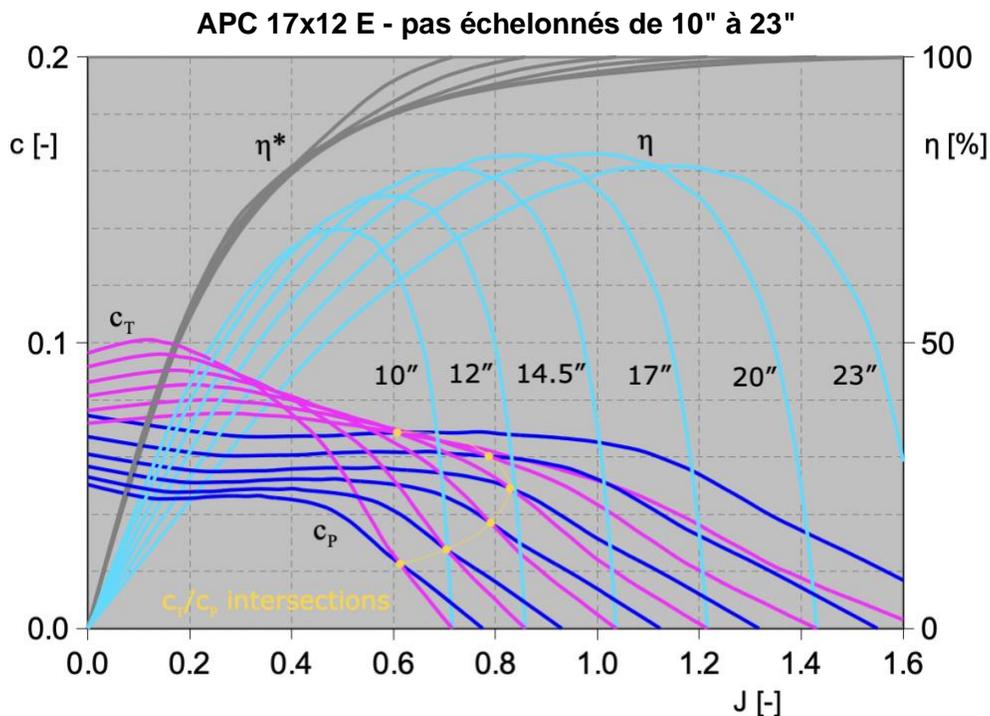
Cela illustre également comment les outils de calcul surestiment plus ou moins les coefficients ou les rapports d'avance, respectivement, mais sous-estiment les effets du nombre de Reynolds. Pour chaque ensemble de valeurs de coefficients comparées ici, des valeurs données de traction et de vitesse en montée et en croisière, respectivement, entraînent des rapports d'avance différents dans les calculs de performances. Plus les valeurs des coefficients sont élevées, plus les taux d'avance sont élevés.

Quoi qu'il en soit, dans le cas de l'hélice APC 17x12 E, la comparaison des trois options dans les calculs de performances a montré que les coefficients mesurés ne donnaient pas de résultats plus réalistes. Il semble qu'il n'y ait pas de méthode idéale. Là encore, les valeurs de coefficient imparfaites sont une autre lacune qui est relativement peu pertinente dans nos calculs car la charge de puissance et la vitesse sont les facteurs les plus importants.

Efficacité

L'APC 17x12 E est une "meilleure" hélice et il existe des valeurs de coefficient fiables mesurées en soufflerie, même pour un pas de (12") seulement. Mais il est possible d'imaginer la façon dont les valeurs de coefficient sont modifiées en faisant varier le pas, puis de voir les implications pour l'efficacité de l'hélice. Ceci n'est qu'une simple expérience :

Le pas de 12" de l'hélice est mis à l'échelle à 10", 14,5", 17", 20" et 23". Il va de soi que les courbes des coefficients c_T et c_P sont mises à l'échelle selon le même rapport horizontalement, dans la direction de l'axe J. Un pas plus élevé (angles de pale plus raides) entraîne plus de décrochage des pales à basse vitesse (faible rapport d'avance J) et donc moins de traction et plus de demande de puissance. Pour représenter cela, les courbes c_T et c_P sont simplement réduites ou augmentées, mais de seulement 30 % ou 31,5 %, respectivement, de l'échelle de pas.

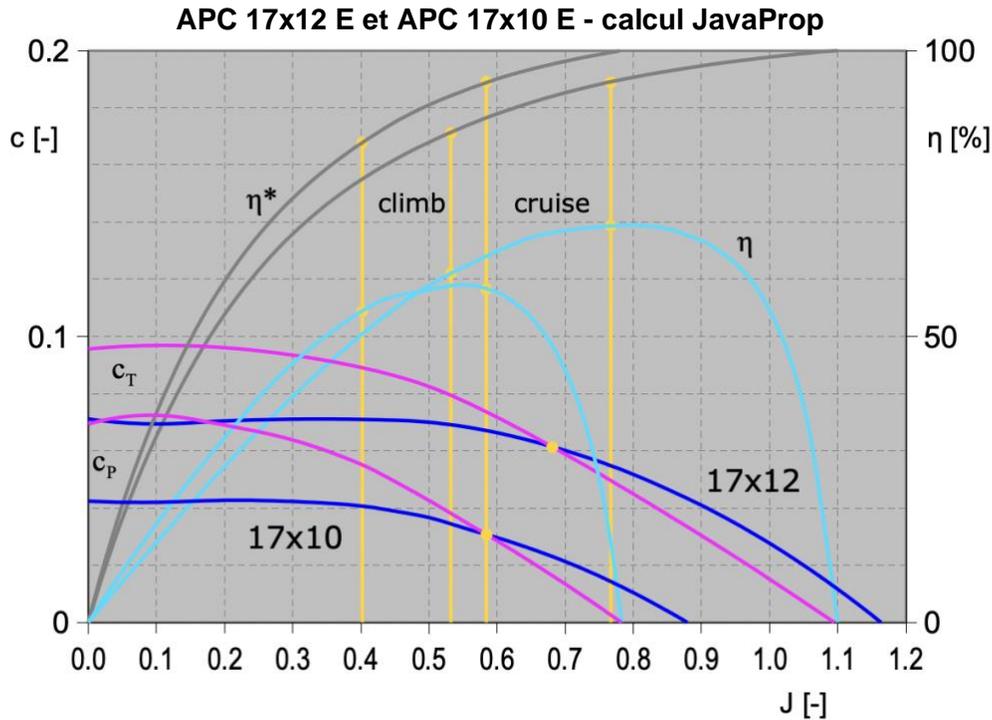


Ce tableau de courbes de coefficients semble raisonnable et – plus important – typique. Les courbes de rendement η et de rendement de propulsion η^* sont calculées à partir des courbes de coefficients mises à l'échelle. Bien sûr, une hélice "carrée" 17x17 serait excessive en pratique, sans parler d'une 17x20 voire une 17x23. Elles auraient des rendements maximaux inférieurs à des rapports d'avance inférieurs à ceux indiqués ici. Mais cette *expérience théorique* ne fait qu'*illustrer* que même une hélice "parfaite" ne peut avoir plus de 83% d'efficacité maximale, et cela seulement à un rapport d'avance de 1.0, ce qui nécessite un pas excessivement élevé.

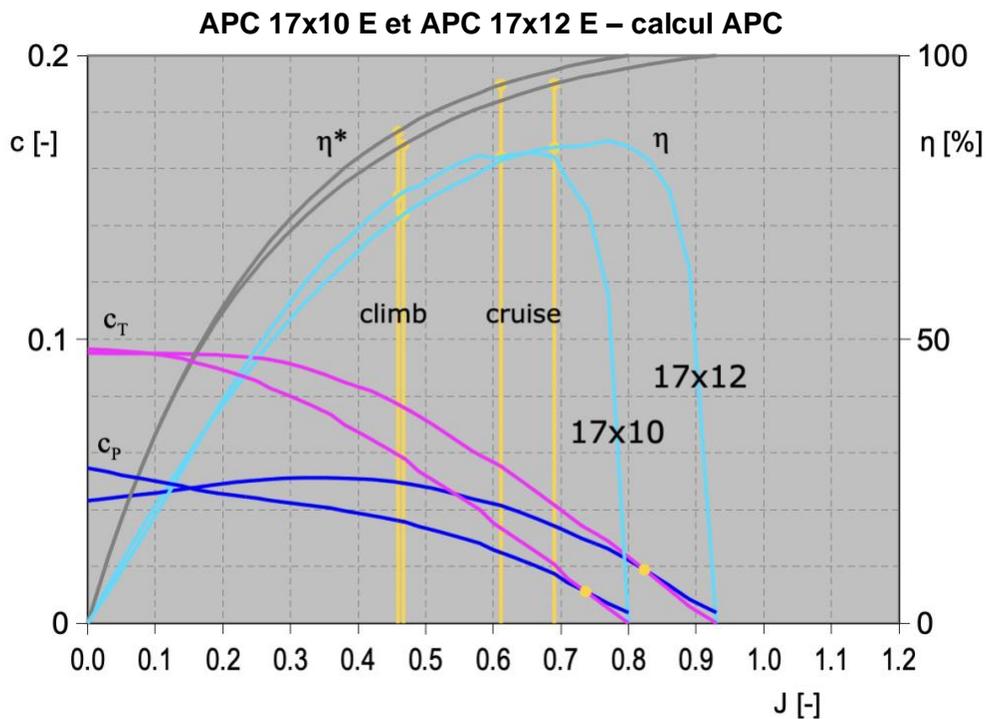
En pratique, un rapport pas/diamètre plus élevé que 0.7, celui de l'APC 17x12 E, n'apporterait guère une efficacité supérieure même avec une "meilleure" hélice. Mais là encore, l'APC 17x10 E ainsi que les variantes à pas fin de la 17 pouces de diamètre, 8", 7" et 6", ont en fait des rendements maximum *inférieurs*. Ainsi, la variante de pas par diamètre la plus élevée disponible semble supérieure – pour la vitesse de vol élevée, la croisière, et même pour la montée (mais pas pour la 3D).

Une explication naïve : Les courbes c_T et c_P se croisent quelque part. L'efficacité η est leur rapport multiplié par le rapport d'avance J, il est donc égal à J à l'intersection. Plus c'est proche du rapport d'avance maximum, plus le η maximum est limité par un J bas "à sa gauche".

Ou encore plus simple : Ils sont dans la plage J où le rendement de propulsion η^* est faible. C'est cependant @trop simpliste et nous devons connaître les cas opérationnels de *montée* et *croisière*.



Par un calcul "rapide et grossier" avec PropellerScanner et JavaProp, deux hélices de 17" avec des pas différents avaient été comparées pour le Sr Telemaster. Les valeurs des coefficients ainsi que les rapports d'avance sont encore plus exagérés que dans la section précédente.



Les deux mêmes les hélices ont été comparées à nouveau en appliquant les valeurs des coefficients calculées par APC, qui sont plus proches de la réalité (même si les courbes sont quelque peu ondulées).

Comme nous le savons depuis la section précédente, JavaProp surestime les valeurs des coefficients et surtout les rapports d'avance de manière à ce que les efficacités ne soient *pas* surestimées mais seulement à des rapports d'avance trop élevés. Les courbes C_T et C_P se croisent à des rapports d'avance plutôt faibles et les deux courbes de rendement η sont nettement éloignées l'une de l'autre et ont clairement valeurs maximales différentes.

Là encore, les calculs de coefficients effectués par APC surestiment légèrement les taux d'avance mais d'une manière dont l'efficacité est à *la fois* surestimée et à des taux d'avance trop élevés. Les courbes C_T et C_P se croisent à des rapports d'avance plutôt élevés et les deux courbes d'efficacité η sont proches l'une de l'autre et ont des valeurs maximales presque égales.

Les rapports d'avance en montée et en croisière respectifs sont connus à partir des calculs de performances. Dans les quatre cas (deux hélices, deux outils de calcul de coefficient), la vitesse *de croisière* avait été donnée à 12 m/s, à atteindre par un réglage de puissance approprié. Bien entendu, on a pratiquement la même traction ainsi que le même rendement de propulsion η^* . L'hélice 17x10, de plus petit pas, doit tourner plus vite que la 17x12 car elle n'y parvient qu'à des taux d'avance inférieurs. Les rapports d'avance en croisière des deux hélices sont plus proches si les coefficients calculés par APC sont utilisés mais ils sont encore dans la même gamme.

Les vitesses de vol en *montée* ont été les meilleures à partir des calculs de performances respectifs. Pour compenser les différences de pas, une batterie 5S était supposée pour l'hélice 17x10 mais une Batterie 4S pour la 17x12. Si les coefficients calculés avec JavaProp sont utilisés, les meilleures vitesses de montée avec les deux hélices sont égales (15 m/s) tandis que - par conséquent - les rapports d'avance respectifs sont clairement différents.

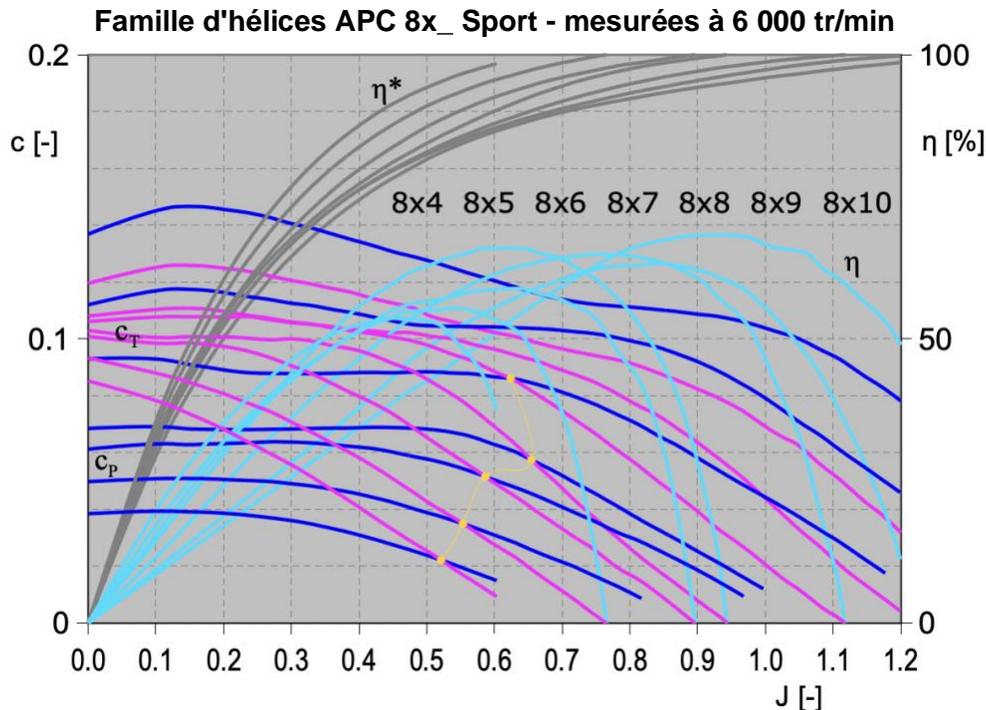
Inversement si les coefficients calculés par APC sont utilisés : les meilleures vitesses de montée sont nettement différentes (17,5 m/s pour la 17x10 ou 14 m/s pour la 17x12) tandis que - en conséquence encore une fois - les rapports d'avance sont presque égaux. A nouveau, les rapports d'avance en montée des deux hélices sont toujours dans la même gamme.

Si les coefficients calculés avec JavaProp sont utilisés, l'hélice 17x12 est nettement plus performante que la 17x10, aussi bien en croisière (69%/58%) qu'en montée (61%/54%). Si les coefficients calculés par APC sont utilisés, la 17x12 n'est que légèrement meilleure en croisière (84%/82%) et encore moins efficace en montée (72%/75%). Au vu des comparaisons précédentes, les valeurs d'efficacité dans le premier cas (JavaProp) sont probablement proches de la réalité alors qu'elles sont beaucoup trop élevées dans le second cas (APC). Les rapports d'avance respectifs sont trop élevés dans le second cas et beaucoup trop élevés dans le premier.

Tout ce qui fait qu'il est pratiquement impossible de prédire quelle hélice donnerait la meilleure efficacité sur le Sr. Telemaster. Une simple supposition est que la réalité pourrait être entre les deux, un compromis ou un mélange des deux cas : des ratios d'avance nettement inférieurs dans les deux cas et des valeurs d'efficacité semblables dans le premier cas se traduiraient par rendements *légèrement* supérieurs pour l'hélice 17x12 tant en croisière qu'en montée. Cela pourrait à son tour signifier que la différence d'efficacité est de peu d'importance dans la pratique et que la 17x12 peut juste être la meilleure hélice avec une batterie 4S et la 17x10 avec une 5S.

Il n'y a pas de solution car il n'y a pas de mesures en soufflerie pour l'hélice APC 17x10 E. Il n'y a qu'une analogie, c'est-à-dire plusieurs hélices de même forme et diamètre mais de pas différent, qui ont été mesurées en soufflerie. Ne connaissant pas les cas opérationnels de montée et de croisière, nous pouvons seulement comparer les courbes de rendements respectives η les unes aux autres.

Les hélices de même diamètre mais de pas différents sont vaguement appelés ici une "famille d'hélices". Celle avec le plus de membres (pas) mesurés à l'UIUC (par JB Brandt, M. Selig) est l'APC 8x_Sport. Leur conception est différente de celle des hélices APC E (Electric) mais la forme des courbes de coefficients mesurés est tout aussi complexe. Nous les comparons entre elles (membres de la famille) uniquement, cette comparaison semble donc significative :



Les courbes c_T ne se croisent pas comme dans l'expérience théorique ci-dessus. Il existe un motif irrégulier d'intersections de courbes c_T et c_P , la 8x7 dévie. Il n'y a pas d'intersection de courbe c_T et c_P du tout dans le cas des hélices 8x9 et 8x10.

En conséquence, le modèle des courbes d'efficacité η est irrégulier aussi. Les 8x4, 8x5, 8x6, 8x8 et 8x10 ont des rendements maximaux de plus en plus élevés à des taux d'avance de plus en plus élevés. En effet, il y a un avantage évident d'un grand pas par rapport à un pas plus fin. Mais la 8x7 a une efficacité maximale plus élevée que la 8x8 pourtant avec le même rapport d'avance que la 8x6 - exceptionnellement bonne. La 8x9 a une efficacité maximale inférieure à celle de la 8x8 tandis que la 8x10 a, comme prévu, le pic d'efficacité le plus élevé au taux d'avance le plus élevé.

L'un dans l'autre, il existe des différences notables de rendement maximal sur toute la plage de pas de la famille d'hélices, plus ou moins prévisibles par les outils de calcul. Il existe un membre exceptionnellement efficace ainsi qu'un membre moins efficace, et cela peut ou non être prévisible par un outil de calcul. Les hélices plus grandes et de conception différente (17 pouces électriques par rapport à 8 pouces sportives) ont tendance à atteindre des rendements nettement plus élevés, ce qui devrait être prédit par n'importe quel outil de calcul.

Ainsi, une règle "un pas plus élevé signifie une efficacité maximale plus élevée" s'appliquerait, mais il peut y avoir des exceptions "positives" qui la rendent inutile. La règle s'appliquerait aux vols à grande vitesse et de croisière, mais pas nécessairement à la montée. Les différences peuvent être minimes. Les hélices à pas fin avec une faible efficacité maximale sont de toute façon destinées à la 3D et aux applications similaires. Ensuite, l'efficacité en fonction du pas est relativement peu pertinente dans nos calculs car la conception et la taille (diamètre), la charge de puissance et la vitesse sont les facteurs les plus importants. Il semble n'y avoir aucun moyen d'identifier le membre le mieux adapté d'une famille d'hélices, du moins pas sans valeurs de coefficient mesurées pour la plupart de ses membres.

Pas d'Hélice

Pas est un terme général qui dépend du contexte. Dans la section Exemple d'hélice, il a été utilisé pour la définition la plus élémentaire, c'est-à-dire le pas local H . Le pas nominal d'une hélice H_n est souvent spécifié comme le pas local à 75 % du rayon de pale R . Il s'agit d'une définition "géométrique" signifiant la distance parcourue par l'hélice en un tour s'il s'agissait d'une "vis à air" parfaite et la ligne de corde du profil de la pale représenterait son pas de filetage.

Il existe également une définition "aérodynamique". Étant donné que la traction est générée par répulsion, il y a toujours un certain glissement, sauf lorsqu'aucune traction n'est générée à un certain rapport d'avance. A son tour, ce qui est en fait le rapport d'une vitesse de vol et d'une vitesse circonférentielle en bout de pale, est familièrement appelé "vitesse de pas". Non seulement cette vitesse caractéristique est connue à partir des calculs de performances, mais d'autres également. Ils peuvent être convertis en distance *réellement* parcourue en un tour et cela s'appelle aussi le Pas :

Type de Modèle	55" retro parkflyer	100" thermal glider	95" Sr. Telemaster
Hélice <i>Pas en pouces:</i>	Günther 6.9x6.3"	aero-naut 14x8"	APC 17x12 E
nominal	6.3 96%	8.0 98%	12.0 81%
Mesurée à 0.75·R	6.6 100%	8.2 100%	14.8 100%
à "Vitesse de pas"	5.8 88% 100%	9.7 119% 100%	16.7 113% 100%
à Vitesse maximale	4.5 69% 78%	9.1 111% 94%	13.6 92% 82%
en croisière	3.9 59% 67%	7.9 97% 81%	13.1 88% 79%
en montée	3.1 47% 54%	5.7 70% 59%	9.0 61% 54%

Le pas à 0.75·R utilisé ici est tel que "mesuré" par PropellerScanner à partir des vues de face et de côté de l'hélice et affiché dans JavaProp. Il est utilisé comme référence (100%) car les coefficients de l'hélice ont été calculés à partir de la géométrie mesurée et, à leur tour, les calculs de performances sont basés sur eux.

Dans le cas de l'hélice parkflyer, ainsi que dans celui de l'hélice de planeur, la valeur mesurée est assez conforme à la spécification (pas nominal). De toute évidence, la mesure de la géométrie de l'hélice du Sr. Telemaster ne s'est pas bien déroulée car son pas mesuré est considérablement plus grand que le nominal. Pourtant, les calculs de performance sont basés sur cela.

On s'attendrait à ce que l'hélice parkflyer avec son profil aérodynamique plat ait une traction nulle lorsqu'elle se déplace à son pas mesuré (géométrique) puisque les pales fonctionneraient alors à un angle d'attaque (AoA) nul. Son pas réel (aérodynamique) est cependant plus petit, probablement parce que sa *distribution* locale du pas est désavantageuse. Les deux autres hélices sont "meilleures" car elles présentent à la fois une distribution de pas local appropriée et des profils aérodynamiques à pales cambrées plus efficaces (qui ont un AoA négatif à portance nulle). Ainsi leur pas de traction nulle est sensiblement plus grand que leur pas nominal ou même mesuré.

Ce pas de traction nulle, également appelé "pas aérodynamique" ici, est utilisé comme une référence supplémentaire (100%) pour une comparaison de hauteur par ordre décroissant. À vitesse maximale de vol rectiligne et en palier, l'hélice fonctionne à haute vitesse de rotation et faible AoA. En vol de croisière, la vitesse de rotation est faible et l'AoA est plus élevé. En montée, l'AoA de la pale est encore plus élevé - bien que la vitesse de rotation soit élevée - car la traction est importante. Plus l'AoA est élevé, plus le plus le glissement est élevé et plus le pas réel est bas.

Cet *ordre* de pas est commun à toutes les hélices, mais les valeurs relatives peuvent être très différentes. Le pas aérodynamique d'une hélice peut même être supérieur à son pas géométrique (deuxième et troisième hélice) mais il peut aussi être plus faible (première hélice).

Une hélice "mieux conçue", comme la seconde, qui est d'ailleurs exploitée à relativement faible charge de puissance et à vitesse de vol élevée, a un pas aérodynamique relativement élevé. La troisième hélice, qui est également "mieux conçue", est exploitée à une vitesse de vol encore plus élevée mais avec une charge de puissance nettement plus élevée, de sorte leurs pas aérodynamiques relatifs ne sont pas aussi élevés. La première hélice, de conception "bon marché", est exploitée à une vitesse de vol lente et une charge de puissance substantielle, c'est pourquoi leurs pas aérodynamiques relatifs sont les plus bas de l'ensemble. Plus l'efficacité d'une l'hélice est grande – en raison de sa conception aussi bien qu'à la charge de puissance et à la vitesse de vol – plus grands sont les pas relatifs. En fin de compte, il semble que, selon efficacité, le pas aérodynamique peut être de 10% à 20% supérieur au pas géométrique. Ensuite, non seulement la "vitesse de pas" aérodynamique, mais même la vitesse maximale de vol en palier peut être supérieure à la "vitesse de pas" géométrique, mais uniquement avec un avion à faible trainée. Cela vaut même indépendamment de la qualité du calcul de coefficient d'hélice.

Il y a eu plusieurs lacunes dans le processus de calcul des coefficients pour l'hélice APC 17x12 E. Les photos de face et de profil sont évidemment inexactes. Traitées avec PropellerScanner, elles donnent même un pas de 14,8" à 0.75· R tandis que les très bonnes images prises à l'UIUC ne donnent que 13,6". Ensuite, il y a eu une erreur systématique dans l'utilisation de PropellerScanner car la géométrie "numérisée" à l'UIUC ne montre qu'un pas de 12,5" à 0.75· R ce qui est proche de la valeur nominale. Dans JavaProp, qui est déjà un outil simplifié, le profil de pale ARA D 6% au nombre de Reynolds 100 000 a été utilisé. Tout cela a exagéré les valeurs de pas géométrique et aérodynamique :

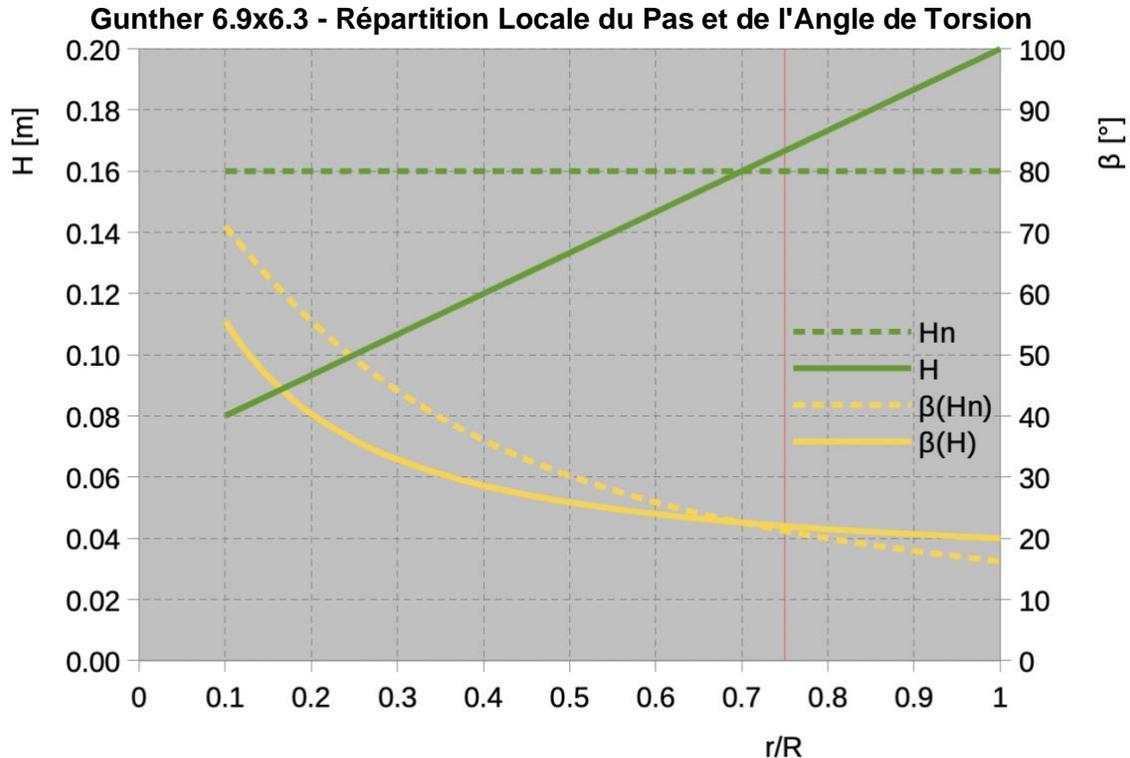
APC 17x12E	Géométrie "numérisée" UIUC	PropellerScanner à partir de photos
<i>Pas en pouces:</i>	mesures en soufflerie	JavaProp Calculs
nominal	12.0 96%	12.0 81%
mesuré à 0.75· R	12.5 100%	14.8 100%
à "vitesse de pas"	14.6 116% 100%	16.7 113% 100%
à vitesse maximale	11.8 94% 81%	13.6 92% 82%
en croisière	11.2 90% 77%	13.1 88% 79%
en montée	7.7 61% 53%	9.0 61% 54%

Les valeurs absolues sont en effet nettement inférieures si les calculs de performances sont effectués avec des coefficients d'hélice mesurés. Pourtant, la différence entre les pas aérodynamique et géométrique est encore plus grande, et les valeurs *relatives* ne diffèrent que de 0 à 3 %.

Cette comparaison des valeurs de pas s'affichent plus clairement (que dans la section Comparaison des coefficients) à quoi s'attendre de valeurs imparfaites de coefficient d'hélice : pour la traction nécessaire à certaines vitesses de vol, des vitesses de rotation trop faibles seront prédites par les calculs de performances. Les valeurs de couple et même de puissance seront moins affectées.

Répartition du pas

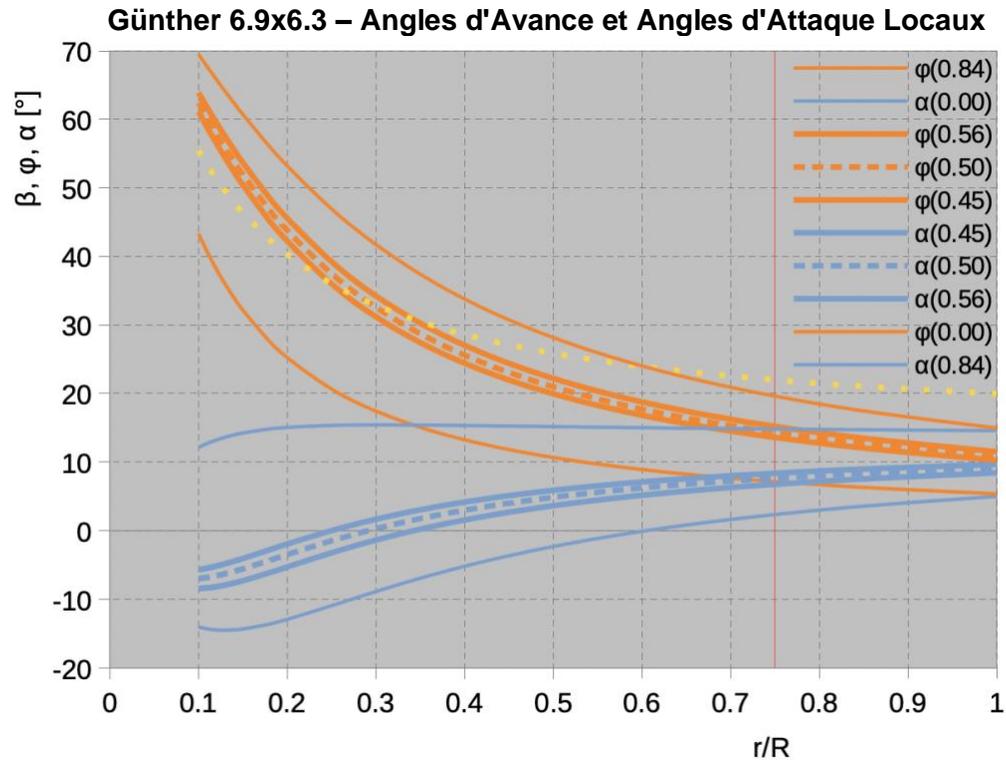
L'hélice "bon marché" de l'exemple a une forme en plan de pale elliptique et un profil aérodynamique de pale plat. Il a une singulière simplicité de répartition des angles de torsion et de pas sur le rayon de la pale, appelés angle de torsion et pas *locaux*. Les résultats de PropellerScanner (dans la section Exemple d'hélice) suggèrent une distribution du pas H comme indiqué ici :



C'est seulement à $0.70 \cdot R$ (pas à $0.75 \cdot R$ comme d'habitude) que le pas local H est égal au pas spécifié, ou pas nominal H_n . Ce pas, constant sur tout le rayon de la pale, se traduirait par angles de torsion $\beta(H_n)$, qui sont les "angles d'avance" locaux dans le cas où l'hélice avance à sa "vitesse nominale de pas". Puisque le pas local réel H est plus petit en dessous de $0.70 \cdot R$ et plus grand au-dessus, la valeur locale réelle des angles de torsion $\beta(H)$ sont, respectivement, inférieurs ou supérieurs aux angles d'avance locaux à la "vitesse de pas nominal". Dans ce cas, il y aurait des angles d'attaque locaux positifs α supérieurs à $0.70 \cdot R$ et négatif en dessous.

Si l'hélice avance à un certain rapport d'avance J , alors la distance h (aussi appelée pas ici) qu'elle parcourt en un tour est proportionnel (par le facteur J) à la distance parcourue circulairement en bout de pale dans cette rotation. Le rapport de ces deux distances est la tangente de l'angle d'avance φ , donc cet angle est l'arc-tangente du rapport. Comme la distance h est constante mais que la distance circulaire est proportionnelle au rayon, les angles d'avance locaux φ aux emplacements du rayon intérieur sont plus grands qu'en bout de pale.

En conséquence, les angles de torsion locaux $\beta(H)$ sont également un rapport arc-tangente du pas local H et de la distance parcourue circulairement à l'emplacement du rayon. Bien sûr, ce dernier est encore une fois proportionnel au rayon mais le premier n'est pas constant (comme h) donc la distribution de l'angle de torsion est même différente de la distribution de l'angle d'avance dans le cas de "vitesse de pas". À n'importe quel emplacement du rayon r/R , l'angle d'attaque local α est la différence entre l'angle de torsion $\beta(H)$ et l'angle d'avance φ .



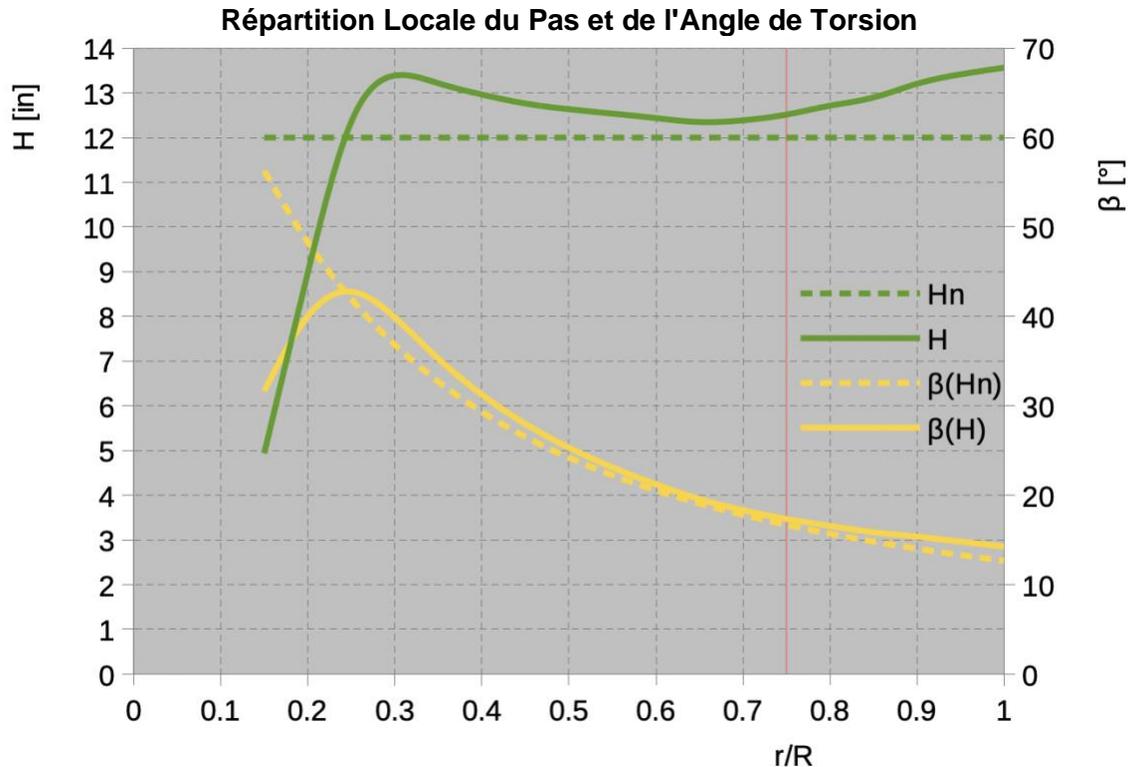
Dans ce diagramme, la distribution de l'angle de torsion $\beta(H)$ est répétée sous la forme d'une ligne pointillée jaune pour la rendre discrète. Il est utilisé pour soustraire différentes distributions d'angle d'avance φ pour des points de fonctionnement caractéristiques, donnant la distribution d'angle d'attaque α correspondant. Les distributions d'angle d'avance φ sont calculées en incluant un "rapport d'avance induit" pour tenir compte d'une vitesse de sillage moyenne. Cela donne des distributions d'angle d'attaque α qui sont au moins plus proches de la réalité que d'autres qui négligent du tout le sillage.

Ceci est particulièrement vrai dans le cas statique ($J = 0.00$) dans lequel l'angle d'attaque α est pratiquement le même sur presque tout le rayon. Il s'agit d'une approximation car la vitesse de sillage n'est en fait pas égale sur le rayon (mais plus petite vers le moyeu et en bout de pale). Néanmoins, il est intéressant de voir que, malgré une vitesse de sillage "statique" élevée, α vaut même environ 15° . Au moins, cela peut expliquer pourquoi les pales sont complètement décrochées à de faibles taux d'avance, comme JavaProp l'a indiqué.

Le cas contraire, traction nulle ou "vitesse de pas" ($J=0.84$), est tout aussi remarquable en ce que la partie extérieure la plus efficace de la pale ($r/R > 0.6$) a toujours un angle d'attaque α positif tandis que la partie intérieure l'a négatif. JavaProp dit que 22% de la pale est décrochée et cela doit être sa partie interne. Évidemment, les tractions locales positives et négatives s'équilibrent de sorte que la traction globale T est nulle. C'est inefficace et la raison pour laquelle la "vitesse de pas" de cette hélice est même *inférieure* de 8% à ce que son pas nominal permettrait.

Les cas de montée ($J=0.45$) et de croisière ($J=0.56$) délimitent la "bande" étroite dans laquelle l'hélice est exploitée. A titre indicatif, la ligne de tirets délimite la bande encore plus étroite ($J=0.45 \dots 0.50$) dans laquelle aucun décrochage de pale ne se produit (d'après JavaProp). L'angle d'attaque α est négatif dans les 30% intérieurs et non pertinents de la pale, et de plus en plus positif vers le bout de pale où il approche les 10° . C'est en dessous de la limite de décrochage du profil aérodynamique d'une plaque plate, il n'y a donc pas de décrochage de pale. À des rapports d'avance plus élevés, il doit y avoir un décrochage négatif au niveau des parties intérieures de la pale qui se déplacent lentement. Il ne semble pas y avoir là de justification évidente.

La "meilleure" hélice APC 17x12 E a une forme en plan de pale complexe et des profils aérodynamiques à pales cambrées efficaces. Sa géométrie a été méticuleusement "numérisée" à l'UIUC. Elle montre des distributions de pas H et d'angle de torsion $\beta(H)$ proches des distributions de pas nominal H_n et d'angle de torsion de pas nominal (ou angle d'avance "vitesse de pas nominal") $\beta(H_n)$:

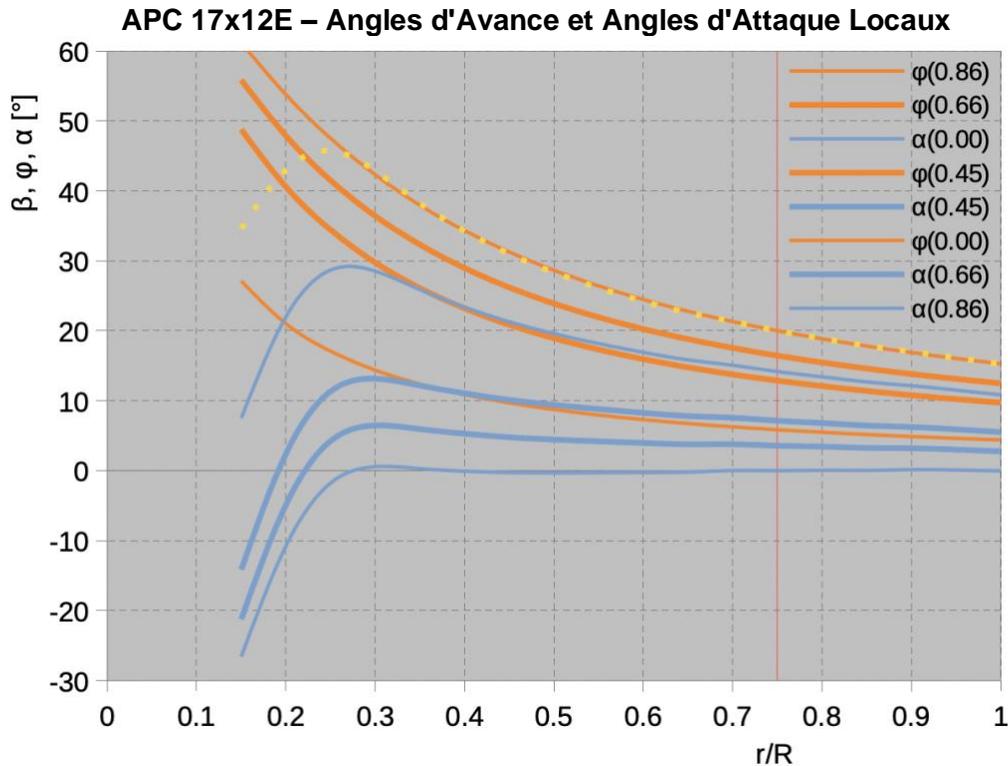


En dessous de $0.3 \cdot R$, le pas H et l'angle de torsion $\beta(H)$ chutent à une valeur faible. D'un "pli" à $0.3 \cdot R$, la pale est "tordue vers l'arrière" jusqu'à ce qu'elle atteigne le moyeu. Probablement parce que le moyeu est relativement mince (par rapport au diamètre) donc la pale doit se terminer par un angle de torsion faible. En tout cas, les 30 % intérieurs de la pale ne sont pas pertinents.

Nulle part dans la partie externe (plus de 70%) le pas local H n'est égal au pas nominal H_n , pas à $0.75 \cdot R$ non plus. Il est le plus faible à $0.65 \cdot R$ et augmente vers $0.3 \cdot R$. Comme la différence entre $\beta(H)$ et $\beta(H_n)$ le suggère, cela conduit à une augmentation de l'angle d'attaque géométrique α_{geo} et c'est probablement voulu.

Vers le bout de pale, H augmente aussi ce qui est en fait appelé un *wash-in* (vrillage positif) géométrique. D'habitude il y a du *wash-out* (vrillage négatif) en bout de pale (pour en éviter le décrochage) il n'y a donc pas de justification évidente dans la mesure où seule la géométrie est prise en considération.

L'angle d'attaque des profils aérodynamique cambrés des pales α_{aero} doit être pris en considération.



La distribution de l'angle de torsion local $\beta(H)$ n'est pas seulement répétée ici (comme une ligne jaune superposée en *pointillé*) mais est décalée vers le haut par l'angle d'attaque local à portance nulle α_0 , qui est négatif pour profils aérodynamiques cambrés. Du fait de cette forme cambrée, l'hélice avance "aérodynamiquement" plus rapidement que "géométriquement".

Sur leur page Web [Ingénierie](#), APC mentionne juste différents profils aérodynamiques du moyeu au bout de pale ou un wash-out (vrillage négatif) en bout de pale. En expérimentant, $\alpha_0 = -3^\circ$ s'est avéré être une bonne valeur dans l'ensemble puisqu'il rendait la distribution de l'angle de torsion $\beta(H)$ pratiquement conforme à la courbe de l'angle d'avance φ dans le cas de traction nulle ("vitesse de pas"), au moins de $0.3 \cdot R$ à $0.7 \cdot R$. De $0.7 \cdot R$ à $1.0 \cdot R$, il y avait encore du wash-in (vrillage positif) géométrique mais il pourrait être compensé en réduisant linéairement α_0 à -1° à la pointe, ce qui est équivalent au wash-out (vrillage négatif) aérodynamique (moins de cambrure en bout de pale).

Donc APC a peut-être conçu une constante de "pas aérodynamique" dans l'hélice, c'est-à-dire de $0.3 \cdot R$ à $1.0 \cdot R$ qui est en fait la partie fonctionnelle. Dans le cas "vitesse de pas" ($J=0.86$), l'angle d'attaque aérodynamique α est donc entièrement nul. Dans vol de croisière ($J=0.66$), α est partout positif mais plus grand vers le moyeu où la vitesse circulaire est plus lente, compensation qui semble appropriée. En montée ($J=0.45$), α monte jusqu'à 13° , ce qui est même possible sans décrochage, mais est encore simplement de $5,5^\circ$ en bout de pale. Seulement dans le cas statique ($J=0.00$), α passe de 11° à 29° donc il faut s'attendre à un décrochage important des pales.

Ceci n'est qu'une simple estimation puisque la vitesse de sillage (moyenne) a été supposée égale sur l'ensemble du disque d'hélice et le tourbillon a été entièrement négligé. Mais il pourrait se rapprocher de la réalité dans les cas de montée et de croisière et même être très proche dans le cas "vitesse de pas" : pas de sillage global, pas d'angles d'attaque local positif ou négatif non plus (sauf dans les 30 % intérieurs non pertinents), et pas de tourbillon.

Ceci illustre comment et pourquoi l'APC 17x12 E est une "meilleure" hélice que l'hélice jouet Günther "bon marché".

Théorie du Moment

Sur sa page Web "[How a Propeller Works](#)", Martin Hepperle esquisse un "flux d'air traversant une hélice". Le flux est accéléré par l'hélice ce qui engendre la traction répulsive T . Il est plus rapide que le flux d'air environnant et donc aussi appelé sillage. Il est comprimé alors qu'il est accéléré (car la pression est quasi constante), la moitié de l'accélération et de la compression ayant lieu devant l'hélice et l'autre moitié derrière. Ainsi, si la différence avec la vitesse anémométrique ambiante v loin derrière l'hélice est Δv , la différence lors du passage à travers le disque d'hélice est $\Delta v/2$. La loi de conservation de la quantité de mouvement permet décrire une équation pour la traction :

$$T = \frac{\pi}{4} D^2 \cdot \left(v + \frac{\Delta v}{2} \right) \cdot \rho \cdot \Delta v = \dot{m} \cdot \Delta v$$

Le premier terme est la surface du disque d'hélice, la seconde est la vitesse du sillage traversant le disque, donc leur produit est le débit volumique à travers l'hélice. Cela multiplié par la densité de l'air est le débit massique \dot{m} qui, multiplié par la différence de vitesse, donne la traction. Ceci à son tour est en fait calculé à partir du coefficient de traction :

$$T = c_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$$

Nous égalisons les deux formules, en omettant les termes égaux des deux côtés :

$$\frac{\pi}{4} \cdot \left(v + \frac{\Delta v}{2} \right) \cdot \Delta v = c_T \cdot n^2 \cdot D^2$$

Développement, remplacement de v par $J \cdot n \cdot D$, réorganisation et multiplication par 2 donne

$$\Delta v^2 + 2 \cdot J \cdot n \cdot D \cdot \Delta v - \frac{8 \cdot c_T \cdot n^2 \cdot D^2}{\pi} = 0 \quad \text{– une autre formule quadratique, avec}$$

$$k_1 = 2 \cdot J \cdot n \cdot D \quad \text{et} \quad k_2 = - \frac{8 \cdot c_T \cdot n^2 \cdot D^2}{\pi} \quad \text{comme ses constantes combinées}$$

Le discriminant est toujours négatif puisque nous ne considérons que des valeurs de variables positives :

$$\Delta = k_2 - \frac{k_1^2}{4} = - \left(\frac{8 \cdot c_T}{\pi} + J^2 \right) \cdot n^2 \cdot D^2 < 0$$

Il y a donc deux solutions possibles :

$$\Delta v_{1,2} = - \frac{k_1}{2} \pm \sqrt{\frac{k_1^2}{4} - k_2}$$

Δv_1 (avec racine carrée positive) est la bonne solution puisque Δv_2 serait négatif :

$$\Delta v = \left(\sqrt{J^2 + \frac{8 \cdot c_T}{\pi}} - J \right) \cdot n \cdot D \quad \text{apparaît comme une modification de} \quad v = J \cdot n \cdot D$$

Sous la racine carrée, le rapport d'avance J est complété par un terme étant essentiellement le coefficient de traction c_T . La soustraction de J ne laisse que ce complément à J , qui est multiplié par $n \cdot D$ pour donner la vitesse ajoutée dans le sillage, tout comme J est multiplié par $n \cdot D$ pour donner la vitesse anémométrique environnante. Ainsi, le terme entre parenthèses est en fait un rapport d'avance ajouté ΔJ , dont la moitié est ajoutée au niveau du disque d'hélice. Exactement comme une aile a un angle d'attaque induit supplémentaire lorsqu'elle produit de la portance, le rapport d'avance de l'hélice est augmenté d'un "rapport d'avance induit" lorsqu'il produit de la traction.

La puissance nécessaire pour accélérer le sillage est inévitablement dissipée. L'équation habituelle implique un débit massique et une différence de vitesse, mais en remplaçant les deux par la traction T (première équation ci-dessus) cela donne une équation plus illustrative :

$$P_{\text{diss}} = \frac{\dot{m}}{2} \cdot \Delta v^2 = T \cdot \frac{\Delta v}{2}$$

Cela signifie que l'hélice dissipe une puissance proportionnelle à la traction qu'elle produit et à la vitesse ajoutée au sillage lorsqu'il passe dans le disque d'hélice. Cela correspond à l'équation de la puissance de traction, qui est le véritable rôle de l'hélice :

$$P_{\text{traction}} = T \cdot v$$

Le rendement de propulsion η^* (qui porte bien son nom pour une hélice) est donc défini comme le rapport de puissance de traction (puissance effective) et puissance de traction plus puissance dissipée :

$$\eta^* = \frac{P_{\text{thrust}}}{P_{\text{thrust}} + P_{\text{diss}}} = \frac{T \cdot v}{T \cdot v + T \cdot \frac{\Delta v}{2}} = \frac{v}{v + \frac{\Delta v}{2}}$$

C'est l'explication classique du fait que la puissance de traction est produite plus efficacement en accélérant légèrement le sillage d'une grande hélice qu'en accélérant fortement celui d'une petite. Surtout à basse vitesse anémométrique v , la vitesse ajoutée au sillage Δv doit également être faible pour maintenir l'efficacité de propulsion η^* à un niveau raisonnable.

Remplacer v par $J \cdot \pi \cdot D$ et Δv par l'équation tracée ci-dessus donne :

$$\eta^* = \frac{J}{J + \frac{\Delta J}{2}} = \frac{2 \cdot J}{J + \sqrt{J^2 + \frac{8 \cdot c_T}{\pi}}} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{8 \cdot c_T}{\pi \cdot J^2}}}$$

Cela permet de calculer les rendements de propulsion η^* à partir de données mesurées ou calculées, et en fait cela a été fait pour les diagrammes indiqués dans les sections Comparaison des coefficients et Efficacité.

La troisième forme peut sembler plus élégante que la seconde mais il y aura une division par zéro si le rapport d'avance J est nul. Cela peut être évité en mettant à zéro le rendement de propulsion η^* pour un rapport d'avance nul J et en utilisant la troisième forme de l'équation pour les rapports d'avance J supérieurs à zéro. Quoi qu'il en soit, les valeurs sont supérieures à celles calculés par JavaProp, mais de 1,2% au maximum dans la partie médiane de la courbe.

Le soi-disant "rapport d'avance induite" a été utilisé à titre d'illustration (pour calculer les "angles d'avance" locaux φ) dans la section Répartition du pas :

$$J_i = \frac{\Delta J}{2} = \frac{1}{2} \left(\sqrt{J^2 + \frac{8 \cdot c_T}{\pi}} - J \right)$$

Alors que le l'hélice se déplace au rapport d'avance J par rapport au flux d'air libre, elle est en fait dans le sillage, qui est de $\Delta v/2$ plus rapide que le flux d'air libre environnant, ce qui est exprimé par le rapport d'avance induit J_i . L'hélice "glisse" dans le courant d'air, c'est ce qu'on appelle glissement, d'où le terme sillage. Les pales de l'hélice voient un angle d'attaque inférieur à celui correspondant au rapport d'avance du flux d'air libre J dû à la moitié de la vitesse de sillage ajoutée, c'est le rapport d'avance induit J_i .

À suivre...

Flux de travail

Séquence Tableur

Il y a trois modules de calcul, chacun dans l'une des trois feuilles de calcul interconnectées :

1. Caractéristiques électriques de moteur, régulateur de vitesse, batterie, câbles et prises; ainsi que la mécanique caractéristiques du moteur et de l'engrenage.
2. Caractéristiques aérodynamiques et mécaniques de l'hélice.
3. Caractéristiques de l'ensemble conduire en fonction de la vitesse de vol.

Et il y a trois autres modules/feuilles de calcul interconnectées facultatives :

4. Caractéristiques aérodynamiques (coefficients) du profil de l'aile.
5. Caractéristiques aérodynamiques de toute la cellule.
6. Caractéristiques de performance de l'avion en fonction de la vitesse de vol.

Le premier suffit pour trouver un moteur adapté ou de comparer différents moteurs pour un modèle. Les caractéristiques du moteur sont calculées pour deux cas : pleine puissance et puissance de croisière. Le dernier montre non seulement les performances caractéristiques de l'ensemble de l'avion, mais aussi aide à trouver une puissance de croisière appropriée pour le premier.

Il est typique de commencer un calcul complet avec des valeurs nominales spécifiées par les fabricants ou même avec des estimations, puis de l'affiner progressivement en ajustant les paramètres jusqu'à ce qu'il soit cohérent. Fondamentalement, il peut être calibré avec des valeurs mesurées. Celles-ci peuvent être publiées par les fabricants de composants, de sorte que le calcul est calibré pour le *type* de composant. Si le moteur est déjà à portée de main, il peut être mesuré pour calibrer des *échantillons* du composant spécifique, d'abord statique pour un vol inaugural en toute sécurité et enfin en vol juste pour être sûr.

Les feuilles de calcul sont dans un seul fichier dans le Microsoft® Excel® Office® - XLS format, qui devrait fonctionner dans LibreOffice Calc également (qui a son propre format ODS).

Exemple

Un exemple de prototype est la propulsion du Senior Telemaster *Plus* (la troisième comparaisons). Les feuilles de calcul peuvent être [téléchargées](#) à partir du site Web de l'auteur. Dans cette archive, il y a plusieurs calculs légèrement différents, en particulier avec un coefficient d'hélice calculé par le constructeur APC et un autre avec coefficient mesuré par Brandt et Selig à l'UIUC. Voir [page de téléchargements](#) de l'auteur pour plus de calculs de moteur.

Il y a aussi une explication complète des résultats du calcul - à la fois [performances de vol](#) et [caractéristiques de moteur](#) - sur Page Web de critique de l'auteur pour le modèle Senior Telemaster *Plus*

À suivre ...