Comment volent les ornithoptères

Aérodynamique et dynamique des grandes maquettes à ailes battantes

Horst Räbiger

Traduction Jean-Louis Solignac

Horst Räbiger
Auf der Schanz 27
D-90453 Nürnberg
Germany
.

Sommaire

Comment un ornithoptère fournit-il poussée et portance en dépit de directions changeantes des battements ? La réponse là-dessus est donnée sur la base de résultats connus de la recherche. A côté des propriétés aérodynamiques des battements en élévation et en abattée, on examine aussi la dynamique de l'aile battante.

Les relations sont décrites par des équations et des diagrammes. On peut ainsi conduire des calculs appropriés et développer des modèles spécifiques d'ornithoptères. Le tout est accompagné d'indications utiles provenant de la pratique du vol de maquettes d'ornithoptères.

Summary

How does an ornithopter create thrust and lift – despite alternating flapping directions? The answer is hereby given based on well-known results of research. Apart from the aerodynamics of up- and downstroke the dynamics of the flapping wing is also taken into consideration.

The correlations are described by equations and diagrams. Own calculations are made possible helpful for a specified development of ornithopter models. Furthermore you will find useful tips of ornithopter models in practice.

Samenvatting

Hoe creëert een ornithopter aandrijving en lift – ongeacht de wisselende slagrichtingen tijdens de vlucht? Het antwoord wordt hier gegeven op basis van goed onderbouwde onderzoeksresultaten. Afgezien van de aërodynamica van de op- en neergaande vleugelslag wordt er tevens rekening gehouden met de dynamica van de slagvleugels.

De verbanden worden beschreven met behulp van vergelijkingen en diagrammen. De zelf ontwikkelde vergelijkingen maken een specifieke ontwikkeling van ornithoptermodellen mogelijk. Tevens zult u nuttige tips vinden voor het ontwikkelen van praktische ornithoptermodellen.

Zusammenfassung

Wie erzeugt ein Ornithopter trotz wechselnder Flügelschlagrichtung Schub und Auftrieb? Die Antwort darauf wird hier aufbauend auf bekannte Forschungsergebnisse gegeben. Neben den aerodynamischen Eigenschaften von Auf- und Abschlag wird dabei auch die Dynamik des Schlagflügels berücksichtigt.

Die Zusammenhänge werden mit Hilfe von Gleichungen und Diagrammen beschrieben. Damit lassen sich eigene Berechnungen durchführen und Schlagflügel mit ihrem Antrieb gezielt entwickeln. Das Ganze ist mit nützlichen Hinweisen aus der Ornithopter-Modellflugpraxis angereichert.

Remarques préliminaires

Si on s'occupe pour la première fois de maquettes volantes en tant que constructeur, la question se pose aussitôt de savoir comment les modèles de la nature résolvent le problème du vol. L'imitation exacte du vol des oiseaux se heurte pourtant très vite à des limites d'ordre technique. Déjà rien que le travail d'orfèvre d'une plume d'oiseau laisse supposer quelle montagne d'invincibles difficultés serait à résoudre. A côté de telles difficultés, des relations très simples en apparence à concevoir, comme par exemple la course du mouvement d'une aile d'oiseau dans la direction du coup d'aile, ne se laissent pas si facilement décrire. On manque encore de solution technique là-dessus pour reproduire à peu près cette course. Le chemin pour développer un ornithoptère capable de voler selon la propre imitation des modèles biologiques est à coup sûr très onéreux.

Dans cette voie, il y a déjà la construction de toute une série d'ornithoptères qui utilisent le principe de l'aile battante mais qui travaillent seulement avec une voilure simplifiée à la manière d'une peau. Le profil de cet entoilage le long de l'aile ne peut pourtant jusqu'à présent n'être que très grossièrement adapté aux exigences de l'aile battante. De ce fait, les pertes, et avec elles aussi la fourniture nécessaire de propulsion correspondante, sont élevées. Malgré des avancées partiellement remarquables, cette direction du développement des ornithoptères en est encore à ses balbutiements.

Dans le présent volume, le problème de l'aile battante est maintenant traité de toute autre manière. On considère une aile battante simple, profilée, droite, d'un bel aspect technique. Par exemple se pose la question fondamentale de savoir quel doit être son mouvement pour que portance et poussée soient produites sans que l'écoulement ne décolle sur l'aile. En particulier, la disposition des moyens de calcul modernes doit conduire à des résultats utilisables, sinon optimaux. On examine aussi la dynamique de l'aile battante. On tire de là des conclusions pour contrôler ou utiliser les forces qui entrent en jeu.

En dépit de la manière fortement simplifiée de le considérer, le thème de l'aile battante reste à aborder sous de nombreux aspects. A côté du thème central de l'aérodynamique, voisinent la dynamique, la technique mécanique et la bionique. Les mathématiques relient tous ces domaines. Il est donc incontournable- et c'est le propre de ce travail – de concrétiser par des équations et des chiffres quelques comportements. Point n'est besoin pour autant d'être un mathématicien pour la compréhension de ce livre. Les formules sont relativement faciles à comprendre. On peut les utiliser sans connaître beaucoup plus que les quatre opérations et les fonctions circulaires. En outre, les relations sont décrites en détail et leur compréhension est facilitée par de nombreux diagrammes et figures.

Le modèle mathématique ici proposé ne représente qu'une grossière approche de la réalité du modèle construit. Il n'est valable que dans les conditions quasi-stationnaires et n'est pas encore reconnu représenter « l'état de l'art ».Il doit encore faire ses preuves. Beaucoup de questions concernant l'aile battante sont encore inexplorées. Si on ne se laisse pas effrayer de cette considération, on obtient déjà avec la mise en œuvre du calcul ici présentée des résultats bien plausibles, qui se font développer plus avant par un couplage en retour avec les résultats de la recherche pratique.

Cette attitude purement technique n'interdit pas de s'émerveiller des modèles de la nature. Au contraire. Plus on est aux prises avec la matière, plus on observe avec étonnement la façon dont les oiseaux utilisent de façon admirable les principes et les avantages physiques. On acquiert en outre par les observations qui s'affinent au cours du temps et par les résultats de la recherche biologique

une nouvelle instigation pour des idées qui conduisent plus loin. C’est justement l’alliance de la nature et de la technique qui rend si attrayant le hobby des ornithoptères.

Les relations et les calculs présentés fournissent à partir des expériences qui ont eu lieu jusqu’ici une bonne base pour la construction des ornithoptères. Ils ne peuvent toutefois donner que le but de la construction. Beaucoup de voies y conduisent. C’est à peine s’il existe un autre domaine professionnel qui fournisse au constructeur – en dépit de toutes les lois de la nature – encore autant d’espace de liberté, que la construction d’un ornithoptère. La nature offre là-dessus des exemples innombrables.

La documentation photographique montre mes ornithoptères EV6 et EV7, applications pratiques de la démarche de calcul présentée ici. Avec ces ornithoptères une série de vols ont été réalisés avec des succès divers. Les départs se faisaient soit dans une pente, soit lachés vers le haut. Avec l’aide de la télécommande, on pouvait à volonté passer du vol plané au vol dynamique. Les problèmes de vol rencontrés ne sont pas ici secrets mais ils sont analysés.

La qualité de l’accord entre le vol expérimental et la prévision du modèle de calcul reste sans aucun doute incertaine. Malgré tous les efforts déployés pour ajuster théorie et expérience, des mesures précises seraient encore nécessaires pour se prononcer à ce sujet. Les idées que l’on peut se faire de l’allure expérimentale du vol à l’aide de la théorie sont déjà bien plausibles. On a ainsi la façon de faire les améliorations nécessaires à la construction des ornithoptères.

Les propositions de correction du contenu de ce qui suit sont toujours bienvenues de la part de l’auteur.

Remerciements

Mes remerciements particuliers vont à Jean-Louis Solignac à Versailles. Il a traduit le Handbuch en français et s’est investi avec ardeur et persévérance dans un travail présentant de multiples aspects manquant parfois de rigueur dans leur présentation. Avec son soutien amical et compétent, ses nombreuses remarques, esquisses et suggestions j’ai pu corriger quelques erreurs et entreprendre toute une série d’améliorations (versions du Handbuch de 1.1 à 6.2). Les échanges approfondis de points de vue étaient très intéressants et instructifs. Jean-Louis a beaucoup contribué à l’amélioration du Handbuch par ses connaissances professionnelles en tant qu’aérodynamicien et par son expérience.

Jean-Louis Solignac, Maître de Recherche, était Chef de Division Adjoint "Aérodynamique Fondamentale" de la Direction Aérodynamique de l'O.N.E.R.A. (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales).

Table des matières

Page

1 Principe de fonctionnement de l'aile battante

Avec une aile battante, il y a simultanément à l'action de la portance les actions de la poussée et de la résistance. Ces forces s'influencent mutuellement et changent en outre dans le temps et l'espace au cours d'une période de battement. Il s'ensuit qu'élévation et abattée en particulier agissent en sens inverse sur la poussée. Les relations sont donc assez complexes. Pour mettre en lumière le phénomène fondamental au cours d'une période, il a semblé opportun de s'en tenir d'abord aux conditions simples d'une aile droite, non effilée, battant lentement.

Ici dans le premier chapitre on traite d'abord les actions du mouvement de battement sur la poussée qui proviennent des lois connues de l'aile portante usuelle. On traite en outre le flux d'énergie qui en dépend. Il s'ensuit alors nécessairement le principe de fonctionnement d'une aile battante dans des conditions quasi-stationnaires.

On n'en vient pas encore à introduire le cas des changements de forces le long de l'envergure et au cours d'une période de battement. Pour donner une vision claire du principe de fonctionnement de l'aile battante, il suffit de considérer les forces en un endroit de l'aile, sensiblement au milieu de l'envergure et à mi-battement. C'est valable de la même manière tout le long de l'aile.

1.1 Forces sur l'aile portante

Pour établir la nomenclature utilisée ici, on considère tout d'abord un point d'une aile portante droite classique. Le schéma vectoriel suivant en rend compte.

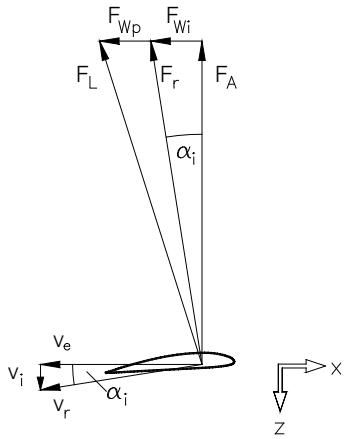


Fig. 1.1 forces et vitesses en un point de l'aile

Toutes les forces sont désignées par le symbole « F » correspondant au système international (SI). Ceci est contraire aux symboles en usage en aérodynamique ou en aéromodélisme. Là, par exemple, on emploie seulement « A » au lieu de F_A pour la portance. Avec l'aile battante, il y a maintenant beaucoup d'événements qui sortent du domaine spécifique de la dynamique. Toutefois le Système d'Unités International est valable. Pour éviter des conflits entre les systèmes de représentation il s'est avéré opportun de donner la priorité au Système d'Unités International avec les unités légales. On cherche ici toutefois à rendre les notations aérodynamiques reconnaissables au moins en index.

Sur la figure précédente sont représentés les vecteurs forces et vitesses. Pour chacune de ces grandeurs il y a une échelle propre de grandeur. Il est important toutefois que leur mise en place soit en relation mutuelle. Les vecteurs de la force de portance F_A et de la vitesse effective v_e de l'écoulement se situent à

90° l'un de l'autre. De même la traînée induite F_{wi} et la vitesse induite v_i. La résistance de profil a la même direction que la traînée induite.

1.2 Composantes des forces dans le mouvement de l'aile battante

Les phénomènes aérodynamiques qui interviennent sur les ailes qui battent relativement lentement des plus gros modèles d'ornithoptères correspondent sensiblement à ceux de l'aile portante. C'est uniquement dans le cas des grandes fréquences de battement qu'il y aurait lieu de prendre en compte dans la fourniture des efforts les conditions non stationnaires des écoulements d'air qui changent rapidement.

Quand l'aile exécute un mouvement d'aile battante, il faut considérer en tout point, en plus de la vitesse de vol v_x la vitesse de battement, soit la vitesse latérale v_u. Les deux vitesses donnent ensemble la vitesse v_b du point de l'aile envisagé. Les vecteurs v_b et v_x diffèrent de l'angle δ (Delta) d'inclinaison du trajet du point considéré de l'aile.

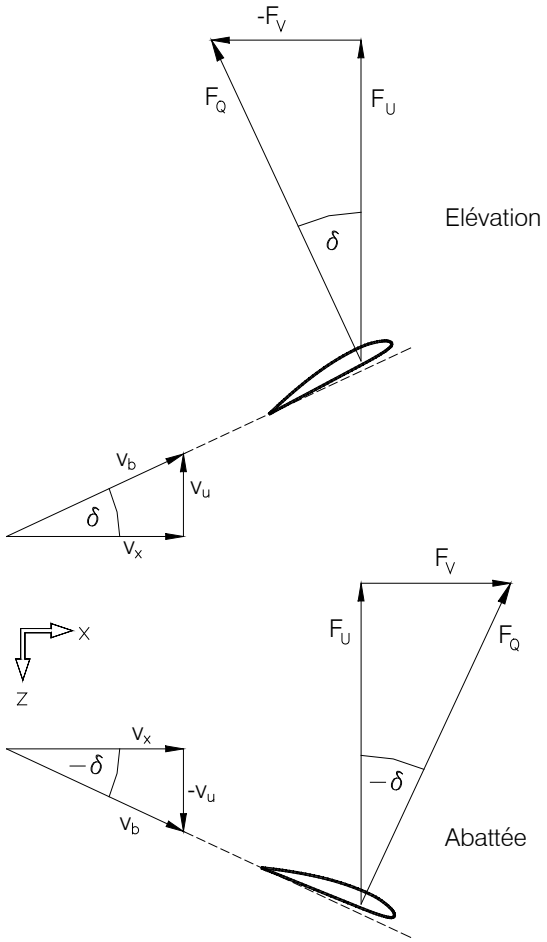


Fig. 1.2 Forces et vitesses en un point de l'aile (sans traînée de l'aile)

Pour exposer clairement le principe de fonctionnement de l'aile battante, on a négligé sur la figure précédente la traînée de profil et la traînée induite. Le profil, ou encore l'aile, travaille pour ainsi dire sans perte.

La force normale à la direction de l'écoulement est désignée en tant que « portance » F_A. Par suite de l'augmentation de la vitesse latérale v_u vers la pointe de l'aile, la direction de cette force pour l'aile battante n'est pas partout la même. Elle est plus ou moins inclinée sur la direction du vol. Il en résulte que la forme en V de l'aile et avec elle son inclinaison sur le plan x-z du corps changent au cours du battement d'aile. Au final, la valeur de la force disponible réellement en tant que portance pour l'appareil

volant est donc à coup sûr nettement plus faible que celle qui est ici représentée. Sa désignation en tant que force de portance peut donc conduire à une erreur de compréhension. Eu égard à la littérature correspondante (Clauss, 1968; Oehme, 1965) on utilise donc pour la force aérodynamique transversale par rapport à la direction de l'écoulement en un point de l'aile battante la désignation « force transversale » F_Q.

Dans un mouvement de battement la force transversale tourne de l'angle δ. En outre la direction de la rotation dépend du sens du battement. Si on restreint le vecteur normal F_Q à ses composantes dans le plan z-x, on obtient la force latérale F_u tangente au mouvement circulaire de l'aile battante, et la force de poussée F_v :

$$F_U = F_Q \cdot \cos\delta \tag{1.1}$$

$$F_V = -F_Q \cdot \sin\delta \tag{1.2}$$

La force de poussée vers l'avant F_v se manifeste lors de l'abattée dans la direction du vol et a un signe positif dans le système de coordonnées choisi. Lors de l'élévation, cette force est dirigée vers l'arrière. Elle agit en tant que résistance en sens inverse du mouvement. Dans le système de référence elle a dans ce cas un signe négatif.

Les composantes sur x et z de la force transversale sont vues plus haut seulement du point de vue aérodynamique. Pour comprendre le flux énergétique au cours du mouvement de battement, il faut aussi les envisager du point de vue dynamique. Les expressions travail, énergie, puissance sont employées à cette fin. Il faut ici en donner une courte définition.

- Quand une force se déplace, elle produit un travail
- Par énergie, on entend la capacité d'exercer un travail. Cette possibilité de travail a les dimensions d'un travail. En particulier, on a recours aux formes suivantes d'énergie :
  - énergie potentielle, ou énergie de situation
  - énergie cinétique ou énergie de mouvement,
  - énergie d'extension ou énergie de déformation
- Par puissance, on entend le travail dans le rapport au temps nécessaire à son exécution ou travail par unité de temps.

En outre dans ce qui suit - pas seulement pour la recherche du bilan énergétique- les deux phases du fonctionnement de l'aile battante, soit élévation et abattée, sont traitées séparément. Chaque phase de fonctionnement occupe tout le mouvement de battement d'une position extrême de l'aile à l'autre. Pour expliquer le principe de l'aile battante il ne faut pas tout de suite en venir à la totalité du mouvement. Il suffit de considérer les relations à un instant du mouvement. Pour cela on peut se figurer par souci de simplicité que cet instant est juste celui pour lequel l'aile passe en position étendue au milieu du battement.

1.3 Abattée

La nature énergétique de la force propulsive F_v lors de l'abattée est mise en évidence sur la figure 1.2 par une simple relation géométrique. On a :

$$\frac{-v_u}{v_x} = \frac{F_V}{F_U} \tag{1.3}$$

$$F_U \cdot (-v_u) = F_V \cdot v_x \tag{1.4}$$

D'où

Force latérale x vitesse latérale = force de poussée x vitesse de vol

Le produit « force x vitesse » des deux côtés de l'équation donne toujours une puissance. Le produit de la puissance de battement du côté gauche de l'équation doit provenir du dispositif moteur. Il s'exerce avec la vitesse latérale contre la force latérale.

Le produit qui figure à droite est la puissance de vol qui en résulte, apportée avec la force de poussée. La force de poussée travaille dans la direction de l'écoulement. Dans le cas idéal sans perte, on peut donc écrire :

Puissance motrice = Puissance propulsive

Le travail de l'abattée correspond ainsi à celui d'une hélice propulsive.

1.4 Elévation

Si on transpose à l'élévation de l'aile les considérations précédentes, il est particulièrement important de préciser le sens des mouvements et des forces.

La vitesse latérale v_u est maintenant dirigée vers le haut et elle a un signe positif. La force latérale F_u garde sa direction et conserve un signe positif. La vitesse de vol v_x reste aussi positive dans la direction du vol. La force de poussée F_v est en revanche dirigée vers l'arrière. Elle agit comme une résistance et a maintenant un signe négatif.

$$F_U \cdot v_u = (-F_V) \cdot v_x \tag{1.5}$$

Il s'ensuit de chaque côté de l'équation un changement de signe en sens contraire de l'abattée. En dynamique, un changement de signe à l'intérieur d'un système mécanique signifie le renversement du flux d'énergie. Ce flux s'est donc inversé dans l'élévation en sens contraire du cas de l'abattée tant dans le sens du vol que dans celui du battement. Qu'est-ce que cela signifie ?

La réponse est assez simple pour ce qui est du bilan d'énergie dans la direction du vol. La force F_v dirigée en sens inverse du mouvement freine le modèle. Il devient plus lent. L'énergie cinétique de la masse du modèle devient plus petite. Au contraire du cas de l'abattée, lors de l'élévation, de l'énergie est tirée de la masse du modèle. Mais où va cette énergie ? D'après la loi de conservation de l'énergie, elle ne peut certes pas tout bonnement disparaître.

L'énergie qui provient de la masse du modèle ralenti dans la direction du mouvement est transformée tout d'abord en en mouvement de battement transversal au mouvement de vol. Cette énergie se présente là comme le produit d'une force et d'une vitesse transversales. Ce travail est accompli par le moment des forces de battement de l'aile et non pas par le dispositif de propulsion. Lors de l'élévation, l'aile battante soumise au courant d'air est l'élément moteur, au moins tant que prédomine le moment de battement des

forces latérales positives. L'aile battante travaille ainsi lors de l'élévation comme un convertisseur de l'énergie du vent soit comme un moulin à vent.

Pour surmonter les résistances de l'écoulement ou aussi pour réaliser le vol ascensionnel le rôle d'hélice de l'abattée doit l'emporter sur celui de moulin à vent de l'élévation. Celui-ci est obtenu en particulier pour diverses répartitions de la portance. Dans le chapitre suivant, la question est traitée de plus près.

1.5 Le cycle énergétique de l'aile battante

Pour que le flux d'énergie lors de l'élévation se produise comme on l'a décrit plus haut, il faut élaborer des hypothèses mécaniques précises. Si on considère la force latérale de l'aile comme force active, il faut concevoir aussi une force de réaction. Une force doit exister contre le mouvement de battement, qui d'abord et avant tout rend possible au cours de cette phase le déplacement de la force transversale. Le mouvement d'élévation de l'aile doit ainsi de quelque manière être ralenti. Quand cela se passe avec des vrais freins la puissance de battement n'est changée qu'en énergie de chaleur des dispositifs de freinage. Elle est alors à peine plus utile.

Au lieu d'utiliser des freins, on peut aussi contenir le mouvement de battement avec la force d'un ressort. Celui-ci doit être agencé de façon à se tendre lors de la phase d'élévation. Ce résultat peut être obtenu avec des ressorts travaillant en traction, en compression ou en torsion. L'énergie du mouvement d'élévation de l'aile est alors stockée dans le ressort pendant la phase d'élévation sous forme d'énergie de tension.

Ce procédé a vis-à-vis des freins un avantage décisif. Par la tension du ressort l'énergie délivrée est stockée. Le ressort tendu soutient le mouvement de battement lors de l'abattée qui suit. L'énergie de tension du ressort peut ainsi être transformée en énergie de propulsion. Les ressorts en tant qu'emmagasinant de l'énergie sont donc un moyen de transférer de l'énergie de la phase de l'élévation à celle de l'abattée. Comme les ressorts sont utilisés, ainsi qu'on va encore le montrer par la suite, en priorité pour balancer ou compenser les forces de portance ou les forces transversales, ils sont désignés comme « ressorts de compensation ».

Pour se familiariser davantage avec le flux d'énergie, il faut en suivre le cours sur une période complète du battement à l'aide d'une expérience imaginée sur une maquette. A cette fin sont modifiées de façon particulière et simplifiées les conditions d'expérience d'un ornithoptère en vol horizontal.

Tout d'abord dans ces conditions de vol une faible poussée est nécessaire. Les répartitions de portance lors de l'élévation et de l'abattée diffèrent donc peu de celles du vol plané. D'après la considération suivante on suppose même aussi que la portance ne change pas au cours du battement. Pendant toute la durée de l'expérience une répartition de portance par exemple elliptique doit subsister. Celle-ci agit vers le haut dans la position étendue de l'aile pour chaque moitié de l'aile avec la moitié de la force de portance F_A. La force de pesanteur F_{GM} du modèle tire vers le bas sur son corps (image suivante).

Dans ces conditions, il est facile de voir qu'un couple constant de forces autour de l'articulation de l'aile tend à la redresser vers le haut. Ce moment doit être compensé de sa valeur de chaque côté de l'aile par exemple par l'adjonction d'un ressort. Le moment du ressort doit donc de même être constant, indépendamment de l'angle de battement. Des conditions de cette nature sont réalisées par des ressorts à très faible tau de compression et de très petits angles de battement.

Le moment des ressorts équilibre dans toutes les positions de l'aile le moment des forces de portance. Il s'ensuit que les ailes restent fixes en toute position quand on les bouge en vol à partir de leur position étendue.

Les forces de portance de chaque côté du corps s'élèvent normalement toujours davantage l'une contre l'autre avec l'augmentation de la disposition en V de l'aile. Néanmoins cette circonstance doit être ici négligée. A tout le moins cet effet est-il insignifiant au voisinage de la position étendue de l'aile. Dans les conditions décrites de l'expérience dans la situation immobile de l'aile ou bien dans le cas d'un mouvement lent, il y a lieu d'égaler la force latérale F_u et la force de portance F_A.

Sur la figure suivante est représenté un exemple de principe d'agencement correspondant d'un ressort. Il s'agit de la coupe d'un ornithoptère théorique dans la région de l'aile. On imagine la mise en jeu du vol d'une aile battante compensée de cette façon.

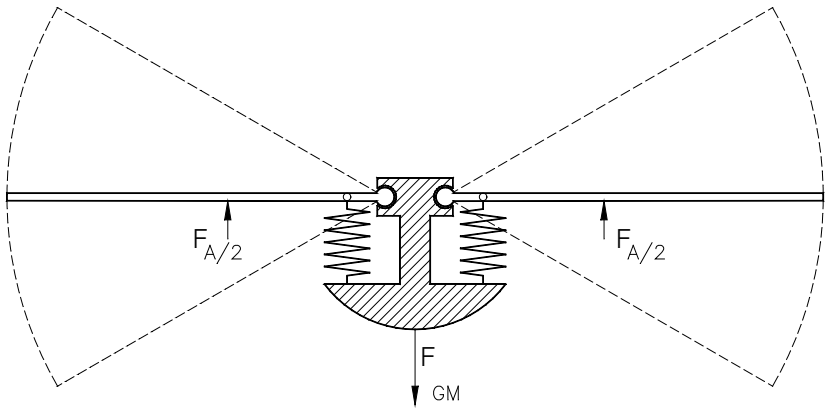


Fig. 1.3 Coupe d'un ornithoptère

- En situation de départ, la maquette doit se trouver avec les ailes déployées en vol plané, libre, stationnaire. La masse du modèle possède avec sa vitesse une certaine énergie cinétique. Cette énergie est vite diminuée par l'action de la traînée, si elle n'est pas compensée par l'énergie potentielle de la masse du modèle, donc par une perte d'altitude.
- Laissons par la pensée le modèle évoluer avec son angle de plané, les ailes se mouvant lentement vers le haut. Sous l'effet des efforts compensateurs des ressorts et de la portance aucune dépense d'énergie provenant d'un moyen de propulsion n'est nécessaire.
- Du mouvement de battement résulte une force de poussée en sens inverse du vol (voir Fig.1.2). Un trajet s'effectue d'une force en sens inverse du vol et ainsi s'accomplit un travail résistant. L'énergie exigée pour cela est tirée de l'énergie cinétique de la masse du modèle. Le modèle ralentit.
- Dans la phase d'élévation, les ressorts compensateurs se tendent. L'énergie fournie alors est transformée en travail de déformation et emmagasinée en énergie de tension dans les ressorts compensateurs.
- A la fin, les ailes sont à nouveau en mouvement vers le bas jusqu'à la position extrême. Pour cette abattée aucune énergie supplémentaire n'est nécessaire. Les efforts sur l'aile sont effectivement compensés en permanence. Cette phase du battement résulte des efforts de portance. L'énergie requise provient de la tension des ressorts de compensation.

- Au cours de l'abattée l'aile battante transforme le travail de battement en travail de poussée. Une poussée positive en résulte. La masse du modèle est à nouveau accélérée. Elle récupère dans le cas idéal sans aucune perte sa vitesse initiale, soit l'énergie qu'elle avait au départ.

Voilà décrit à gros traits le transfert réciproque des différentes formes d'énergie au cours d'une période de battement au cours de l'expérience ci-dessus imaginée de façon idéale. Ces formes d'énergie font partie d'un cycle qui commence avec l'énergie cinétique du modèle et qui cesse de nouveau avec cette forme d'énergie. Le recours à une énergie motrice étrangère à l'aile battante n'est pas nécessaire.

Dans les conditions décrites de l'expérience il n'y a pas de correction de l'angle de plané du modèle. Un ornithoptère ne deviendra pas pour autant avec ce cycle énergétique un mobile en mouvement perpétuel. Au contraire. Dans la réalité le cycle se charge de pertes. En outre, la part d'énergie qui est récupérée dans la phase d'élévation est dans la pratique relativement faible. Ce qui néanmoins devait être mis en évidence, c'est que l'énergie liée à la poussée négative lors de la phase d'élévation de l'aile ne devait pas être perdue. Avec un dispositif approprié, on peut bénéficier de cette énergie lors de l'abattée. On réduit ainsi l'énergie motrice nécessaire à l'abattée.

La force de poussée F_v sur la figure 1.2 devrait être désignée à proprement parler en tant que « force de travail ». Comme elle est considérée de façon prépondérante d'un point de vue aérodynamique et qu'elle s'exerce lors de l'abattée en tant que force propulsive, la désignation de « poussée » utilisée jusqu'à présent doit être conservée.

Tant que l'on considère isolément les phases de battement, on emploie aussi la désignation « résistance au travail » pour la force de poussée négative de la phase d'élévation. Ce terme fut introduit par Otto Lilienthal et il traduit bien la description des relations.

Du point de vue de la dynamique, viennent aussi à l'esprit pour la résistance au travail les termes « composante aveugle » ou « résistance aveugle » comme en électronique. Ce vocable est utilisé quand une résistance correspondante conduit à un courant pulsé renforcé, alors que ne change pas la consommation de l'énergie active.

Avec l'aile battante aussi pulse de façon alternative entre l'élévation et l'abattée un volume d'énergie en rapport avec la résistance aveugle. Si dans ce cas le moment de battement de l'abattée s'élève, il en va de même pour la part d'énergie de la phase d'élévation emmagasinée dans les ressorts de compensation. Avec l'énergie propulsive ainsi renforcée la résistance aveugle de la prochaine phase d'élévation est surmontée. Un supplément d'énergie motrice ne devient donc pas nécessaire.

Tant que la phase d'élévation dans l'ensemble fonctionne comme moulin à vent et que la puissance énergétique est restituée pour la phase de l'abattée, on peut désigner cette puissance par « puissance aveugle ». La puissance totale fournie lors de l'abattée est alors une « puissance apparente ». La puissance propre de l'abattée « puissance effective » est plus petite. Elle vaut

Puissance apparente = puissance effective + puissance aveugle

Dans l'agencement idéalisé de l'expérience précédente, la puissance effective est nulle. Seule pulse la « puissance aveugle ».

1.6 Possibilités supplémentaires d'utiliser l'énergie de l'élévation

L'utilisation de ressorts de compensation pour des ailes battantes mécaniques n'est pas nouvelle. Déjà Otto Lilienthal les a proposés pour restituer de l'énergie. Des éléments à ressort ont toujours été réintroduits dans les ornithoptères plus récents et réalisés selon les variantes les plus diverses. Le procédé décrit par Lilienthal pour récupérer l'énergie du battement d'élévation n'a pourtant pas été à nouveau mentionné. Uniquement l'amortissement dans la fourniture d'énergie de propulsion entre l'élévation et l'abattée est toujours à nouveau mis en avant quant il s'agit des ressorts compensateurs. Ceci est pourtant un effet second des ressorts de compensation. Il sera décrit dans le prochain paragraphe de façon encore plus précise.

Dans le cas des ailes biologiques il n'y a pas, à ma connaissance de dispositif de compensation comparable. Des dispositifs à ressort faciliteraient, vu l'avantage de la fourniture d'énergie, la représentation que l'on se fait de la possibilité pour quelques catégories d'oiseaux de naviguer des heures, voire des jours durant. Il faut également là de grandes forces pour maintenir l'extension des ailes. Si celles-ci sont mues par des muscles normaux, il faut uns somme d'énergie considérable même pour des ailes qui restent tranquilles (Nachtigall 1977). On maintient seulement un moment les bras étendus à l'horizontale, pour ne pas parler du poids propre du corps au soutien des bras horizontaux étendus. La disposition de ressorts pourrait par contre maintenir les ailes étendues sans dépense d'énergie. Peut-être y a-t-il dans les différentes fibres musculaires du muscle qui travaille dans l'abattée (Oehme 1968) une espèce qui reçoit lors d'une excitation nerveuse les propriétés d'un caoutchouc sous tension. Cet état de tension se maintient en vol plané avec aussi peu d'énergie que l'on veut et il fait effet de ressort de compensation en vol dynamique.

A propos de l'explication du vol des oiseaux, on présente une autre manière d'utiliser l'énergie de l'élévation de l'aile (v. Holst, 1970; Herzog, 1968; Nachtigall, 1985). L'aile est d'abord partagée en deux parties le long de l'envergure. La partie près du corps est désignée comme « aile de bras » et celle qui se trouve vers l'extérieur comme « aile de main ». La limite se trouve au niveau de « l'articulation de main » à peu près au milieu de l'envergure. Au cours de l'élévation, il doit se produire une portance positive pour l'aile de bras et négative pour l'aile de main. Les deux sections de l'aile produisent de cette façon des forces transversales soit des moments de battement en opposition. Dans le cas particulier où les moments s'équilibrent lors de la phase d'élévation, l'aile est mise en mouvement vers le haut sans effort, en l'absence de ressort de compensation.

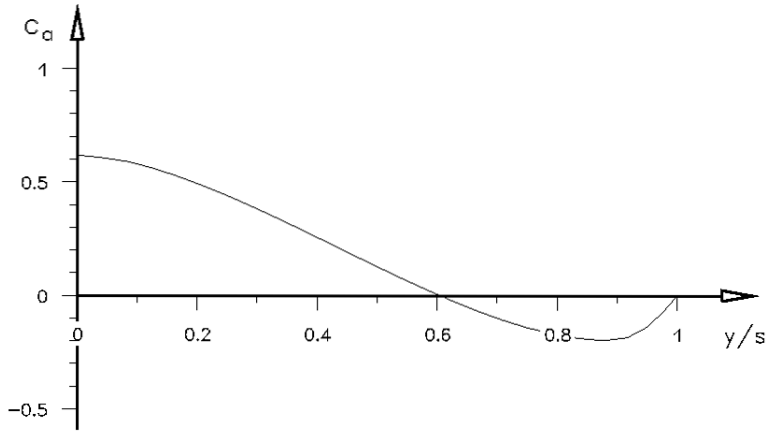


Fig. 1.4 Exemple d'une répartition de portance en phase d'élévation de l'aile avec équilibre des moments

De la sorte, l'aile de bras en élévation agit directement en tant que moulin à vent comme élément moteur pour l'aile de main qui joue le rôle d'hélice propulsive. La résistance de l'aile de bras et la poussée de l'aile de main se neutralisent précisément dans ce cas particulier.

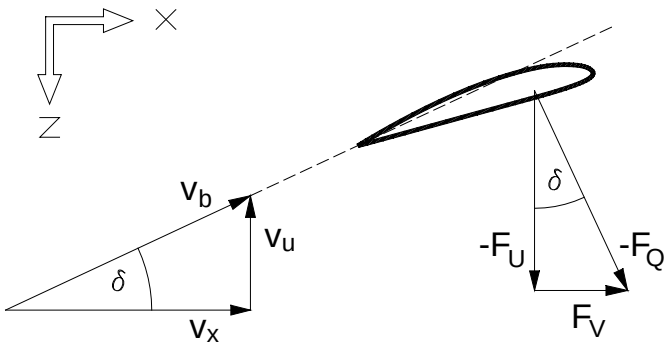


Fig. 1.5 Forces s'exerçant sur l'aile battante en phase d'élévation avec une force transversale F_Q négative et une poussée correspondante F_v positive.

On peut envisager d'autres possibilités d'utiliser l'énergie en relation avec l'accélération positive ou négative de la masse de l'aile battante. On donnera là-dessus des détails plus approfondis au chapitre 5.

1.7 Prise en compte des pertes de l'aile battante

Pour clarifier le principe de fonctionnement de l'aile battante, les composantes des efforts correspondant à des pertes ont été négligées dans ce qui précède. Traînée de profil et traînée induite pénalisent néanmoins les forces de poussée. Pour prendre en compte ces pertes, on a simplement placé sur la figure suivante l'image vectorielle de l'aile portante habituelle (Fig. 1.1) sur les vecteurs de la force transversale (Fig. 1.2) orientée comme il faut dans le cas de l'aile battante.

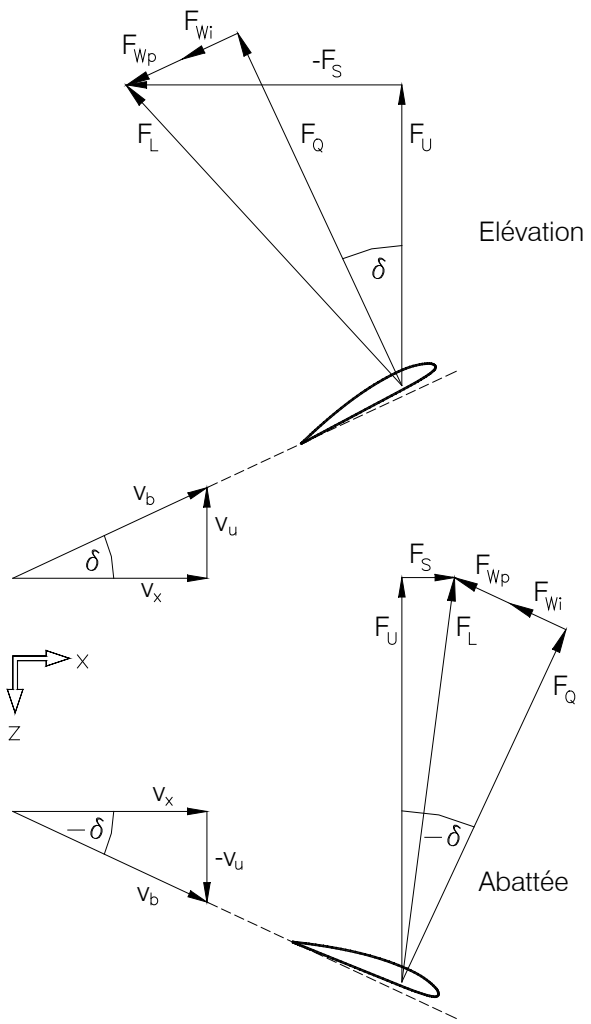


Fig. 1.6 Forces exercées sur l'aile battante compte tenu des forces de trainée

La résultante des forces qui s'exerce dans la direction x est désignée maintenant – à la différence de la force de propulsion F_v – comme force de poussée F_s. Cette différence quelque peu subtile demande une courte explication. La composante suivant x de la force transversale donne la « force de propulsion ». Si l'on considère de plus les pertes de traînée, on obtient la « force de poussée ». La propulsion est pour ainsi dire la grandeur brute et la poussée la grandeur nette, soit ce qui subsiste pour le déplacement suivant x déduction faite de toutes les pertes. Les deux termes ont été mis en usage dans la littérature actuelle (Clauss, 1968).

1.8 Comparaison avec d'autres machines aérodynamiques

L'aile battante représente à sa manière une machine destinée à transformer en grandeur et direction une force reçue. La course de son mouvement se partage en deux étapes, l'élévation et l'abattée.

Pendant l'élévation, une aile battante travaille avec une circulation positive d'après le principe d'un moulin à vent. Au cours de l'abattée par contre sa manière de fonctionner correspond à celle d'une hélice propulsive. L'avantage déterminant de cette machine qui fonctionne avec ses deux mouvements opposés est que dans l'élévation comme dans l'abattée il y a production de portance. La figure suivante doit mettre en évidence les différences relatives entre la représentation des phases de l'aile battante et celle qui concerne le fonctionnement des machines nommées ci-dessus. Elle montre les rapports de vitesse à un endroit caractéristique de l'envergure.

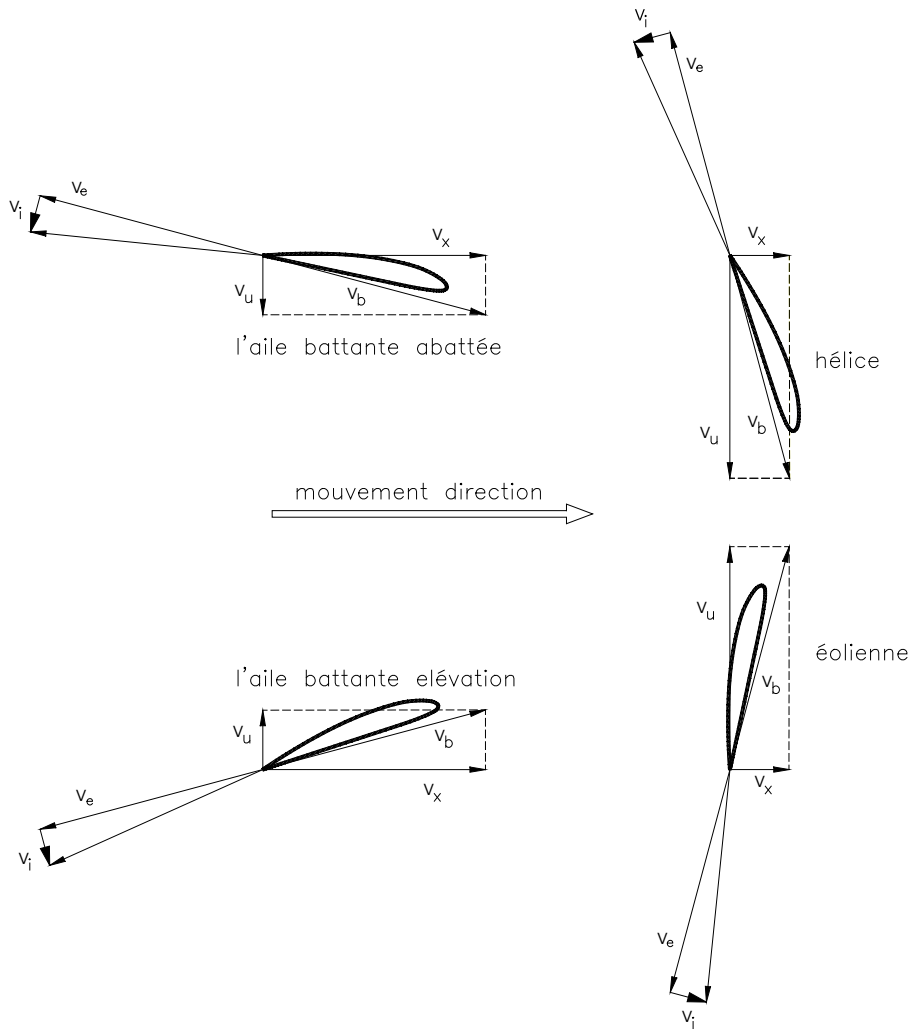


Fig. 1.7 Comparaison des rapports de vitesse typiques dans une section de l'aile pour l'aile battante et pour les machines aérodynamiques

Toutes les machines font état d'une vitesse v_x dirigée vers l'avant. Perpendiculairement se développe la vitesse latérale v_u. La résultante de ces deux vitesses est la vitesse de déplacement v_b du point de l'envergure considéré. La vitesse effective de l'écoulement v_e a la valeur de la vitesse de déplacement mais le sens contraire. Normalement à cette vitesse se trouve la vitesse induite v_i .

Les vitesses v_x et v_u des machines rotatives et battantes ont été représentées en correspondance avec leur grandeur relative. Pour chaque machine il y a un angle typique d'incidence du profil avec la direction du mouvement.

Comme on le voit, le rapport des vitesses v_u/ v_x pour l'aile battante est à peu près l'inverse de celui des vitesses des machines rotatives correspondantes. La raison en est la différence de fonction, ce qui met hors de cause la vitesse induite.

- L'hélice propulsive est conçue pour produire le plus possible de poussée et accélère l'air qu'elle absorbe en particulier vers l'arrière.
- Le moulin à vent doit tirer du courant d'air le plus possible d'énergie cinétique. Sa vitesse induite agit principalement contre le sens du mouvement.

– Pour l'aile battante le résultat principal souhaité- au moins dans le cas du vol horizontal ou du vol ascensionnel rectiligne des gros ornithoptères – réside dans la production de portance. Il est essentiel d'apporter une plus grande force dans cette direction que dans la direction du vol. L'air est donc dans les deux phases du battement accéléré vers le bas. Il en résulte la portance dirigée vers le haut. La participation de la vitesse induite dans et contre le sens du mouvement n'est à prendre en compte que comme accessoire.

La grandeur relative des actions partielles mentionnées peut aussi être interprétée par le rapport de la vitesse latérale v_u à la vitesse du vol v_x . Si le rapport v_u/v_x est grand, la part du fonctionnement de l'aile battante comme machine rotative est aussi grande.

Pour l'équilibre des forces en vol stationnaire la part de l'aile battante en tant que moulin à vent est en relation étroite avec son action en tant qu'hélice propulsive. Un faible bilan énergétique de l'aile battante dans sa fonction de moulin à vent ne produit nécessairement aucune forte production d'énergie en tant qu'hélice propulsive. Les deux actions doivent finalement différer l'une de l'autre d'un montant d'énergie fixé. La dépense énergétique de l'aile battante en tant qu'hélice propulsive doit par exemple en vol horizontal être au moins d'un apport supérieur à ce qui est nécessaire pour surmonter la traînée du modèle. Si l'on conserve cette réserve d'énergie, ça ne sert à rien que les actions en tant que moulin à vent ou hélice soient très grandes ou très petites. Les recherches théoriques montrent toutefois que le domaine de fonctionnement - en particulier du fait des données des profils - est assez étroitement limité. On doit donc lors du battement en élévation s'efforcer de maintenir faible la participation de l'aile battante en tant que moulin à vent.

Les limites de la comparaison entre les machines rotatives et l'aile battante sont à définir en un point donné de l'aile battante de façon approximative. Si au point considéré la force normale est inclinée de plus de 45° sur la direction du vol ($v_u > v_x$), ce point de l'aile fonctionnera en première analyse comme une des machines rotatives. Si cette force est inclinée de moins de 45° ($v_u < v_x$), il s'agit principalement d'une aile portante. Le rapport des vitesses v_x/ v_u est désigné comme tau de progression λ.

$$\lambda = \frac{v_x}{v_u} \tag{1.6}$$

Pour les comparaisons, on utilise le tau de progression à la pointe de l'aile. Pour les grands modèles d'ornithoptères ce tau sera en général supérieur à un (pour le modèle de calcul λ=2,3). L'aile battante est alors jusqu'à la pointe principalement aile portante et seulement incidemment hélice et moulin à vent.

Dans la comparaison de l'aile battante avec les autres machines aérodynamiques, il est essentiel d'indiquer les profondes différences de la répartition de la circulation. Avec les machines aérodynamiques rotatives le sens de la circulation change le long de l'envergure dans la région de l'axe de rotation. La surface de l'hélice est balayée par l'écoulement en sens contraire de chaque côté de l'axe. La circulation autour de l'hélice est toujours nulle en son milieu. Ce n'est jamais le cas de l'aile battante qui lui est comparée. La figure suivante montre en vis-à-vis des répartitions typiques de circulation.

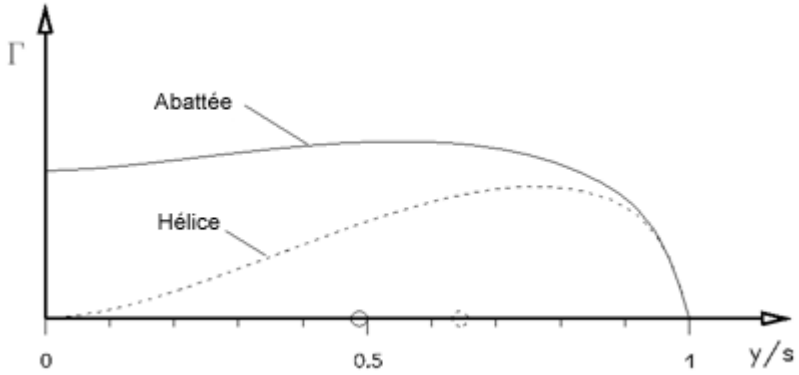


Fig. 1.8 Comparaison des répartitions de circulation d'une hélice propulsive et d'une aile battante lors de l'abattée

Les conclusions et les indications tirées de la théorie de l'hélice propulsive ne sont donc transposables au cas de l'abattée qu'avec une grande réserve.

1.9 Comparaison avec une production de poussée dans le sport

La production de poussée d'une aile battante peut être éprouvée et examinée sous une forme un peu arrangée dans quelques types de sports (Tennekes, 1997). Si l'on observe d'en haut par exemple les traces d'un skieur ou celles d'un patineur, elles apparaissent comme sur la figure suivante (1.9a).

Pour conserver la direction du déplacement en ligne droite, on charge dans ce genre de sport le poids du corps alternativement d'une jambe sur l'autre et on garde ainsi l'équilibre latéral de façon dynamique. On appuie fortement latéralement sur la jambe d'appui. En même temps le corps est légèrement incliné vers l'avant avec cette même jambe d'appui poussée dans cette direction. Avant que le corps ne tombe en avant, on pose devant à nouveau la jambe restée libre. De cette façon l'équilibre est maintenu dans cette direction également de façon dynamique.

La force de soutien résultante sur la jambe d'appui est surtout dirigée vers l'extérieur et un peu vers l'arrière. Pour transmettre cette force au corps, le pied doit être placé en travers de la trace du déplacement, car il n'y a aucun transfert de force possible dans la direction du glissement ou du roulement.

Sur la figure (1.9a) sont représentées sur deux traces successives la force développée par la jambe (en pointillé) et la force de soutien qui y est opposée. En outre sont reportées les composantes de la force de soutien, dans la direction du déplacement et perpendiculairement. Les forces normales à la direction du déplacement se neutralisent l'une l'autre dans la succession de deux pas. Au total il ne reste que la poussée vers l'avant.

Sur le trajet d'une courbe la force centrifuge agit d'un côté du corps et tend, par rapport au centre de courbure, à le tirer vers l'extérieur. Pour faire contrepoids, on se penche vers le centre de courbure en plus de se pencher en avant. Simultanément la jambe d'appui s'oppose perpendiculairement à la trace du déplacement dirigée vers l'extérieur. Avec la tension de la jambe de soutien le skieur maintient la poussée souhaitée. La jambe libre s'oriente déjà quand la jambe d'appui se tend et elle se replace plus près du trajet circulaire. Avec le changement suivant de la jambe d'appui, le phénomène recommence à nouveau.

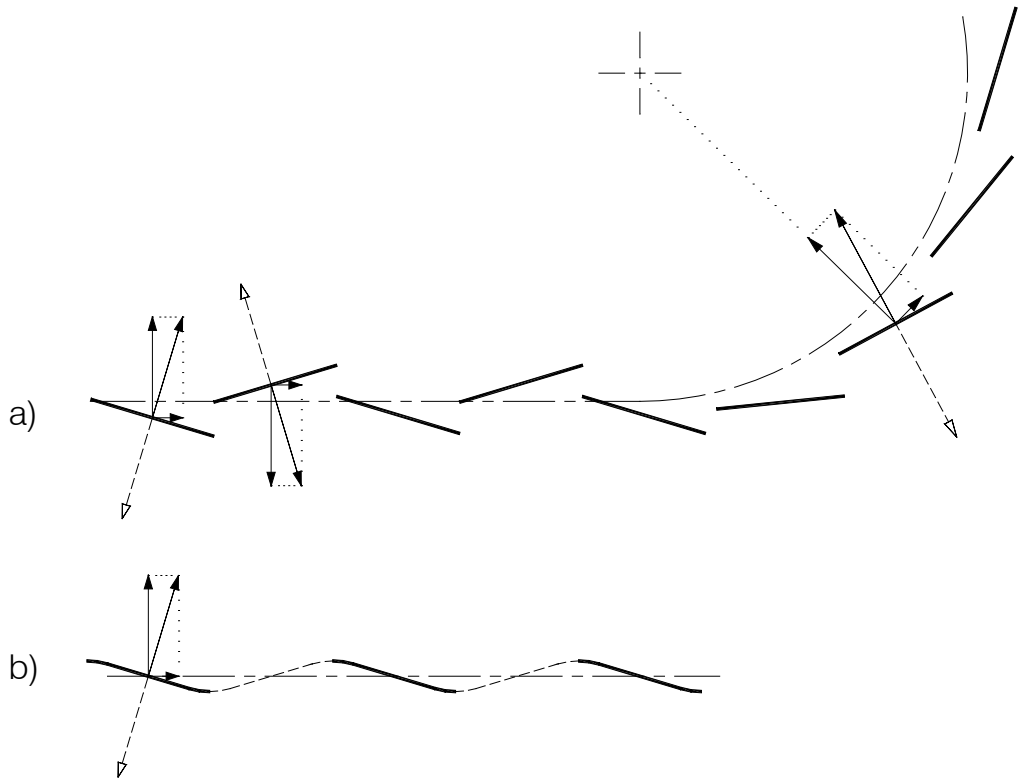


Fig. 1.9 Comparaison des traces d'un patineur ou d'un skieur a) dans le cas d'un virage b) avec celles d'un point de l'aile battante.

Qui a déjà pratiqué ces sports sait combien il est efficace de se pencher en avant et combien il est facile de parcourir de grandes distances. A l'inverse on sent très vite aussi les limites de la production de poussée. On s'efforce seulement en ski contre un vent violent ou en patin de prendre en montant un chemin peu incliné. Pour accroître la poussée on peut augmenter l'angle entre la trace et la direction du déplacement. A vitesse égale le renouvellement des pas doit être évidemment plus rapide. La facilité de la progression est alors perdue.

Si l'on observe maintenant une aile battante et que l'on porte le regard de la verticale à l'horizontale, se présente le cours d'un mouvement comme il est montré sur la figure (1.9b). Tout comme dans le trajet courbe ci-dessus, une force agit en permanence d'un côté sur l'aile battante. C'est la force de pesanteur dirigée vers le bas. Comme dans le cas de la production de poussée du trajet curviligne précédent, on doit avec l'aile battante la replacer toujours vers le haut après chaque abattée et la reconduire en bas.

Si on compare les deux façons d'avancer, il y a toujours dans le trajet curviligne à étendre la jambe d'appui avec l'emploi d'une force notable contre la force centrifuge. La distance du pied d'appui au centre de courbure change en permanence, mais le corps s'éloigne peu du tracé circulaire. De même avec l'ornithoptère, l'aile doit toujours battre vers le bas en sens inverse de la portance. Le centre de pression change sa position en hauteur en permanence. Le tronc se meut en avant presque en ligne droite, sensiblement à la même hauteur.

1.10 Principes de vol

En référence aux définitions de E. v. Holst, il y a lieu de distinguer les différentes façons de voler :

Voler avec la résistance de l'air (E. v. Holst, 1970, P. 90)
Voler avec la poussée
Voler avec la portance (E. v. Holst, 1970, P. 92)
Voler avec le supplément de portance

Le vol avec la résistance de l'air correspond à de très précoces représentations du vol. Elles se sont révélées toutefois engagées sur une fausse piste. La part de portance due à la réaction de l'air lors de l'abattée est au moins pour les grands ornithoptères pratiquement négligeable.

La transition d'un mode de vol à l'autre est fort courante. Seul le passage au vol avec la portance qui économise de l'énergie donne un gain de puissance*).

1.10.1 Voler avec la poussée

Si la poussée est fortement élevée, un vol est possible avec très peu de portance et même sans portance. Dans le cas d'un modèle à ailes battantes, la force de poussée F_S est dirigée en même temps que l'axe de la maquette en avant et vers le haut, de façon abrupte. Cette force doit alors, avec le reliquat de portance éventuelle, égaler le poids F_{GM} et la traînée F_W du modèle. C'est là la façon de voler des hélicoptères.

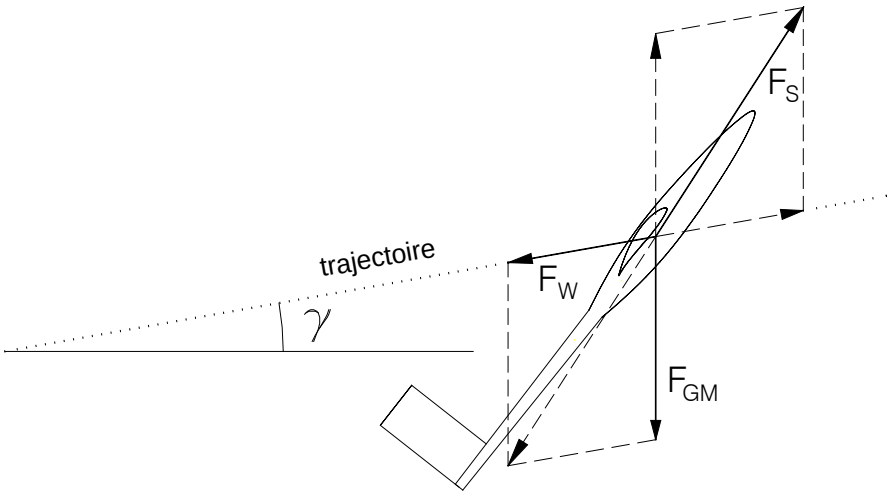


Fig. 1.10 Equilibre des forces lors du vol avec la poussée

Cette façon de voler ne se réalise avec les plus gros modèles à ailes battantes qu'avec de très fortes torsions de l'aile et rotation de l'aile à l'emplanture à cause de la poussée exigée. Par suite du grand poids des maquettes et de la forte traînée dans la situation que montre la figure il faut compter avec une dépense d'énergie non négligeable.

*) Voire la description du principe de vol dans http://www.ornithopter.de/francais/principe.htm

1.10.2 Voler avec la portance

Si pour la locomotion de la maquette on établit une force en moyenne normale à la direction du mouvement, donc une portance, la production de poussée peut être déchargée par rapport au cas du vol avec la poussée. Il se trouve ainsi en vol horizontal par exemple un équilibre des forces dans lequel la portance du modèle F_{AM} équilibre juste son poids F_{GM} et la poussée F_S la traînée résiduelle F_{Wr}. En vol ascensionnel, il faut en plus surmonter la composante F_H du poids*. Cette façon de voler est désignée ici comme « voler avec la portance ».

.La force de portance F_{AM} et la composante du poids F_H sont toujours perpendiculaires l'une à l'autre. Leurs extrémités se déplacent lors du changement de l'angle γ d'inclinaison de la trajectoire de vol sur un demi-cercle construit sur le poids F_{GM}'.

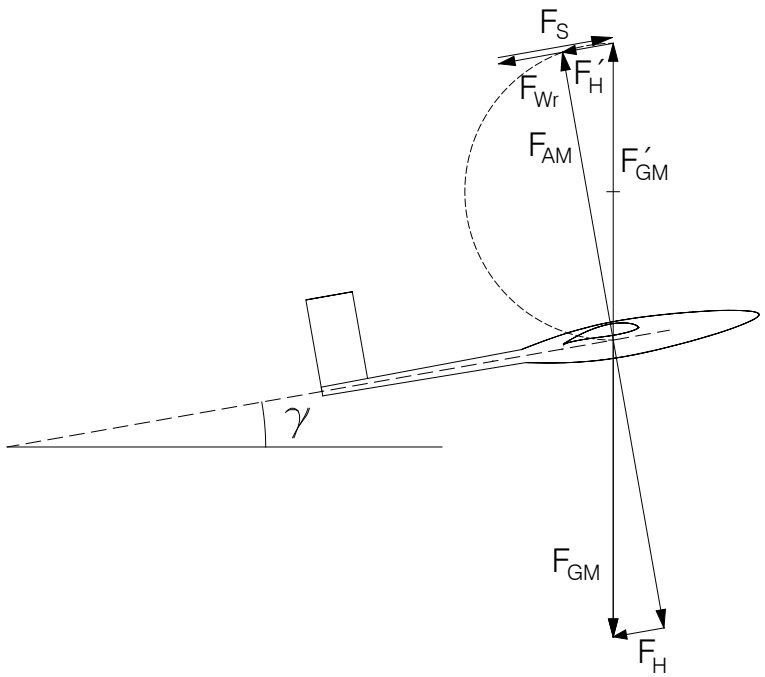


Fig. 1.11 Equilibre des forces dans le cas du vol avec la portance

Sur le demi-cercle on se rend facilement compte de ce qu'avec un accroissement de l'angle de montée la compensation du poids doit toujours plus être effectuée par la poussée. La part de la portance diminue toujours davantage. Lors d'un vol en suspension sur place la poussée correspond juste au poids F'_{GM}. Le vol avec la portance n'existe sous sa forme pure qu'en vol horizontal.

Grands oiseaux et grands ornithoptères en particulier utilisent cette façon de voler quand ils se déplacent à grands nombres de Reynolds. Par cette transcription, on définit aussi ici les grands modèles à ailes battantes qui sont cités dans le titre du livre. Comme pour les oiseaux, il y a dans la construction des modèles une limitation exacte de la taille.

Il est vraisemblablement mieux de se servir du tau d'avancement λ (cf Equation 1.6) pour établir la limite entre les grands et les petits ornithoptères. Par exemple, on pourrait considérer comme manière de voler des grands ornithoptères le cas du vol de croisière avec un tau d'avancement supérieur à 1, indépendamment du nombre de Reynolds, du poids, de l'envergure, etc…

* projection du poids sur la direction du déplacement

1.10.3 Voler avec l'excédent de portance

On peut encore varier le vol avec la portance. On laisse par exemple horizontaux le corps de l'engin et la poussée après un vol stationnaire horizontal et on rend la portance supérieure au poids. C'est en particulier possible en renforçant la poussée et en augmentant la vitesse. Il se produit alors un mouvement ascensionnel du modèle. Avec le mouvement ascensionnel l'angle d'incidence et avec lui la portance diminuent. Un nouvel équilibre des forces s'installe avec un certain angle ascensionnel. On peut désigner cela comme « voler avec l'excédent de portance ».

Il faut encore trouver laquelle des manières de voler est la plus efficace. Avec mes ornithoptères construits jusqu'à présent, j'ai toujours cherché à réaliser le vol avec la portance.

2 Variation de la répartition de circulation

La répartition de la portance ou de la circulation sur l'aile portante usuelle joue un rôle important dans le développement d'appareils volants fournisseurs d'énergie. Cela vaut bien sûr aussi pour l'aile battante.

Pour l'aile portante, on peut décrire avec des moyens mathématiques relativement simples les différentes répartitions de circulation le long de l'envergure. Si on utilise ces équations pour l'aile battante, et que l'on prenne en considération les différences qui s'établissent dans le temps, les effets du mouvement de battement deviennent calculables au moins de façon approximative. Si on considère en outre la position spatiale de la force transversale résultante, on peut traiter dans leur ensemble les forces existantes.

On s'intéresse ici en particulier aux écarts maximaux entre l'élévation et l'abattée de l'aile. Ils se situent au moins du point de vue temporel au passage de l'aile par le milieu du battement. C'est spécialement à ces instants que doivent être prises en compte les répartitions de la circulation. On ne retiendra pas ici d'abord (cf. Chapitre 8) les différences temporelles au cours d'une période du battement.

2.1 Circulation sur l'aile portante

Si une aile portante est attaquée par un écoulement de front, il règne avec l'existence d'une portance une vitesse supérieure à l'extrados qu'à l'intrados. Cette différence des écoulements peut se décrire avec la superposition de deux écoulements. D'une part, un écoulement frontal avec une même vitesse au dessus et au dessous de l'aile. D'autre part, un écoulement circulaire autour du profil, qui va dans le sens de l'écoulement frontal à l'extrados et en sens inverse à l'intrados.

L'écoulement qui entoure le profil est caractérisé par l'intensité de la circulation, soit en bref circulation Γ (Gamma [m^2/s]). La préférence donnée à cette façon inhabituelle de traiter la question réside dans les possibilités de calcul ainsi fournies de l'action de l'écoulement sur la surface portante. Déjà avec l'aile portante usuelle, les équations connues sont déduites de cette façon pour calculer la portance et la traînée induite, avec la donnée des conditions aux limites.

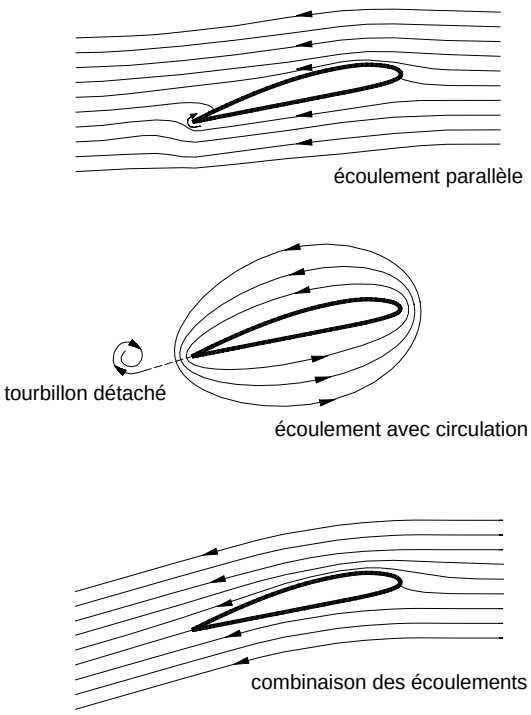


Fig. 2.1 Circulation sur l'aile portante

Dans la construction des modèles volants, il s'agit le plus souvent d'une répartition elliptique ou approchée de la portance. S'en écarter signifie adopter un écart correspondant de la traînée induite d'une aile d'envergure limitée avec sa valeur minimale.

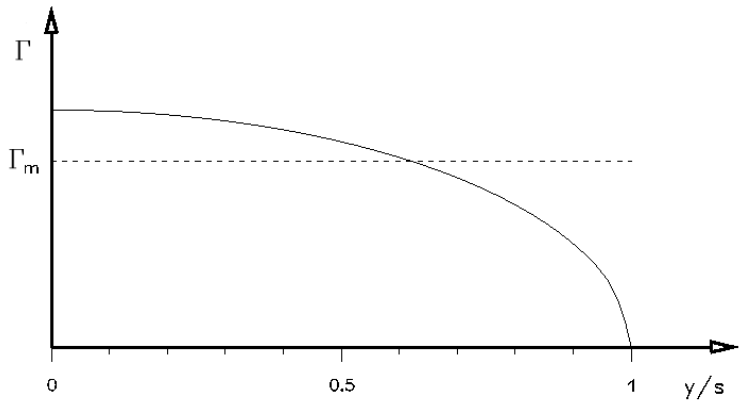


Fig. 2.2 Répartition elliptique de la circulation avec report de la circulation moyenne Γ_m.

2.2 Répartition de portance sur l'aile d'oiseau

Si on choisit la même forme de répartition de la portance pour l'élévation et l'abattée de l'aile, il n'y a aucune poussée sur toute une période de battement. Les forces positives et négatives sont aussi grandes dans chacune des phases du battement et elles s'annulent en moyenne sur une période complète. Sur la figure 1.2 ceci est représenté pour un point de l'aile. Cette figure vaut en principe pour tous les points de l'aile. C'est pourquoi une importante disposition pour la production de poussée avec l'aile battante est de produire une grande différence sur la répartition de portance entre le battement d'élévation et le battement d'abattée- plus petite lors de l'élévation et plus grande lors de l'abattée. La forme de la répartition aussi est modifiable et elle a une grande importance. Comment doit-elle donc se présenter dans chaque cas ?

Avant d'avancer dans la recherche des différentes répartitions de portance, il convient de voir d'abord de plus près les résultats relatifs à cette question concernant les oiseaux. On reconnut déjà de bonne heure qu'avec des répartitions de la portance identiques au cours d'une période de battement aucune poussée positive n'était à envisager (Lilienthal 1889, Lippisch 1925). Au reste, on sortait à peine autrefois d'une description approximative et verbeuse des valeurs de la portance et de la poussée. On les présente à nouveau brièvement comme suit.

D'abord, comme on l'a déjà dit, l'aile battante est articulée en particulier en aile de bras et aile de main. Ces termes sont à mettre au compte de la ressemblance très poussée du squelette des oiseaux avec les membres humains (Lilienthal 1889, Lippisch 1925, Stolpe 1939, Hertel 1963, Herzog 1963, 64 et 68). Aile de bras et aile de main se partagent les rôles de production de portance et de propulsion.

Dans l'**élévation** les grands oiseaux doivent produire de la portance par la torsion appropriée de l'aile, en particulier de l'aile de bras. Etant donnée la faible vitesse de battement, la force négative est relativement faible. L'aile de main, donc la partie externe de l'aile est en même temps déchargée de portance. Une force négative peut pareillement – malgré une plus grande vitesse de battement- ne pas prendre naissance dans cette région. Dans beaucoup de cas on attribue aussi une portance négative à l'aile de main. Cela doit surtout contribuer à fournir de la poussée. Des oiseaux plus petits éliminent souvent totalement les effets aérodynamiques de l'élévation de l'aile. Ils ramènent dans ce cas les ailes vers le haut en configuration repliée.

Dans l'**abattée** au contraire la production de portance est concentrée de façon prépondérante dans la région de l'aile de main et l'aile de bras en est déchargée. La grande vitesse de battement du segment de l'aile de main conduit, avec les grandes forces transversales qui prédominent là, à une poussée positive et à une portance également positive.

Répartie comme il convient, la portance est toujours aussi grande. Qu'elle soit produite dans la région du bras ou de la main. Seule résulte de sa répartition une poussée positive. Ceci est bien clairement décrit avec la différenciation de la surface de l'aile le long de la nervure.

La production de poussée s'accroît non seulement quand on crée la portance mais aussi quand on change sa valeur de façon cyclique. Lors de l'élévation, la portance est faible et elle est grande lors de l'abattée. Si on s'en tient seulement dans le cas de l'ornithoptère au changement des valeurs de la portance, on peut généralement conserver la forme de sa répartition –par exemple elliptique-. Il faut alors seulement la choisir plus petite pour l'élévation et plus grande pour l'abattée. De cette manière également, on peut produire une poussée positive. Cela se pratique correctement avec des ornithoptères dont la surface portante rigide se déplace parallèlement à elle-même, de haut en bas avec un angle d'incidence différent. C'est néanmoins désavantageux vu que la fluctuation de la portance relativement élevée, nécessaire à la production de la poussée, entraîne un mouvement oscillatoire correspondant du centre de gravité de l'ensemble.

Les deux mesures prises séparément, la répartition et la modification de la valeur de la portance, conduisent à des résultats non satisfaisants en eux-mêmes. Déjà Otto Lilienthal en vint à une combinaison de ces procédés. En définitive ce pionnier de l'aviation a pratiquement complètement décrit le principe de fonctionnement de l'aile battante, y compris celui du battement en élévation. De plus, son illustration des forces sur l'exemple de l'aile de la cigogne, ou la répartition de la portance qui leur correspond, s'accordent de façon phénoménologique avec les résultats présentés ici des méthodes modernes de calcul aérodynamique (comparer la figure suivante avec la figure 2.10).

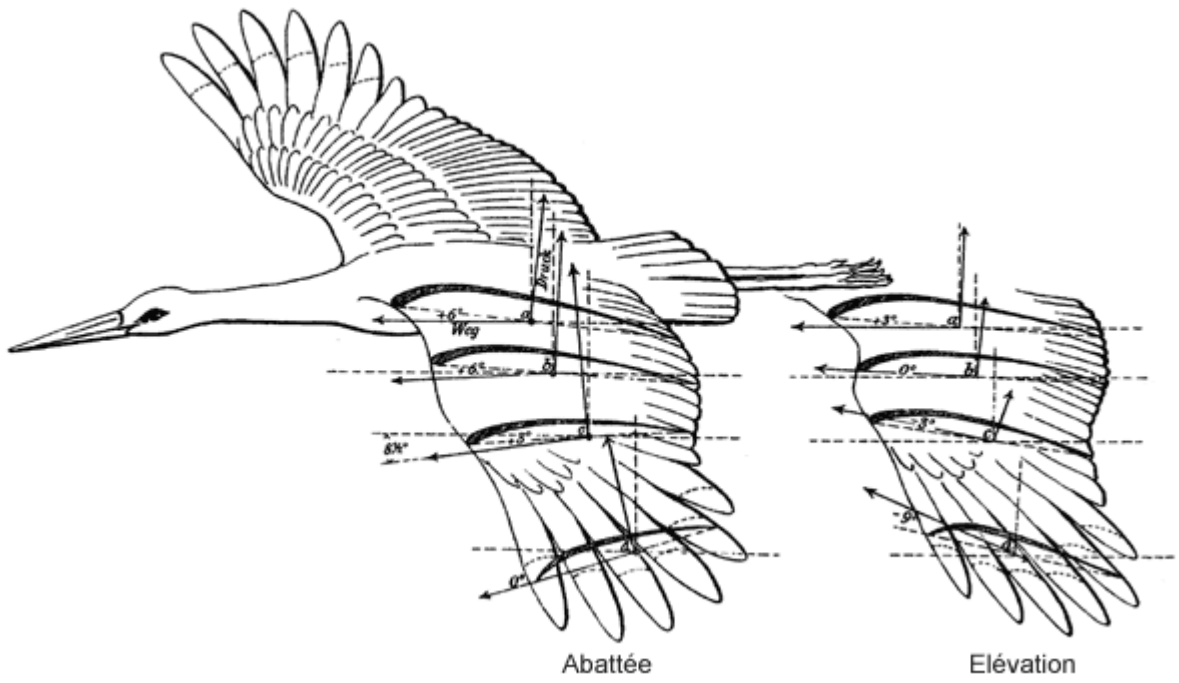


Fig. 2.3 Le vol de la cigogne, d'Otto Lilienthal, avec représentation de la répartition de portance par les vecteurs forces.

L'exploration de la physique du vol des oiseaux avance toujours. Malgré les phénomènes très complexes chez les oiseaux, il est possible aujourd'hui de mesurer en vol les forces, les mouvements et même le profil (Nachtigall, BIONA Report 3, 1985). On calcule aussi approximativement la poussée et la portance (Oehme, 1965). Malheureusement les connaissances acquises ne sont que rarement utilisées pour les ornithoptères. Les techniques employées sont trop différentes. Après le grand modèle de la nature, on pourra toujours de nouveau aller chercher dans la biologie de nouvelles incitations pour de futurs développements. C'est précisément cette façon de penser couvrant plusieurs disciplines qui rend le développement des ornithoptères si particulièrement attractif. Pour l'emploi des principes biologiques dans la technique, on a érigé une section d'étude particulière –la bionique-. Le développement des ornithoptères appartient à coup sûr pour une bonne part à ce domaine.

2.3 Description de la répartition de circulation

En correspondance avec le principe de fonctionnement du modèle de la nature, il faut aussi recourir avec l'aile battante technique au mode de concentration et au changement des valeurs dans la répartition sur l'aile de la circulation. Lors de l'élévation, la circulation doit dans son ensemble être plus faible et concentrée plutôt vers l'emplanture. Lors de l'abattée, elle est en revanche plus grande et déplacée davantage vers la pointe de l'aile. Ceci est représenté sur la figure suivante en référence à la répartition elliptique de la circulation.

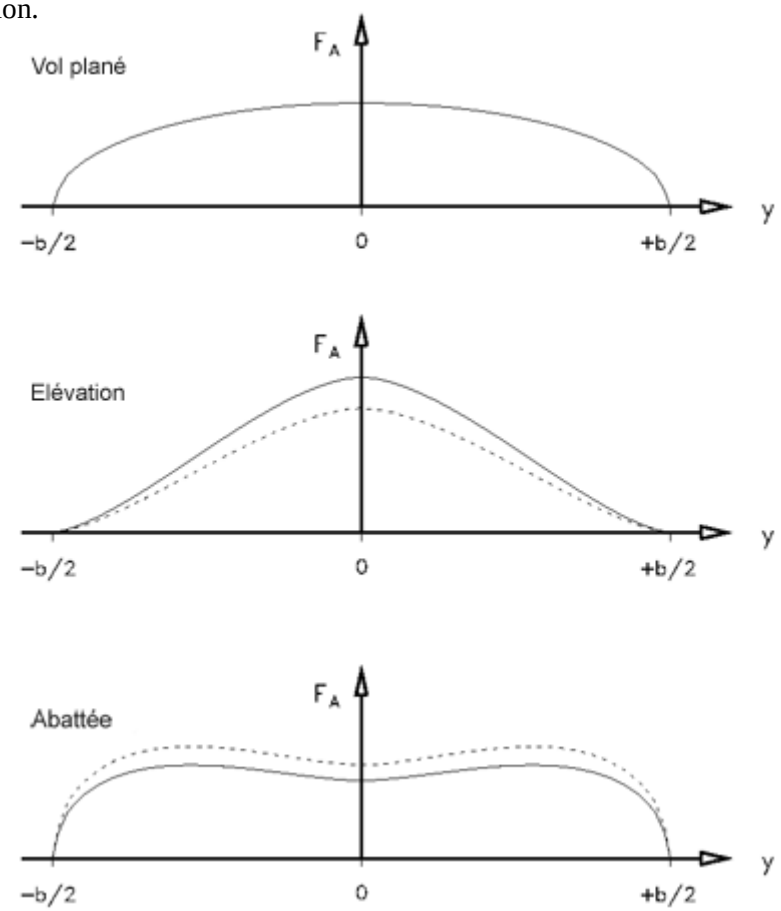


Fig. 2.4 Répartition de circulation le long de l'envergure
—— avec conservation de la valeur moyenne de la circulation
------ avec changement de la valeur moyenne de la circulation, en accord avec le principe du vol de l'oiseau

Avec deux systèmes d'équations qui ont fait leurs preuves on peut décrire la répartition de circulation. D'après une plus ancienne proposition de A. Betz (Pröll, 1951; Durand, 1935) compte la description suivante

Répartition de la circulation

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \frac{4}{\pi} \cdot \sqrt{1-\left(\frac{y}{s}\right)^2} \cdot \frac{1+a\cdot\left(\frac{y}{s}\right)^2}{1+\frac{a}{4}} \qquad (2.1)$$

Répartition de la vitesse induite

$$v_{i(y)} = \frac{\Gamma_m}{b} \cdot \frac{2}{\pi} \cdot \frac{1-\frac{a}{2}+3a\cdot\left(\frac{y}{s}\right)^2}{1+\frac{a}{4}} \qquad (2.2)$$

Circulation moyenne en vol plané

$$\Gamma_{mG} = \frac{m_M \cdot g}{\rho \cdot v_G \cdot b} \qquad (2.3)$$

Avec $\Gamma_{(y)}$ circulation au point de l'aile « y » [m^2/s]

Γ_m circulation moyenne [m^2/s] à l'instant considéré, p.e. 1t. Eq. (2.3)

Γ_{mG} circulation moyenne [m^2/s] en vol plané

$v_{i(y)}$ vitesse induite au point de l'aile « y » [m/s]

y distance du point considéré de l'aile à l'emplanture de l'aile [m]

b envergure de l'aile [m]

s demi -envergure [m]

a paramètre de répartition, arbitraire

m_M masse totale de la maquette volante [kg]

g accélération de la pesanteur [9,81m/s^2]

v_G vitesse de vol en vol plané [m/s]

ρ masse spécifique de l'air [environ 1,225 kg/m^3]

Avec la variation du paramètre de répartition de la circulation « a », la circulation $\Gamma_{(y)}$ et la vitesse induite $v_{i(y)}$ qui y est liée changent dans de grandes proportions. Sur la figure suivante sont représentés quelques exemples avec la conservation de la circulation moyenne.

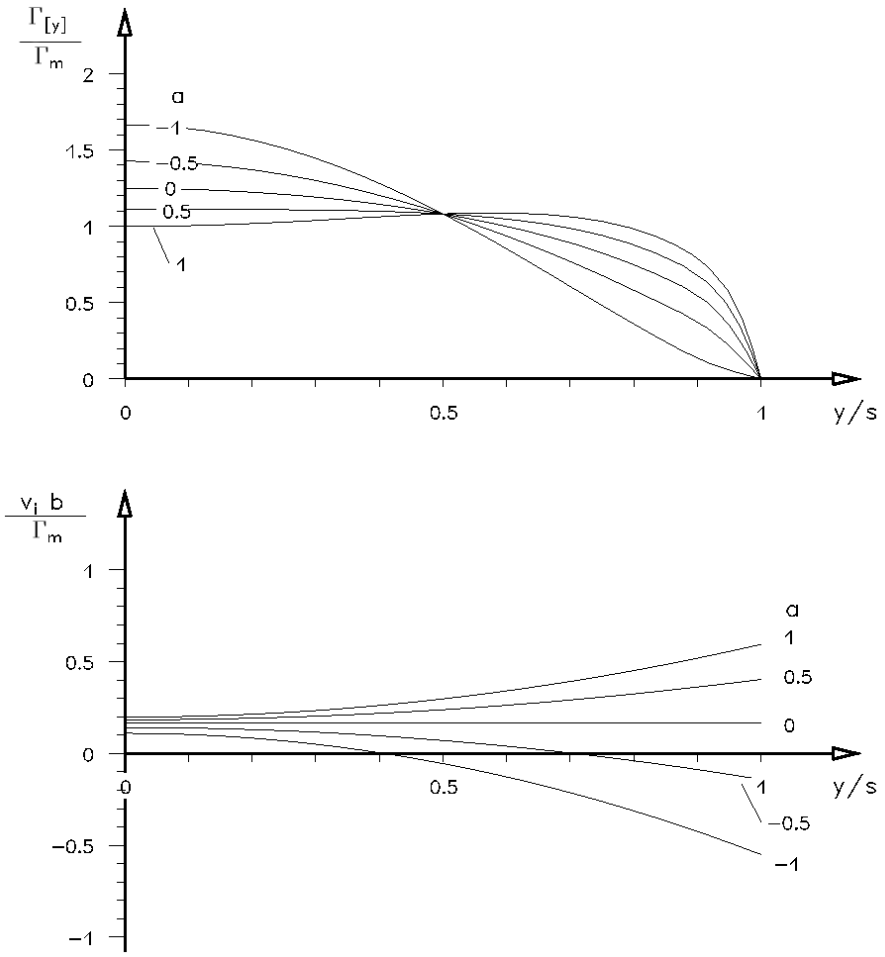


Fig. 2.5 Différentes répartitions de circulation (en haut) et de vitesse induite (en bas) avec la variation du paramètre de répartition « a » d'après A. Betz, avec b=2,8 m et Γ_m=1 [m^2/s].

A l'exception de la courbe de la vitesse induite correspondant à la répartition elliptique de la circulation, toutes les autres courbes d'évolution de la vitesse induite sont nettement incurvées le long de l'envergure. A. Betz (1919) lui-même exigeait pourtant, pour les hélices faiblement chargées que la répartition de la vitesse induite fût rectiligne. Entre une hélice faiblement chargée et une aile battante, il existe au moins pour l'abattée une étroite parenté. Des répartitions de vitesse induite linéaires seront donc aussi un avantage pour les ailes battantes- au moins tant qu'on les considère dans des conditions quasi-stationnaires. Le système d'équations de A. Betz n'est donc pas utilisé plus avant. Il demande toutefois que l'on puisse procéder à des expériences si l'on veut s'éloigner de la description qui va suivre de la circulation.

Un nouveau système d'équations vient de R.T. Jones (1950). Il démontre en outre pour la production de poussée de l'abattée l'existence du minimum de la traînée induite pour une répartition de la circulation avec laquelle la vitesse induite est rectiligne et qui est nulle à l'emplanture (Jones, 1980). Ses équations s'expriment comme suit.

Répartition de la circulation

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s} \right)^2} + \left(18y_\Gamma - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left(\frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{s}{y} \right) \right] \qquad (2.4)^*$$

Répartition de la vitesse induite

$$v_{i(y)} = \Gamma_m \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma + \left(\frac{\pi}{2} \cdot y_\Gamma - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right] \qquad (2.5)$$

Distance du centre de pression à l'emplanture

$$y_\Gamma = \frac{c_\Gamma}{6 \cdot \pi} \qquad (2.6)$$

Avec $\Gamma_{(y)}$ circulation au point de l'aile « y » [m^2/s]

Γ_m circulation moyenne [m^2/s] à l'instant considéré, p.e. 1t. Eq. (2.3)

$v_{i(y)}$ vitesse induite au point de l'aile « y » [m/s]

y_Γ distance rapportée à la demi- envergure « s »du centre de pression à l'emplanture de l'aile (sans dimension)

c_Γ Paramètre de répartition ou nombre de circulation (sans dimension)**

y distance du point considéré de l'aile à l'emplanture de l'aile [m]

s demi -envergure [m]

Quelques valeurs entières du nombre de circulation c_Γ conduisent à des formes de répartition particulières (Figure suivante)

$c_\Gamma = 5$ Si- partant de la répartition elliptique de la circulation- lors de l'élévation de l'aile, l'angle d'incidence α_E à l'emplanture est maintenu constant, la traînée induite minimale est obtenue avec ce nombre caractéristique de circulation. La portance totale est alors nettement plus petite (la moitié) qu'avec la répartition elliptique.

$c_\Gamma = 6$ C'est le valeur limite inférieure pour laquelle il n'existe encore aucune circulation négative à la pointe de l'aile. Avec une circulation négative à la pointe de l'aile, il existe lors de l'élévation de l'aile une portance négative, mais aussi une poussée positive. Cette configuration en bout d'aile est adoptée par la plupart des oiseaux.

---

* l'intégrale de y=0 à y=s de l'expression entre crochets dans (2.4) est égale à 1.

La force de portance de la demi- aile est $F_{Qm} = \rho \cdot v_e \cdot \Gamma_m \cdot s$ en supposant constante le long de l'envergure la vitesse effective v_e du courant d'air qui attaque l'aile.

** Le moment de la force de portance F_{Qm} par rapport à l'emplanture est $y_\Gamma \cdot s \cdot F_{Qm}$

Il s'ensuit que le paramètre arbitraire $c_\Gamma = 6 \cdot \pi \cdot y_\Gamma$ caractérise donc le moment de la force de portance, elle-même étant caractérisée par Γ_m.

Il importe alors de rappeler que la répartition de la circulation formulée par l'équation (2.4) implique le minimum de traînée induite, la portance et le moment étant fixés pour une aile d'envergure s fixée.

L'équation (2.4) tout en fournissant une expression explicite de la circulation correspond par ailleurs à des conditions optimales de traînée. Elle gouverne par la suite le calcul des efforts sur l'aile.

$c_\Gamma = 7$ Pour l'aile portante, ce nombre caractéristique de circulation conduit, par rapport à la répartition elliptique, avec un allongement de 15% supérieur de l'envergure, à une réduction d'environ 15% de la traînée induite. Le moment des forces de pression par rapport à l'emplanture de l'aile reste alors le même (qu'avec la répartition elliptique sans l'allongement supplémentaire N.D.L.R.). La section du longeron de l'aile de la répartition elliptique ne nécessite pas d'être renforcée.

$c_\Gamma = 8$ C'est le nombre caractéristique de circulation correspondant à la répartition elliptique de portance. C'est la répartition optimale bien connue au sujet de la traînée induite de l'aile portante d'envergure limitée. Pour une portance donnée et une envergure déterminée, cette répartition conduit au minimum de traînée induite.

$c_\Gamma = 9$ La distance à l'emplanture du centre de pression qui correspond à cette valeur –pour une valeur fixée du moment des forces aérodynamiques- conduit à la poussée optimale compte tenu de la traînée induite. La vitesse induite est nulle à l'emplanture. Si l'angle d'incidence α_E à l'emplanture est maintenu constant, ce point optimal diffère de façon insignifiante des valeurs plus petites de c_Γ.

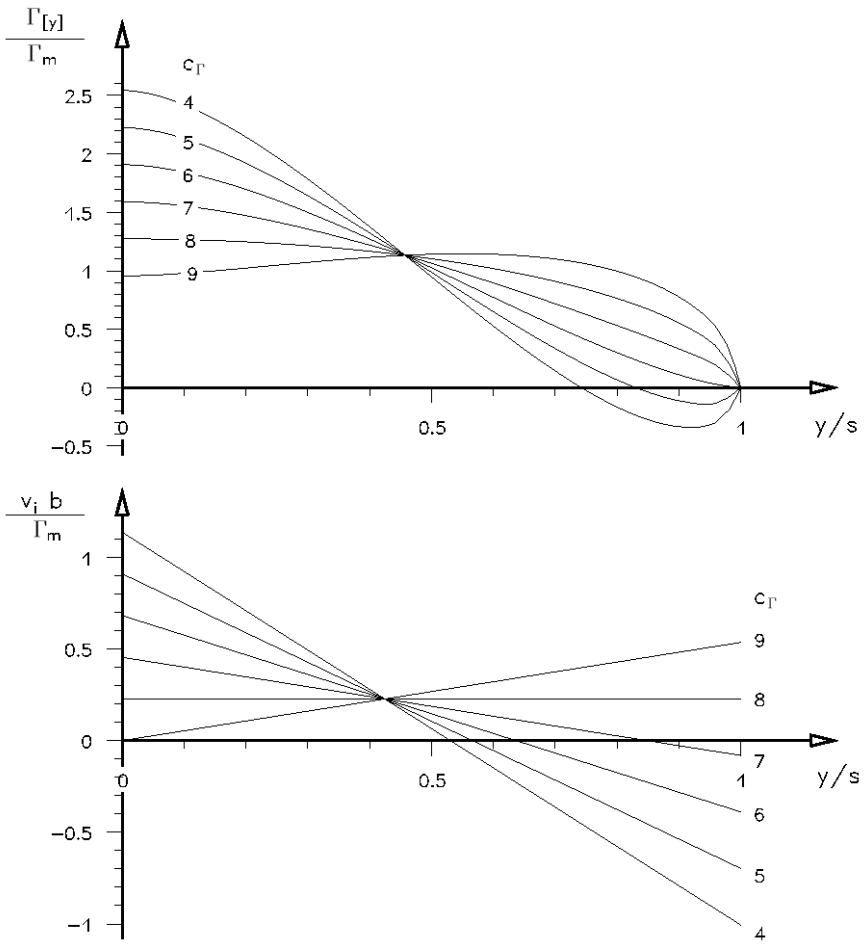


Fig. 2.6 Variation des répartitions de circulation (en haut) et de vitesse induite (en bas) avec le nombre caractéristique de circulation c_Γ= 8 d'après R.T. Jones (avec b=2,8 m et Γ_m=1 m^2/s).

Les deux nombres de circulation suivants conduisent de même à des formes de répartition de la circulation démonstratives. Elles sont représentées sur la figure suivante.

$c_\Gamma = 0$ On a là le moment des forces aérodynamiques correspondant à une circulation négative dans la région du bout de l'aile, juste de la même valeur que le moment qui correspond à la circulation

positive de la région de l'emplanture. L'aile est par conséquent libre du moment des forces extérieures. Le mouvement de battement est alors exécuté dans les deux sens sans travail de force. La part positive de la circulation est néanmoins plus grande que la part négative. Il n'existe en moyenne aucune poussée, mais toujours encore un peu de portance (30% du cas c_Γ= 8).

c_Γ = 12 Avec cette valeur la part elliptique de l'expression de la circulation est nulle(première parenthèse et expression racine carrée de l'équation 2.4). C'est une forme de répartition comme celle qui existe avec une hélice propulsive.

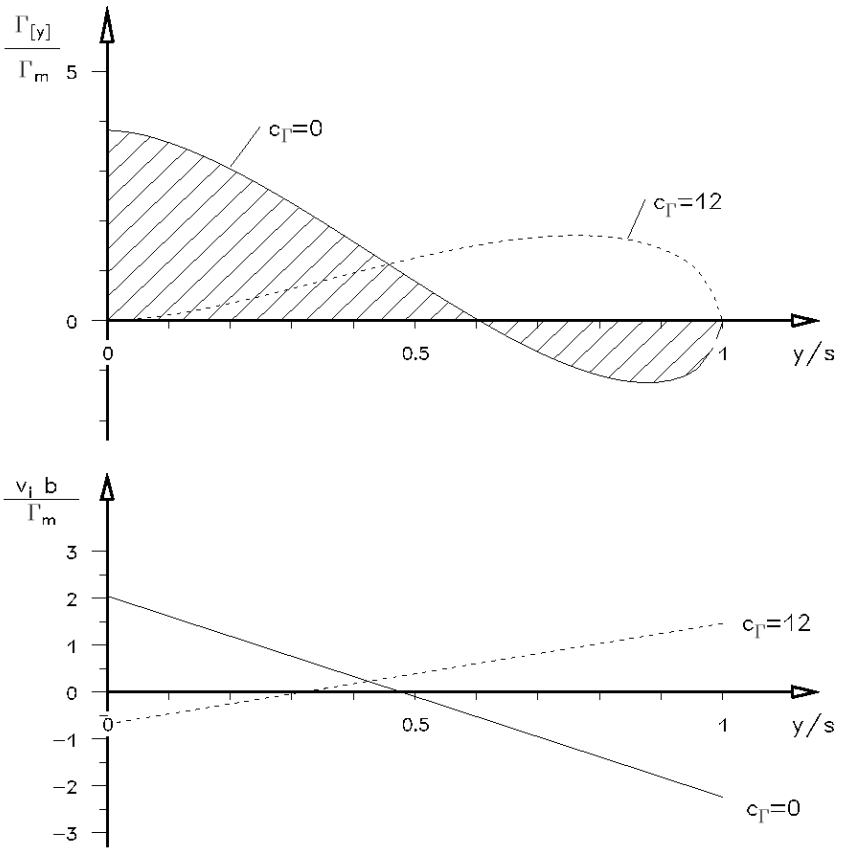


Fig. 2.7 Répartitions de la circulation et de la vitesse induite avec les nombres caractéristiques de circulation « 0 » et « 12 » (avec b= 2,8m et Γ_m=1 m^2/s).

Pour des répartitions qui ont lieu lors de l'élévation de l'aile avec des nombres caractéristiques de circulation négatifs, le centre de pression est déplacé, vu de l'aile, de l'autre côté de son point d'articulation. Cela signifie que l'aile n'est plus alors sollicitée vers le haut par des forces aérodynamiques. Ces forces agissent dans leur ensemble contre le mouvement de battement. Si donc lors du battement en élévation, on a des nombres caractéristiques de circulation c_Γ négatifs l'énergie de propulsion doit s'exercer dans le sens du mouvement de battement. L'aile travaille alors dans cette phase surtout en tant qu'hélice propulsive.

A la distance « y » de l'emplanture la circulation $\Gamma_{(y)}$ s'exprime comme suit à partir des valeurs locales de la profondeur de l'aile $l_{(y)}$, de la vitesse effective de l'écoulement $v_{e(y)}$ et du coefficient de poussée $c_{a(y)}$.

$$\Gamma_{(y)} = \frac{1}{2} \cdot c_{a(y)} \cdot l_{(y)} \cdot v_{e(y)} \qquad (2.\ 7)$$

Pour la vitesse effective le long de l'aile, la vitesse de vol dans le vol dynamique stationnaire est naturellement en grande partie significative. Cette vitesse néanmoins ne se laisse pas calculer sans chercher plus loin. A l'œil nu dans le vol de croisière normal des oiseaux, une différence de vitesse est à

peine perceptible entre le vol plané et le vol dynamique. Avec le modèle de calcul théorique*) la vitesse du vol dynamique ne surpasse la plupart du temps que de quelques pour cent la vitesse du vol plané. On peut donc en première approximation confondre les vitesses du vol plané et du vol dynamique.

On néglige également les différences de vitesse locale qui proviennent du mouvement de battement. Pour de tels calculs qui ne sont forcément que très grossiers, on remplace simplement dans l'équation précédente (2.7) $v_{e(y)}$ par la vitesse de vol plané v_G. Il est toutefois recommandé, au moins pour les grandes fréquences de battement et les grandes envergures, de tenir compte dans le calcul au moins des différences de vitesse dues au battement de l'aile (voir équation 5.6).

Pour des considérations d'économie la profondeur de l'aile est aussi ici maintenue constante le long de l'envergure. On a donc uns aile de forme en plan rectangulaire. L'équation (2.7) s'écrit dans ce cas :

$$c_{a(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{(y)}}{l \cdot v_{e(y)}} \qquad (2.\ 8)$$

En fonction de l'allure de cette fonction, on peut maintenant, comme c'est montré au chapitre 6, choisir le profil approprié pour l'aile battante.

A l'aide du coefficient de portance, dans le cadre des approximations précédentes, on peut décrire la valeur de la force transversale à la distance « y » de l'emplanture.

$$F_{Q(y)} = c_{a(y)} \cdot q_{K(y)} \cdot l \qquad (2.\ 9)$$

avec q pression dynamique [N/m^2], p.e. en vol plané $q_G = \rho/2.v_G^2$, avec ρ= masse spécifique de l'air. En considérant la vitesse moyenne du vol dynamique et le changement de vitesse le long de l'envergure, il faut introduire la pression dynamique locale $q_{K(y)}$.

l profondeur de l'aile [m]. Elle est ici constante avec une aile de section rectangulaire. Avec une section différente, il faut introduire la profondeur locale de l'aile $l_{(y)}$.

Si on veut aller jusqu'à rechercher la portance moyenne, il faut à cause du mouvement de battement considérer en plus de la représentation de la figure 1.6 les écarts de position des vecteurs dans l'espace (cf. ci-dessous Figure 8.2). Représenter par le calcul ces différences dans leur ensemble conduirait ici trop loin.

2.4 Facteur de circulation

Les systèmes d'équations établis par A. Betz et R.T. Jones pour la variation de la répartition de la circulation ont en commun que cette variation est établie tout en conservant la circulation moyenne, autrement dit la circulation totale. Comme le montre la figure suivante, chaque nouvelle répartition de la circulation change la circulation $\Gamma_{(0)}$ à la racine de l'aile.

*) Un programme de calcul fut développé pour l'aile battante à partir des équations de R.T. Jones. Les valeurs numériques et la plupart des diagrammes qui sont montrés ici ont été obtenus avec lui. Le développement et la présentation des équations et algorithmes de calcul utilisés conduiraient ici trop loin. Pour néanmoins avoir connaissance des conditions aux limites dans lesquelles ont été calculés les résultats montrés ici, les principaux paramètres d'entrée et les résultats du « modèle de calcul » correspondant ont été portés dans l'annexe A.

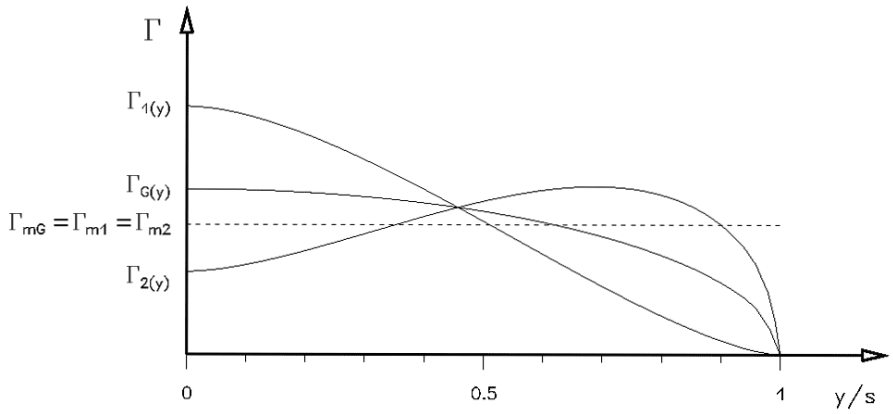


Fig. 2.8 Modification de la circulation à l'emplanture avec le changement de répartition de la circulation d'après R.T. Jones

D'après l'équation (2.8), le coefficient de portance ou l'angle d'incidence α de la corde du profil à l'emplanture changeraient donc au cours du battement d'aile. Sur des vues cinématographiques de grands oiseaux en vol stationnaire c'est à peine, sinon pas du tout, que l'on peut reconnaître une rotation de l'aile à l'emplanture.

Si on suit ces modèles et que l'on veuille garder le même angle d'incidence α_E à l'emplanture, en dépit des grandes différences de forme de la répartition de la circulation, il faut ajuster la valeur de la circulation moyenne. Cela se fait avec le facteur de circulation k_Γ. Il représente le changement de valeur de la circulation totale de l'aile à la suite du changement dans la répartition de la circulation quand on garde constant l'angle d'incidence géométrique α_{E0} à l'emplanture.

Avec un angle d'incidence α_E constant, la somme de l'angle d'incidence aérodynamique α et de l'angle α_i de la vitesse induite doit toujours rester constante. A l'emplanture, avec l'indice de localisation j=0, on a donc

$$\alpha_{E0} = \alpha_0 + \alpha_{i0} = \text{konstant} \tag{2.10}$$

Il s'ensuit à l'emplanture pour le rapport des angles d'incidence α_E de deux situations de marche :

$$\frac{\alpha_{N0} + \alpha_{iN0}}{\alpha_{G0} + \alpha_{iG0}} = 1 \tag{2.11}$$

L'indice G caractérise le vol plané et l'indice N le milieu d'une phase de battement (élévation ou abattée). Les angles figurant dans l'équation représentent de façon générale toute situation de mouvement d'aile.

Angle d'incidence aérodynamique α_0

D'après la règle de Kutta Joukowski, on a pour la circulation en un point de l'aile situé à la distance y de l'emplanture :

$$\Gamma_{(y)} = \tfrac{1}{2} \cdot c_{a(y)} \cdot l_{(y)} \cdot v_{(y)} \tag{2.12}$$

où c_a est le coefficient de portance, l_y la largeur locale de l'aile et v_y la vitesse locale effective de l'écoulement d'air. Pour la circulation à l'emplanture à la distance y=0, on écrit donc :

$$\Gamma_0 = \tfrac{1}{2} \cdot c_{a0} \cdot l_0 \cdot v_0 \tag{2.13}$$

d'où l'on déduit

$$c_{a0} = \frac{2 \cdot \Gamma_0}{l_0 \cdot v_0} \tag{2.14}$$

Le coefficient de portance c_a peut s'écrire à l'aide de l'angle d'incidence aérodynamique α et du gradient du coefficient de portance du profil :

$$c_{a0} = \alpha_0 \cdot c_\alpha \tag{2.15}$$

De sorte que

$$\alpha_0 = \frac{2 \cdot \Gamma_0}{l_0 \cdot v_0 \cdot c_\alpha} \tag{2.16}$$

La base de la solution pour représenter la circulation Γ est l'équation (2.4) de R.T. Jones

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_m \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s} \right)^2} + \left(18y_\Gamma - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left(\frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{s}{y} \right) \right] \tag{2.17}$$

qui, pour y=0, donne :

$$\Gamma_0 = \Gamma_m \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6y_\Gamma \right) \tag{2.18}$$

porté dans (2.16), cela donne :

$$\alpha_0 = \frac{2 \cdot \Gamma_m}{l_0 \cdot v_0 \cdot c_\alpha} \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_\Gamma \right) \tag{2.19}$$

Angle de la vitesse induite α_{i0}

Sa valeur à l'emplanture est donnée par la vitesse induite v_i et la vitesse de l'écoulement v

$$\alpha_{i0} = \arctan\left(\frac{v_{i0}}{v_0} \right) \tag{2.20}$$

R.T. Jones donne la vitesse induite avec l'équation (2.5).

à l'emplanture, la vitesse induite est alors :

$$v_{i0} = \Gamma_m \cdot \frac{9}{s} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \tag{2.21}$$

qui, introduite dans l'équation précédente, donne :

$$\alpha_{i0} = \operatorname{atan}\left[\frac{\Gamma_m}{v_0} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \right] \tag{2.22}$$

Comme il s'agit en général avec l'angle de la vitesse induite de très petits angles, on peut remplacer la fonction arc- tangente par la valeur de l'arc en radian et écrire finalement :

$$\alpha_{i0} = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_m}{v_0} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_\Gamma \right) \tag{2.23}$$

Angle d'incidence géométrique α_{E0}

En portant α et α_i dans l'expression d'entrée (2.11) de l'angle α_E on obtient l'équation suivante :

$$\frac{\frac{2 \cdot \Gamma_{mG}}{l_0 \cdot v_G \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_{mG}}{v_G} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\frac{2 \cdot \Gamma_{mN}}{l_0 \cdot v_N \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N} \right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\Gamma_{mN}}{v_N} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N} \right)} = 1 \tag{2.24}$$

Avec les différentes grandeurs, l'indice G caractérise le vol plané et N est un nombre qui prend la valeur 1 pour caractériser l'élévation et la valeur 2 pour caractériser l'abattée.

Soit, en mettant en facteur :

$$\frac{\Gamma_{mG}}{\Gamma_{mN}} \cdot \frac{\left[\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)\right] \cdot \frac{1}{v_G}}{\left[\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N}\right)\right] \cdot \frac{1}{v_N}} = 1 \tag{2.25}$$

et en réarrangeant :

$$\frac{\Gamma_{mN}}{\Gamma_{mG}} = \frac{\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\frac{2}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{18}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N}\right)} \cdot \frac{v_N}{v_G} \tag{2.26}$$

Le rapport des circulations moyennes est le facteur de circulation cherché k_v. Il représente l'écart de valeur de la circulation moyenne autour de l'aile en passant du vol plané à une phase donnée du mouvement de battement. D'une façon générale, le facteur de circulation n'est donné ici que pour les phases en élévation et en abattée avec l'aile étendue.

$$k_{\Gamma N} = \frac{\Gamma_{mN}}{\Gamma_{mG}} \tag{2.27}$$

Le rapport des vitesses v_N/v_G en extrémité de l'équation (2.26) est le rapport des vitesses du vol dynamique et du vol plané v_N/v_G. Il correspond au facteur de vitesse k_v qui est utilisé comme paramètre d'entrée du modèle de calcul.

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma G}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{9}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot y_{\Gamma N}\right) + \frac{180}{\pi} \cdot \frac{9}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N}\right)} \cdot k_v \tag{2.28}$$

soit en réduisant :

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{2}{\pi} - y_{\Gamma G}\right) + \frac{270}{\pi \cdot b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\frac{1}{l_0 \cdot c_\alpha} \cdot \left(\frac{2}{\pi} - y_{\Gamma N}\right) + \frac{270}{\pi \cdot b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N}\right)} \cdot k_v \tag{2.29}$$

ou encore :

$$k_{\Gamma N} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma N}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma N}\right)} \cdot k_v \tag{2.30}$$

avec Γ_{mN} circulation moyenne à un instant considéré d'une phase de battement, par exemple au milieu du battement

Γ_{mG} circulation moyenne en vol plané

$k_{\Gamma N}$ facteur de circulation à un instant considéré d'une phase de battement, par exemple au milieu du battement

$y_{\Gamma G}$ distance, rapportée à la demi- envergure « s », du centre de pression à l'emplanture en vol plané

$y_{\Gamma N}$ distance rapportée à la demi- envergure du centre de pression à l'emplanture moyenne à un instant considéré d'une phase de battement, par exemple au milieu du battement

$l_{(0)}$ profondeur de l'aile à l'emplanture [m]

c_α dérivée angulaire du coefficient de portance du profil utilisé [degré$^{-1}$]

k_v facteur de vitesse (vol dynamique/vol plané)

Le facteur de circulation se compose en particulier de deux facteurs. Le premier facteur -celui qui correspond à la grande fraction- varie au cours d'une période de battement par suite du changement de la distance y_Γ du centre de pression au cours du temps. Le deuxième facteur est déterminé par le rapport des vitesses de vol entre le vol dynamique et le vol plané. ($k_v=v_K/v_G$) qui est ici supposé constant. Les deux vitesses sont en première approximation égales. Ce facteur peut donc en première approximation être pris égal à 1 (Voir plus loin le paragraphe 8.5).

$$k_v = \frac{v_K}{v_G} \tag{2.31}$$

Les circulations moyennes Γ_m, soit Γ_{mN}, qui figurent dans les équations (2.4) et (2.5), avec un angle d'incidence α_E constant à l'emplanture, proviennent dans chaque circonstance de

$$\Gamma_{mN} = k_{\Gamma N} \cdot \Gamma_{mG} \tag{2.32}$$

Le facteur de circulation varie comme suit en fonction du nombre caractéristique de circulation des phases du vol battu ou du vol plané.

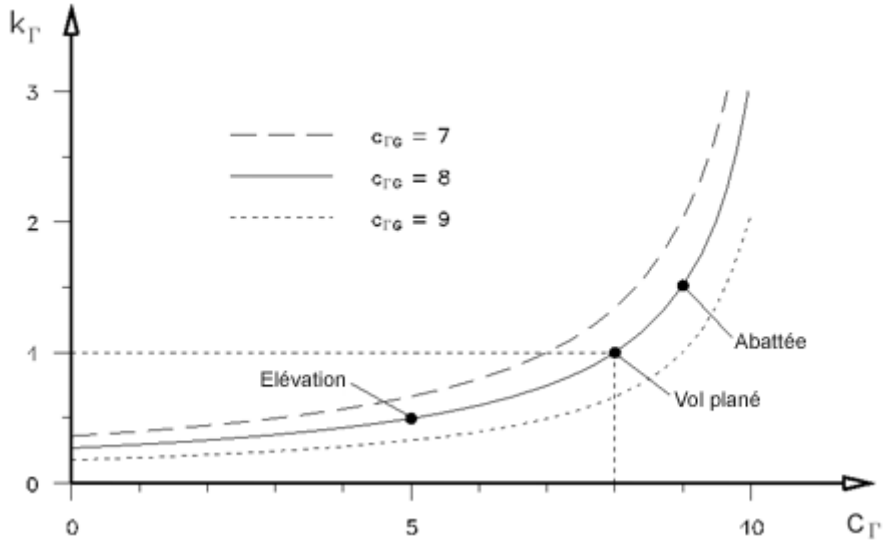


Fig. 2.9 Evolution du facteur de circulation pour trois nombres caractéristiques de circulation du vol plané différents. Sur la courbe qui correspond au nombre $c_{\Gamma G}$ =8, on a marqué par des points les facteurs de circulation d'une aile battante pour les nombres caractéristiques c_Γ =5 ou 8 et 9.

Pour mieux comprendre le rôle du facteur de circulation il faut en faire la démonstration sur un exemple. On utilise les nombres caractéristiques de circulation suivants :

Vol plané	$c_{\Gamma G}$ =8
Elévation	$c_{\Gamma 1}$ =5
Abattée	$c_{\Gamma 2}$ =9

Sur la figure précédente on lit les facteurs de circulation correspondants

$k_{\Gamma G}$ = 1,0

$k_{\Gamma 1}$ ≈ 0,5

$k_{\Gamma 2}$ ≈ 1,5

Dans cet exemple, la circulation moyenne est donc à l'instant considéré pour l'élévation environ une demi- fois et à l'instant considéré pour l'abattée une fois et demie la circulation moyenne du vol plané. Avec seulement la conservation de l'angle d'incidence à l'emplanture $\alpha_{E(0)}$, et le déplacement simultané

du centre de pression le long de la demi- envergure, la circulation est plus petite dans l'élévation et plus grande dans l'abattée que dans le vol plané. Cela va dans le sens de ce qu'exige dans son principe le vol des oiseaux.

La figure suivante montre les répartitions de la circulation qui résultent de l'exemple précédent en considération des facteurs de circulation.

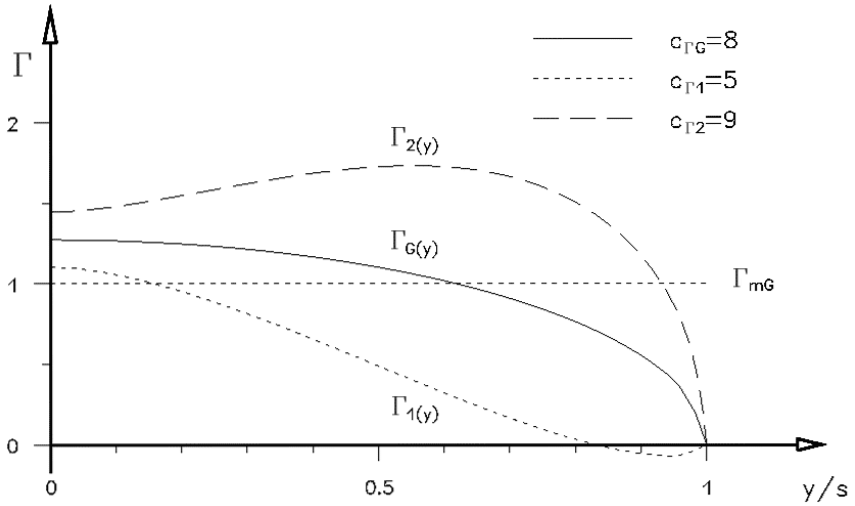


Fig. 2.10 Répartitions de circulation pour les nombres caractéristiques c_Γ= 5, 8 et 9 avec le maintien constant de l'angle d'incidence $\alpha_{E(0)}$ à l'emplanture.

Les différences qui subsistent sur la valeur des fonctions à l'emplanture proviennent des différences angulaires dues à la vitesse induite. L'angle d'incidence $\alpha_{(0)}$ provient de la lecture de la polaire du profil pour la valeur exigée du coefficient de portance c_a. Par suite des différences sur l'angle $\alpha_{i(0)}$ dû à la vitesse induite on en vient donc à l'emplanture – en dépit du maintien de l'angle d'incidence $\alpha_{E(0)}$ – à des différences sur l'angle d'incidence aérodynamique α (voir la définition des angles au paragraphe 6.5). Ces écarts se répercutent sur la figure précédente sur la circulation c'est à dire sur la valeur de la portance à cet endroit.

Si on prend les valeurs de l'exemple de calcul (Profil Clark Y [11,7], l= 0,28m, b= 2,8m, voir les autres données dans l'annexe A) on obtient sensiblement les valeurs suivantes à l'emplanture.

		vol plané	élévation	abattée
angle d'inclinaison de la trajectoire	$\delta_{(0)}$	0°	0°	0°
angle d'incidence de la corde du profil	$\alpha_{(0)}$	5,2°	4,1°	6,3°
angle de la vitesse induite	$\alpha_{i(0)}$	1,1°	2,2°	0°
angle de la tangente à l'intrados	σ	-2,0°	-2,0°	-2,0°
angle d'incidence	$\alpha_{E(0)}$	4,3°	4,3°	4,3°

Les répartitions de circulation qui sont montrées sur la figure précédente pour l'élévation ou l'abattée de l'aile sont valables pour le milieu du battement. C'est à ce moment que se trouve la vitesse maximale de battement .Aux extrémités des deux phases du battement l'aile s'arrête un instant. On peut supposer au moins dans des conditions stationnaires que l'on a là les mêmes la même répartition de circulation qu'en vol plané. Le passage des fonctions entre ces quatre points essentiels dépend de l'allure temporelle du mouvement de battement. Il en sera débattu de façon plus précise au paragraphe 8.

2.5 Allure de la poussée

Par principe, l'allure de la portance, soit de la force transversale F_Q, le long de l'aile correspond, au moins avec la même vitesse du courant d'air tout au long de l'aile, à l'allure de la circulation. Pour différents nombres caractéristiques de circulation, les différences caractéristiques de la portance sont donc mises en évidence par la figure 2.6. Il est tout aussi intéressant de connaître les allures de la poussée qui s'y rapportent. Quelques –unes sont représentées sur la figure suivante

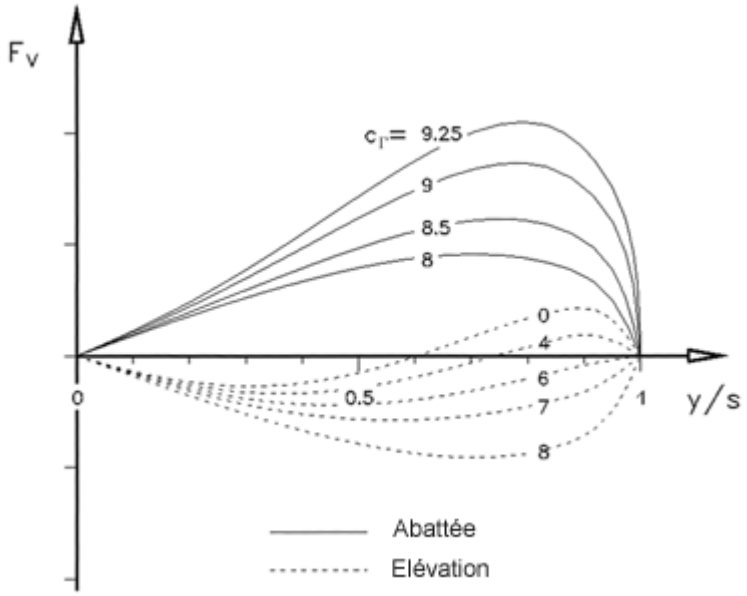


Fig. 2.11 Evolution générale de la force qui travaille – soit la poussée – pour différents nombres caractéristiques de circulation et sans rotation de l'aile à l'emplanture.
La force de poussée F_V est décrite sur la figure (1.2) et dans l'équation (1.2).

Comme à l'emplanture aucun mouvement de battement n'a lieu, la poussée à cet endroit – malgré une forte circulation – a toujours une valeur nulle. De plus, à l'extrémité de l'aile, la circulation et donc la poussée redeviennent nulles. Entre les deux, les valeurs de la force sont déterminées par l'allure de la circulation.

La figure précédente confirme le rapport de la recherche sur les oiseaux en ce sens que la poussée est produite de façon prépondérante par l'aile de main. Mais du même coup, cette figure va à l'encontre de l'idée que l'on peut sans façon renoncer à la poussée de la région du bras. Comme le montrent les courbes qui concernent l'abattée, il y a lieu de tenir compte de la part de poussée due à la moitié interne de l'aile. De plus, la valeur maximale ne pourra devenir que difficilement aussi grande dans la région de la main, si à l'articulation de la main – soit environ au milieu de la demi- aile – elle ne commence que par être nulle. Il est donc opportun de considérer dans leur ensemble comme un tout l'aile de bras et l'aile de main dans le cas de l'aile étendue ou encore non ployée.

Avec les ornithoptères pour lesquels les ailes de bras sont agencées de façon rigide et seules ne battent que les ailes de main (Händler, 1983), la poussée ne se développe naturellement que dans la région de la main. Vu la courte longueur qui bat , on devra fortement élever la vitesse de battement pour obtenir la même poussée moyenne qu'avec une aile battant dans son entier. Pour améliorer l'action propulsive de l'aile de main, il peut être avantageux de la séparer par une clôture limite de l'aile de bras qui ne produit que de la portance. Il n'y a encore aucune représentation sur la façon dont la répartition de la circulation doit apparaître dans ce cas.

3 Traînée induite

La traînée induite a sa source dans la production de la portance. Elle représente les pertes du système tourbillonnaire qui s'établit avec les ailes d'envergure finie par le contournement de leur extrémité. Elle joue un rôle décisif dans la recherche de la répartition optimale de circulation lors de l'élévation et de l'abattée de l'aile.

On va commencer par décrire les valeurs de la traînée induite pour diverses répartitions de la circulation. Pour finir, on cherchera à esquisser la configuration tourbillonnaire d'une aile battante.

3.1 Valeurs de la traînée induite

R.T. Jones décrit comme suit la traînée induite moyenne d'une aile portante avec la variation de la répartition de circulation

$$F_{Wi} = \Gamma_m{}^2 \cdot \rho \cdot \frac{2}{\pi} \cdot \left(\frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_\Gamma{}^2 - 12\pi \cdot y_\Gamma + 9 \right) \tag{3.1}$$

La traînée induite d'une aile portante en vol plané avec répartition elliptique de la circulation, donc avec $c_\Gamma = 8$ et y_Γ donné par l' équation (2.6), donne aussi ici l'expression connue

$$F_{Wi\,ell} = \Gamma_{mGell}{}^2 \cdot \rho \cdot \frac{2}{\pi} \tag{3.2}$$

Pour une aile portante habituelle il peut être alors intéressant de modifier la dimension de l'envergure et la répartition de la circulation d'une manière telle que la distance y_Γ du centre de portance à l'emplanture* et la circulation moyenne Γ_m et par là même le moment de battement de l'aile à l'emplanture restent constants. La traînée induite est modifiée selon R.T. Jones suivant l'expression suivante

$$\frac{F_{Wi}}{F_{Wi\,ell}} = 8 \cdot \left(\frac{s_{ell}}{s} \right)^4 - 16 \cdot \left(\frac{s_{ell}}{s} \right)^3 + 9 \cdot \left(\frac{s_{ell}}{s} \right)^2 \tag{3.3}$$

Dans cette équation, s_{ell} est la demi- envergure de référence correspondant à la répartition elliptique.

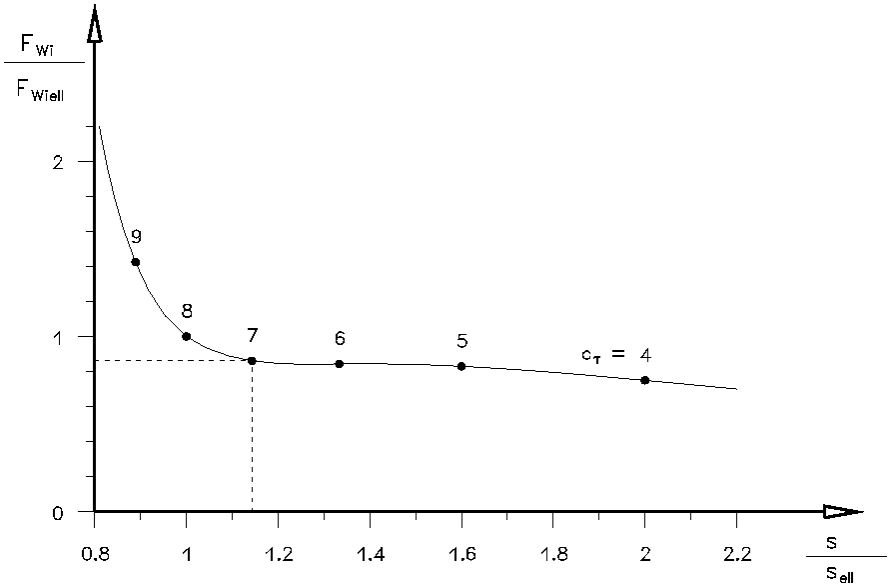


Fig. 3.1 Evolution du rapport des traînées induites F_{wi} / F_{wiell} avec circulation moyenne constante et distance réduite constante du centre de pression par rapport à l'emplanture.

* rapportée à la demi- envergure « s »

On voit qu' avec $s/s_{ell} = 1$ le minimum de la traînée induite n'est pas atteint. Si l'on atténue la circulation vers la pointe de l'aile, on réduit d'environ 15% la traînée induite avec un allongement de l'envergure de 15%. Et cela tout en conservant le moment à l'emplanture de la force de battement. Le minimum de la traînée induite obtenu pour une répartition elliptique de la circulation n'est valable, comme on le sait, que pour l'aile portante dont l'envergure limitée est fixée.

Avec l'aile battante, il est intéressant d'examiner la différence des allures de la traînée induite avec et sans rotation de l'aile à l'emplanture, soit avec et sans facteur de circulation. Sur la figure suivante, on a l'évolution du rapport F_{wi} / F_{wiell} dans les conditions du déplacement du centre de pression dans la direction y d'après les équations suivantes

avec rotation à l'emplanture de l'aile (circulation moyenne constante)

$$\frac{F_{Wi}}{F_{Wi\,ell}} = \frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_\Gamma{}^2 - 12\pi \cdot y_\Gamma + 9 \tag{3.4}$$

sans rotation à l'emplanture (avec référence au facteur de circulation)

$$\frac{F_{Wi}}{F_{Wi\,ell}} = k_\Gamma{}^2 \cdot \left(\frac{9}{2} \cdot \pi^2 \cdot y_\Gamma{}^2 - 12\pi \cdot y_\Gamma + 9 \right) \tag{3.5}$$

avec y_Γ d'après l'équation (2.6)
k_Γ d'après l'équation (2.30)

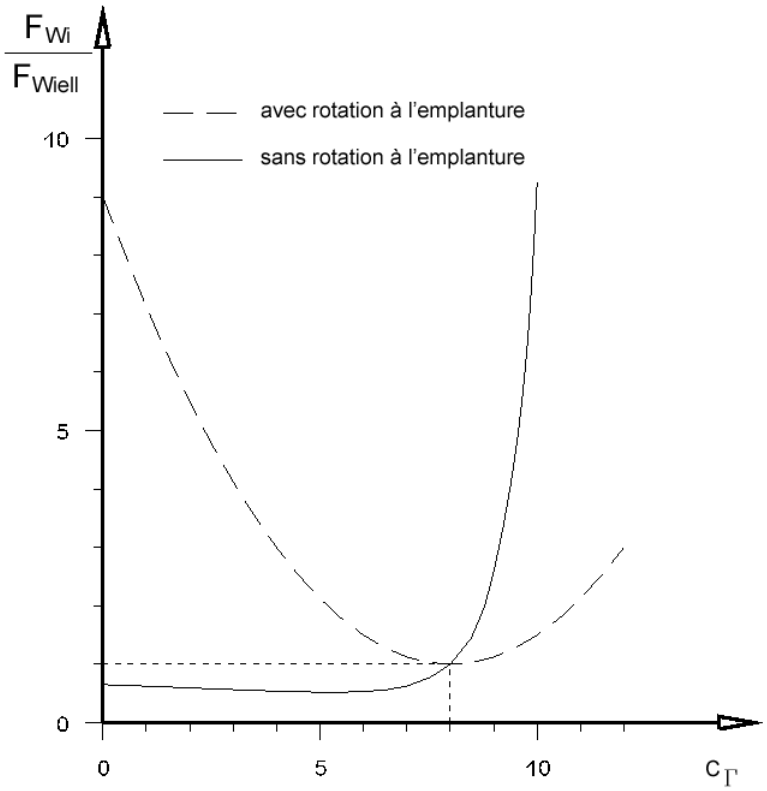


Fig. 3.2 Evolution en fonction de la distance du centre de pression à l'emplanture y_Γ de la traînée induite rapportée à la traînée induite de la répartition elliptique
– – – – – avec circulation moyenne constante (avec rotation à l'emplanture)
——— avec modification de la circulation moyenne correspondant au facteur de circulation (sans rotation à l'emplanture)

La figure montre qu'en conservant la valeur de la circulation moyenne, la traînée induite augmente seulement imperceptiblement au voisinage de la répartition elliptique de la circulation. En revanche,

quand le nombre de circulation c_Γ s'éloigne franchement de 8, l'accroissement de la traînée est considérable. Avec le nombre de circulation $c_\Gamma = 0$, la traînée se monte par exemple à neuf fois celle de la répartition elliptique.

Si l'on conserve l'angle d'incidence α_E à l'emplanture, on a une tout autre image en raison de l'effet du facteur de circulation. Dans le domaine qui caractérise l'élévation, c'est-à-dire pour les valeurs de c_Γ inférieures à 8, la traînée induite est relativement constante et elle vaut environ 0,6 fois celle de la répartition elliptique. Un minimum très plat existe aux environs de $c_\Gamma = 5$. Au regard de la traînée induite le choix de c_Γ est donc pour la phase d'élévation sans grande importance. Pour l'abattée par contre la traînée induite augmente fortement avec l'accroissement du nombre de circulation. Déjà pour $c_\Gamma = 9$ elle atteint 2,6 fois la valeur correspondant à la répartition elliptique.

3.2 Configuration tourbillonnaire de l'aile battante

3.2.1 Représentation de la configuration tourbillonnaire de l'aile battante

Pour se faire une idée de la nature de l'écoulement sur une surface portante d'envergure limitée, on s'en tient d'abord au cas d'une circulation constante le long de l'envergure. Pour simplifier la représentation du tourbillon, on peut réduire et resserrer le profil de la surface portante pour que finalement les forces ne s'exercent que sur une ligne. La longueur de cette ligne correspond à l'envergure. Par la conservation de la circulation les mêmes forces de portance agissent toujours comme dans le cas de la mesure sur les profils. La surface portante est pour ainsi dire remplacée par une ligne portante, dont on désigne le système tourbillonnaire resserré par « filet tourbillonnaire » ou « tourbillon lié » à la surface portante.

Pour le filet tourbillonnaire il est établi qu'il ne peut se terminer dans l'espace libre. D'après les lois sur les tourbillons, un filet tourbillonnaire doit soit atteindre la frontière de l'espace soit se terminer sur lui-même. A l'extrémité des lignes portantes, il faut donc soit des parois comme en soufflerie, soit des tourbillons libres comme dans le vol. Ces derniers sont recourbés vers l'arrière par le courant d'air. Derrière la surface portante, il existe une bande limitée de chaque côté par deux tourbillons approximativement en ligne droite. Cette configuration tourbillonnaire de tourbillons liés et tourbillons libres est désignée par « tourbillon en fer à cheval ». Les deux extrémités de ces tourbillons sont en dernier lieu reliées pour former un anneau fermé par le dénommé « tourbillon de départ » ou bien elles se terminent à terre.

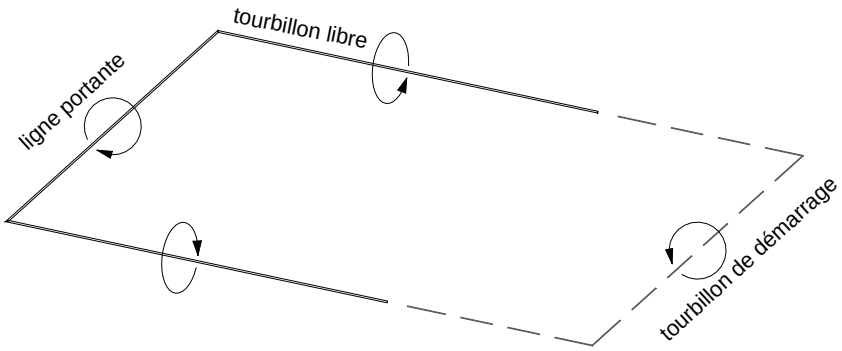


Fig. 3.3 Système tourbillonnaire simplifié de l'aile portante d'envergure limitée en vol horizontal stationnaire

La configuration tourbillonnaire représentée par le tourbillon en fer à cheval de l'aile portante d'envergure limitée est certes encore bien grossière, Toutefois on en déduit des lois élémentaires.

Les champs tourbillonnaires des deux branches du fer à cheval s'additionnent dans la bande qu'ils forment et ils donnent ensemble un champ de vitesse induite sur toute une surface. Ce champ s'étend dans la direction du vol depuis le tourbillon de démarrage jusqu'à la surface portante. En outre vu que les deux filets tourbillonnaires libres se trouvent eux-mêmes dans le champ de vitesse induite de l'autre ce double tourbillon en interaction mutuelle développe un mouvement propre stable vers le bas. A cause de l'avancement de l'aile portante, son champ de vitesse induite se déplace vers l'avant en permanence.

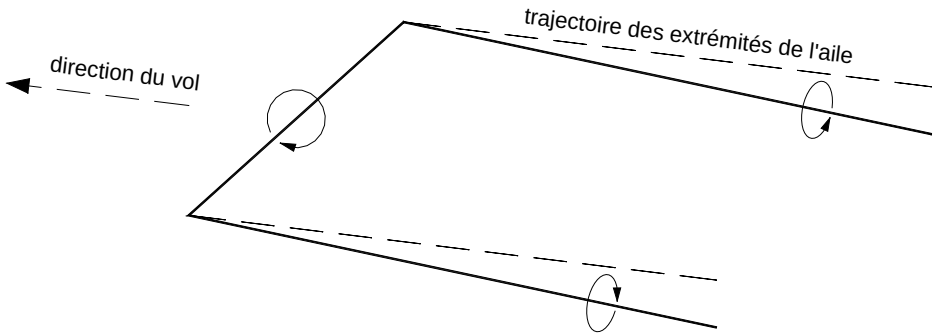


Fig. 3.4 Système tourbillonnaire simplifié de l'aile portante d'envergure limitée en vol horizontal stationnaire

L'énergie cinétique contenue dans l'ensemble du système tourbillonnaire reflète la dépense d'énergie dans la production de portance et on l'exprime à l'aide de la traînée induite. Dans la littérature, on la désigne aussi parfois par « traînée de portance ».

Pour raffiner le modèle du tourbillon en fer à cheval, on rajoute des tourbillons liés plus espacés parallèlement à la ligne portante. Dans leur prolongement se forment alors de nouveau vers l'arrière des filets tourbillonnaires libres.

La distance des tourbillons libres dépend de la différence locale de la circulation. Si on dispose par la pensée un anneau autour de la section de l'aile et qu'on le déplace le long de l'envergure, la circulation à l'endroit où il se trouve ne peut changer que si les filets tourbillonnaires sont coupés par cet anneau. Sur la figure suivante par exemple est représenté le système tourbillonnaire simplifié d'une aile portante avec une répartition de circulation elliptique. On remarque de grandes différences de circulation pour de petites distances entre les filets tourbillonnaires libres

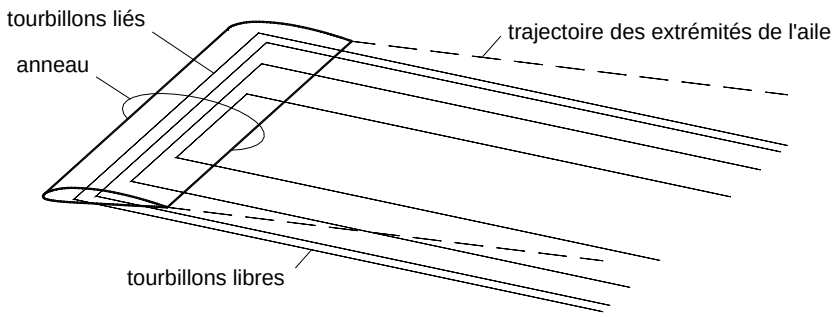


Fig. 3.5 Système tourbillonnaire d'une aile portante d'envergure limitée avec une répartition de circulation elliptique

La répartition elliptique de la circulation le long de l'envergure de l'aile a la propriété spécifique de donner une vitesse induite constante le long de l'envergure. Le champ de vitesse induite limité aux deux filets tourbillonnaires de bordure se déplace vers le bas pour ainsi dire comme une planche rigide plane.

Il se prolonge toujours plus loin en avant par le mouvement de l'aile. L'énergie cinétique de ce champ de vitesse induite présente par sa rigidité et sa relative économie de déformation et de déplacement le minimum de dépense qui soit nécessaire pour la production de portance d'une aile d'envergure déterminée.

Ce système tourbillonnaire envisagé de façon encore très théorique devient plus clair si on examine les circonstances de l'écoulement qui s'y rapportent. Par suite des différences de pression entre l'extrados et l'intrados, il existe un contournement des extrémités de l'aile. Ce mouvement latéral des particules d'air qui passent au-dessus et de celles qui passent en dessous de l'aile, se superpose au courant d'air qui vient de l'avant. Cela conduit au bord de fuite de l'aile à des lignes de courant qui se croisent. Celles-ci deviennent – en langage imagé – des filets tourbillonnaires torsadés vers l'arrière. Au bord de fuite de l'aile se forme donc vers l'arrière à partir des filets tourbillonnaires une fine nappe tourbillonnaire de la largeur de l'envergure. Cette couche de tourbillons s'enroule successivement sur elle-même en commençant par les bords et elle s'étire comme une nappe de caoutchouc. A grande distance de l'aile portante, elle se change peu à peu en une paire de deux tourbillons en interaction mutuelle avec un noyau tourbillonnaire croissant.

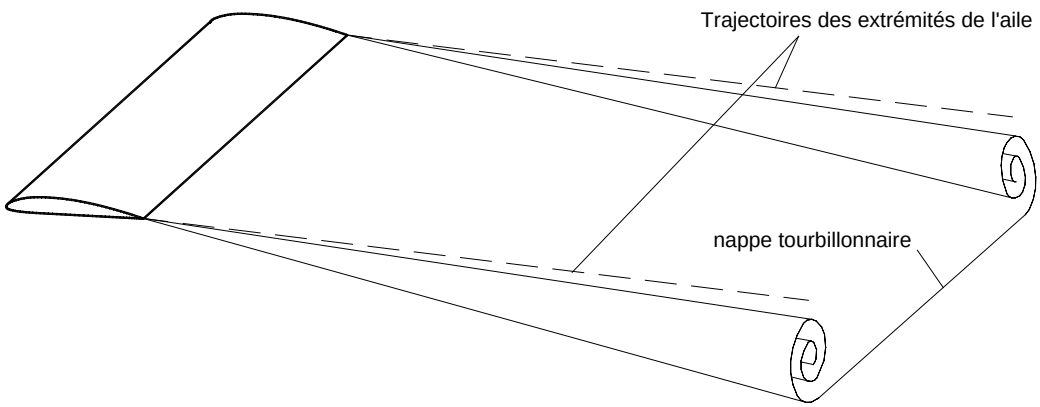


Fig. 3.6 Nappe tourbillonnaire de l'aile portante avec répartition elliptique de la portance

3.2.2 Configuration tourbillonnaire de l'aile battante étendue

Si on transpose légitimement le système tourbillonnaire d'une aile portante à l'aile battante, on a d'abord à mettre en place les répartitions de base de la circulation. Dans ce qui suit, on utilise les répartitions qui proviennent de la figure 2.10.

On suppose tout d'abord que l'aile battante se trouve immobile au milieu du battement, c'est-à-dire étendue et que les répartitions de la circulation des phases du battement prises isolément restent constantes sur un plus long espace de temps. On peut par exemple esquisser le système suivant pour l'abattée.

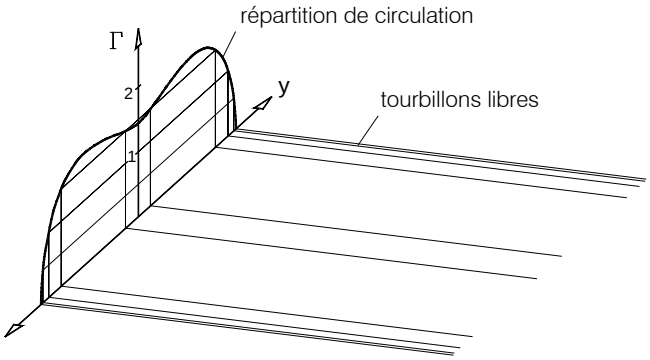


Fig. 3.7 Présentation graphique du système tourbillonnaire d'une aile portante avec la répartition de circulation de l'abattée de la figure 2.10 et avec une graduation des filets tourbillonnaires de 0,5 [m^2/s]

Maintenant, il est vrai que la vitesse induite lors des deux phases du battement n'est pas constante le long de l'envergure. La formation du champ tourbillonnaire qui en résulte derrière l'aile est difficile à établir correctement .On suppose ici en première approximation que le champ de vitesse induite – en dépit de la différence avec celui qui résulte de la répartition elliptique- doit être plan et rigide. Une aile portante qui avance de façon stationnaire et présente les mêmes répartitions de circulation qu'une aile battante au milieu du battement développera alors un système tourbillonnaire du type suivant.

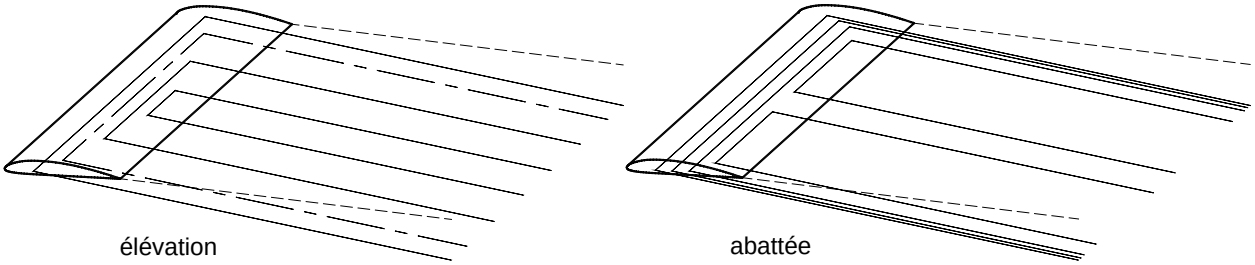


Fig. 3.8 Système tourbillonnaire d'une aile portante avec les répartitions de circulation conformes à celles de la figure 2.10 et dans l'hypopthèse simplificatrice d'un champ plan des vitesses induites.

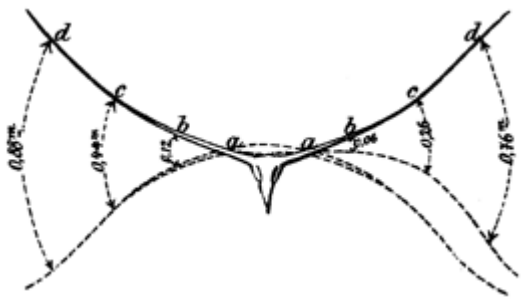
La distance mutuelle des filets tourbillonnaires est obtenue à partir de la figure 2.10 d'une façon simple. Pour cela, les distances à l'emplanture traduisent simplement les valeurs échelonnées de la circulation – avec ici une valeur de l'échelon de 0,5 [m^2/s] –. De plus, dans la représentation du battement de l'aile en élévation, on a reporté la ligne du changement de sens de la circulation (en tirets).

3.2.3 Effet éventail

Une aile étendue qui bat agit comme un éventail. Elle accélère l'air qu'elle balaie, non seulement vers le bas, mais aussi vers l'extrémité de l'aile. Par des films observés au ralenti, comme m'en a par exemple présentés M. A. Piskorsch (1975), on pouvait bien reconnaître cela. Ces films montraient de grands oiseaux en vol, par exemple cygnes ou cigognes, vus de face ou de derrière. L'élégance de ces vols était alors particulièrement manifeste. Si une prise de vue prend toute l'image et est maintenue sur plusieurs périodes de battement, on a l'impression que l'oiseau se hâte. Au lieu de cela, on voit davantage le cours d'un mouvement de battement qui se rapporte au corps de l'oiseau. L'observation qui se présente alors est décrite comme suit.

Le mouvement de l'aile s'effectue, selon une expression un peu exagérée, comme celui d'un fouet dont les possibilités d'extension vers le haut sont limitées. Déjà juste avant que ne commence l'élévation de l'aile, son incurvation vers le bas se développe comme une onde, avec une amplitude qui croît de l'emplanture vers l'extrémité. La courbure de l'aile plus modérée vers le haut dans l'abattée s'y raccorde harmonieusement. Le mouvement ondulatoire prend fin à peu près au passage par le milieu de l'abattée, avec le maximum de courbure de l'aile et la disposition vers le haut des plumes d'impulsion, pour de nouveau recommencer à l'emplanture. En particulier à l'envol, on s'imagine voir une masse d'air évacuée sous l'aile de l'intérieur vers l'extérieur (voir aussi l'élargissement du système tourbillonnaire derrière l'insecte en vol sur la figure 3.10).

L'efficacité du déroulement de ce mouvement à la manière d'un fouet est à comparer au mouvement de la queue des poissons, ou même, de façon plus grossière, à celui d'un éventail (comparer avec l'image suivante). L'aile battante accélère donc l'air non seulement vers le bas mais aussi à coup sûr vers le côté. En outre, le mouvement des particules en extrémité d'aile est sous l'influence des forces centrifuges. Ces forces se présentent dans la couche limite de l'aile battante en raison du mouvement circulaire du battement. La masse de la couche d'air brassé n'est certes pas grande, mais son influence est à prendre en considération.



L'accélération de l'air dans la direction de la pointe de l'aile demande évidemment l'existence de forces dans la nature. Dans la théorie de l'aile portante il est bien connu aussi que l'écoulement dans cette direction puisse être bien utile.

Fig. 3.9 Vue de face d'une cigogne en vol*

Par l'air repoussé sur les côtés, les lanières tourbillonnaires en arrière de l'aile sont dirigées vers l'extérieur, ce qui revient à accroître l'envergure. Aussi, de par la configuration tourbillonnaire de l'aile battante, on peut penser que l'air dirigé vers l'extérieur soit reconnu avoir un effet positif. Tout comme avec l'aile portante, les tourbillons marginaux des deux côtés de l'aile battante se rapprocheront probablement l'un de l'autre au cours du temps.

3.2.4 Système tourbillonnaire d'un insecte

Avant de développer davantage la représentation du système tourbillonnaire de l'aile battante, on doit maintenant rapidement porter notre attention sur un résultat intéressant de la biologie. C'est l'image tourbillonnaire de l' « œil d'or », papillon que les zoologues de Leningrad (Brodsky et Ivanov, 1986) ont photographié. Cela est rapporté sur la figure suivante. Elle fait découvrir des propriétés intéressantes du champ tourbillonnaire.

Sur la vue supérieure, on reconnaît nettement l'élargissement des tourbillons qui vient de l'effet d'éventail. Cet élargissement est fortement développé vraisemblablement à cause de l'étroitesse de l'aile.

* Otto Lilienthal: Le vol de l'oiseau comme base de l'art de voler, Editeur R. Gärtner, Berlin 1889

Le sens de rotation du tourbillon de bordure change avec le sens du battement. Le papillon fonctionne de façon évidente en changeant le sens de la circulation tout le long de l'aile. Il nage pour ainsi dire dans une mer d'air, tout comme un poisson dans l'eau, sans produire beaucoup de portance.

Les tourbillons qui s'échelonnent en arrière des positions extrêmes de l'aile sont, contrairement aux tourbillons de bordure, fortement structurés. Les tourbillons liés qui s'échappent dans la phase de fin de course et le tourbillon de démarrage du début de la phase de battement s'additionnent. Il s'ensuit sur l'échelon un tourbillon environ deux fois plus fort que le long des extrémités de l'aile.

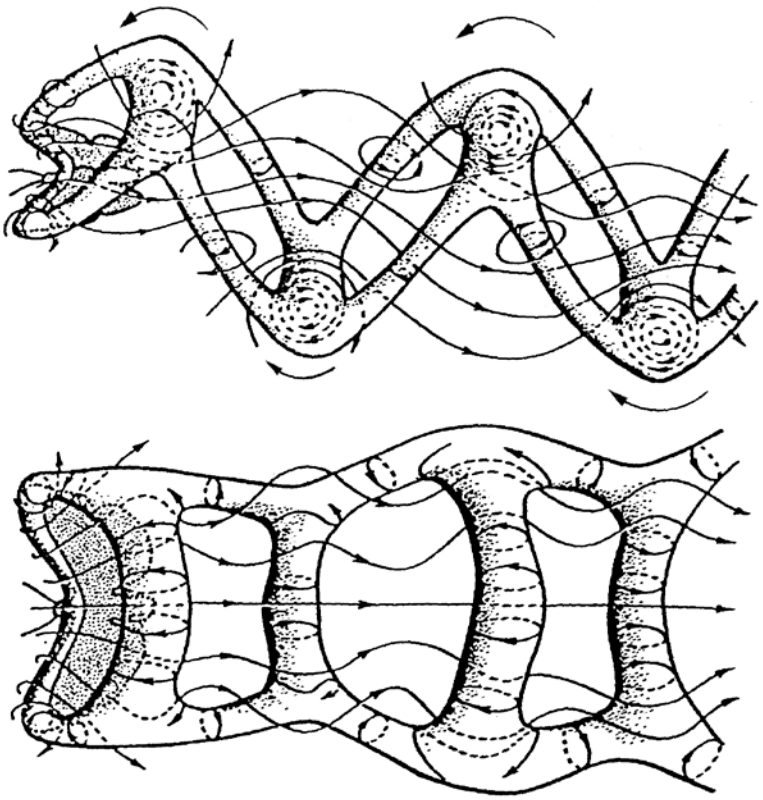


Fig. 3.10 Echelle tourbillonnaire derrière un papillon en vol (Brodsky et Ivanov, 1986)

Sur la vue ci-dessus du système tourbillonnaire en échelons apparaît le changement de largeur de la nappe tourbillonnaire derrière l'aile. Dans la position haute elle est plus large qu'ailleurs. Cela tient sans doute à la forme en V changeante de l'aile. Dans la position haute, donc avec la configuration en V positive, les tourbillons libres sont accélérés vers l'extérieur par la vitesse induite dirigée dans cette direction. Avec la configuration en V négative, ils sont accélérés davantage vers l'intérieur. Peut-être aussi le tourbillon n'est-il pas symétrique dans la situation de l'aile étendue. Le battement dirigé vers le bas est peut-être plus fort. Cela expliquerait l'échelon du bas plus court. La largeur de la nappe tourbillonnaire qui grossit en moyenne vers l'arrière manifeste le fonctionnement en éventail déjà décrit.

Les branches directrices du système tourbillonnaire sont situées relativement près l'une de l'autre. Le tau d'avancement, c'est-à-dire le rapport de la vitesse de vol à la vitesse de battement est par conséquent petit. Les conditions de l'écoulement sont donc fortement non stationnaires.

Un effet de l'organisation du système tourbillonnaire est l'existence du courant d'air dirigé vers l'arrière entre les barreaux de l'échelle tourbillonnaire. A leur extrémité se trouve l'aile battante. A mon avis, ce courant d'air n'agit pas comme aspirateur sur l'aile battante (Clauss, 1968), mais il vient en réaction à la poussée de l'aile battante.

3.2.5 Aile battante avec circulation changeante

Déjà d'après d'anciennes communications (Lippisch, 1938 ; Rayner, 1986) il se forme avec une circulation croissante à la fin de l'élévation et au début de l'abattée des tourbillons de départ, qui s'échappent vers l'arrière. Ils restent en relation avec les tourbillons liés de l'aile par les tourbillons libres de chaque côté. A la fin de l'abattée et au début de l'élévation, les tourbillons liés se séparent de l'aile avec une circulation décroissante et ils s'en vont vers l'arrière. De cette façon il reste derrière l'aile battante des anneaux tourbillonnaires fermés, étirés dans la longueur. Le cycle recommence de nouveau depuis l'avant à la fin de la position haute de l'aile.

Sur la figure ci-contre est esquissée avec ces réflexions la vue de dessus de la configuration tourbillonnaire d'une maquette d'aile battante. Les simplifications suivantes sont faites à ce propos

- Sont seulement représentées les trajectoires des points initiaux des filets tourbillonnaires libres. L'influence ultérieure mutuelle des filets tourbillonnaires libres est sans effet.
- La forme spatiale du champ tourbillonnaire qui résulte des différentes configurations en V de l'aile et des différentes vitesses induites est projetée sur un plan horizontal.
- On ne prend pas en considération les différentes largeurs du champ tourbillonnaire, qui existent sur la vue précédente du fait des différentes configurations en V de l'aile.
- On néglige aussi l'amplification de la largeur du champ tourbillonnaire qui provient de l'effet éventail au cours du temps en arrière de l'aile battante.

Une configuration tourbillonnaire correspondante se présenterait si on gardait l'aile étendue, en changeant périodiquement la circulation de façon appropriée et en figeant la position des tourbillons à l'instant considéré.

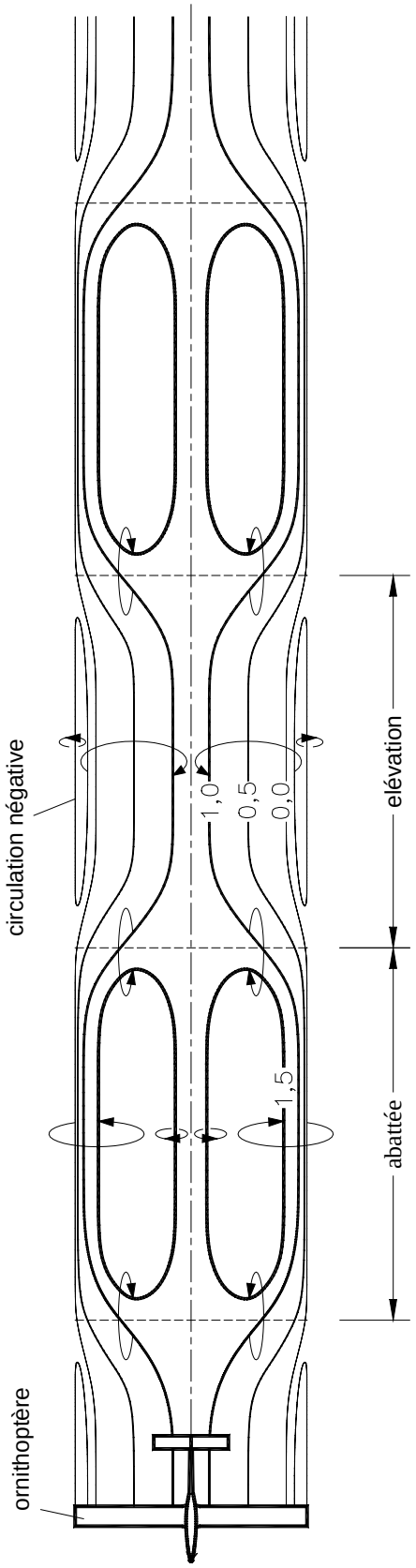


Fig. 3.11 Vue de dessus du système tourbillonnaire simplifié derrière un ornithoptère

A la base de la représentation se trouvent les circulations instantanées des figures 2.10 ou 3.7 qui existent au milieu du battement. Dans les positions extrêmes de l'aile battante – donc à un instant entre les deux phases du battement – l'aile reste tranquille un instant. On peut prendre là en première approximation dans des conditions quasi-stationnaires la répartition elliptique du vol plané.

De plus, l'allure temporelle des changements de la circulation n'est pas sinusoïdale mais plutôt rectangulaire. On voit cela à la longueur du temps pendant lequel le tourbillon conserve sa valeur et sa course parallèle à la ligne médiane.

En outre, avec la circulation négative lors de l'élévation, – en plus des lignes tourbillonnaires échelonnées avec un écart de circulation de $\Delta\Gamma$=0,5 – un anneau tourbillonnaire est tracé en bout d'aile pour les intensités de circulation nettement plus faibles. Autrement on ne verrait pas la direction de cette circulation dans la configuration tourbillonnaire.

A la place Γ=0, la circulation est naturellement nulle et de ce fait aucun filet tourbillonnaire n'existe plus. Avec la graduation grossière utilisée, ce filet prend place néanmoins pour toutes les valeurs de circulation réelles qui existent tout près.

Malgré les fortes simplifications, la configuration tourbillonnaire n'est pas aussi claire que celle du tourbillon en fer à cheval ni aussi suggestive que l'image de l'écoulement du papillon. Avec une attention plus approfondie, on peut cependant bien percevoir cette configuration comme on lirait les lignes de niveau d'une carte géographique. Aux lignes de niveau correspondent ici les lignes d'égale valeur de la circulation. Les parties des filets tourbillonnaires qui sont perpendiculaires à la direction de l'écoulement dans la région des extrémités de l'aile forment les échelons tourbillonnaires. La position de filets tourbillonnaires est dessinée un peu schématiquement en correspondance avec les données du modèle de calcul.

Les anneaux tourbillonnaires fermés que l'on voit sur la figure précédente sont produits lors de l'abattée, mais n'appartiennent qu'à une demi- envergure de l'aile. Ils résultent d'un surcroît de circulation au milieu de la demi- envergure.

Sur leur bord se trouve indiqué au milieu de l'envergure le sens de la circulation, de bas en haut. On ne doit pas se figurer pour autant que la vitesse induite change aussitôt à cet endroit. Cette partie des anneaux tourbillonnaires se trouve elle-même dans le champ de vitesse induite du tourbillon marginal. D'après le sens de la circulation dessinée, au milieu de l'aile, ce champ de vitesse induite est uniquement affaibli. Sur la figure 2.6 on peut voir cependant que au-delà de la valeur du nombre de circulation c_Γ = 9, la vitesse induite à l'emplanture devient plus petite que zéro. Dans ce cas, il règne à l'emplanture un courant induit ascendant au lieu de descendant. De la même façon, cela se présente aussi lors de l'élévation à la pointe de l'aile pour c_Γ inférieur à 7 environ.

La différence majeure avec la configuration tourbillonnaire du papillon réside en particulier dans l'emploi du déplacement de la portance en plus du changement de sa valeur. Le sens de la circulation ne change pratiquement pas entre l'élévation et l'abattée – exception faite en bout d'aile lors de l'élévation –. Par conséquent, les tourbillons de démarrage et les tourbillons liés qui s'échappent se présentent peu (nombre et dimension des anneaux tourbillonnaires).

Les parties des filets tourbillonnaires perpendiculaires à la direction du vol au voisinage des extrémités ne sont pas constantes le long de l'envergure. L'évolution de leur taille est visible d'après la différence de portance le long de l'envergure (cf. $c_{a\text{-Diff}}$ Fig. 6.2). Cette différence existe et est positive tout le long de

l'envergure. Le système tourbillonnaire existant révèle aussi que l'écoulement adjacent au-dessus et au-dessous est comme pour le papillon dirigé vers l'avant tout le long de l'envergure.

3.2.6 Contribution du système tourbillonnaire à la production de poussée

Seuls peuvent contribuer à fournir de la poussée les mouvements de circulation dans la direction du vol c'est-à-dire la portion des filets tourbillonnaires transversaux par rapport à cette direction. Ces tourbillons apparaissent dans le plan y-z du modèle.

Sur la droite de la prochaine figure sont représentées les projections concernant ces filets tourbillonnaires. On les retient, exactement comme sur la figure précédente, en considérant seulement les extrémités des filets tourbillonnaires liés, c'est-à-dire les points à la sortie de l'aile. Ce sont les points où commencent les filets tourbillonnaires libres.

Les lignes d'émission de ces points initiaux montrent la situation des tourbillons au moment de leur formation. On marque donc ces points sur l'axe des y pour une série de positions de l'aile et on les relie entre eux au cours de leur succession dans le temps. Les lignes qui apparaissent en formant des anneaux sont en réalité de forme hélicoïdale. Chaque révolution du filet tourbillonnaire s'étend sur le chemin parcouru pendant une période de battement. On peut donc se représenter les filets tourbillonnaires comme enroulés sur un cylindre. La section moyenne d'un tel cylindre de lignes d'émission des tourbillons est représentée schématiquement sous forme circulaire sur la gauche de la prochaine figure.

Les extrémités des tourbillons liés correspondant aux différents degrés des valeurs de la circulation se trouvent les unes à côté des autres au bord de fuite de l'aile, sans modification du rang de leur succession au cours d'une période de battement. Chacun des filets tourbillonnaires libres, qui s'y relient, participe lui-même au mouvement produit par les autres à l'endroit où il se trouve. Avec plusieurs filets tourbillonnaires se forme derrière l'aile un cercle des tourbillons autour d'un axe commun. Il s'ensuit qu'un tourbillon marginal de forme hélicoïdale prendra naissance à partir de l'enroulement de plusieurs filets tourbillonnaires.

Comme on peut l'apprécier sur la figure suivante, la ligne d'émission du tourbillon marginal différera peu vraisemblablement de la forme circulaire représentée d'abord seulement de façon schématique. Cette surface qui entoure le tourbillon marginal est la surface du faisceau de poussée de l'aile battante

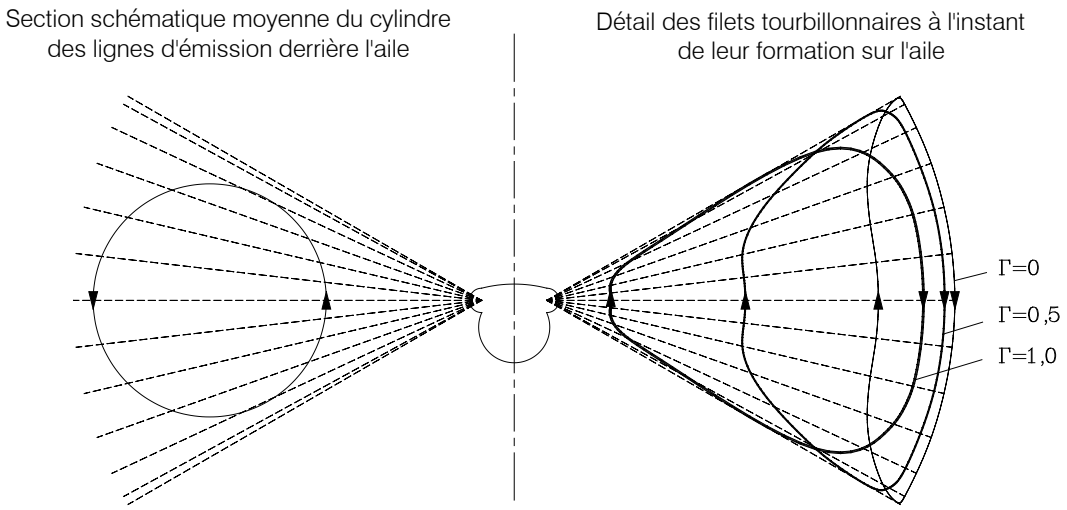
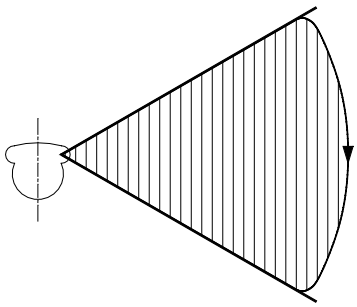


Fig. 3.12 Projection sur le plan y-z du modèle d'ornithoptère des lignes d'émission des filets tourbillonnaires sur une période de battement.

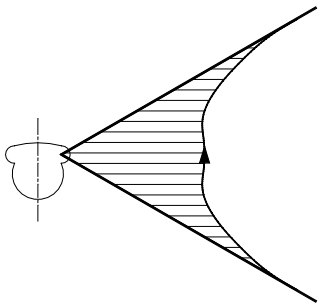
La figure suivante doit apporter des éclaircissements sur la formation du faisceau de poussée. Pour un meilleur aperçu on ne montre le mode d'action que sur un filet tourbillonnaire. La même chose vaut pour tous les autres filets c'est à dire pour l'ensemble des tourbillons marginaux.

Lors de l'abattée la fonction de l'aile battante ressemble à celle d'une pale d'hélice propulsive. Un faisceau de poussée se forme, dont la section et la vitesse donnent la mesure de l'impulsion de poussée visée. La valeur de la vitesse du faisceau dépend de l'intensité de la circulation, qui n'est pas non plus constante le long d'une pale d'hélice. La section du faisceau de poussée est déterminée par l'envergure de tous les tourbillons liés (ici seulement un) le long de l'aile battante.

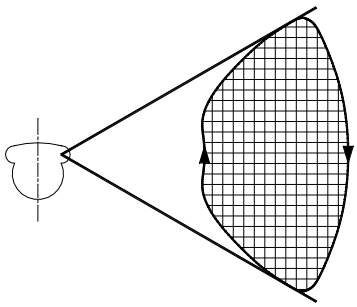
Si l'aile exécute un mouvement d'abattée, le filet tourbillonnaire lié appartenant à une demi- envergure de l'aile recouvre la surface hachurée sur la figure a) suivante. A la différence de la pale d'hélice, l'aile battante fonctionne avec une vitesse angulaire variable – d'où la différence de vitesse du faisceau de poussée en fin de course- mais pour le reste pour l'impulsion de la poussée, les mêmes lois s'appliquent que pour l'hélice. Comme condition supplémentaire pour la section du faisceau il y a uniquement à mentionner l'étendue du battement. En fin de compte on s'efforcera lors de l'abattée, de rendre la plus grande possible la surface hachurée recouverte par tous les tourbillons liés.



a) surface du faisceau de poussée lors de l'abattée



b) surface du faisceau de freinage lors de l'élévation



c) ligne d'émission du point de départ du tourbillon libre au cours d'une période de battement et surface du faisceau de poussée résultante.

Fig. 3.13 La surface recouverte par le tourbillon lié de valeur de la circulation Γ=0,5 lors du battement d'aile en a) et b) et la ligne d'émission de son extrémité sur une moitié de l'aile.

Lors de l'élévation – représentée sur la figure b) – les lois précédentes s'appliquent également à cela près que la surface hachurée représente un freinage. La vitesse autour du tourbillon inverse son sens sur la surface hachurée. Cette surface est donc choisie la plus petite possible.

On pourrait maintenant en venir à la conclusion que le cylindre formé par les filets tourbillonnaires développe en son intérieur un vecteur de poussée. Cette idée serait néanmoins une erreur. Les lignes d'émission entourent dans la section du cylindre un champ tourbillonnaire seulement lors de l'abattée. Lors de l'élévation, le cylindre est « vide ». La figure suivante doit apporter là-dessus quelque éclaircissement. Pour une meilleure compréhension, on ne montrera l'action que d'un filet tourbillonnaire. Il en va de même pour tous les autres filets tourbillonnaires, c'est-à-dire pour l'ensemble du tourbillon marginal.

On peut facilement se représenter ce changement de direction du passage au travers du plan de figure en adoptant la « règle de la main droite ». On dirige d'abord le pouce de cette main dans la direction indiquée de la ligne d'émission. Les autres doigts recourbés regardent alors dans le sens de la circulation du filet tourbillonnaire et traversent la surface hachurée. En utilisant cette règle pour l'élévation et l'abattée, le sens de traversée du plan de la figure change.

Avec la définition arbitrairement choisie ici (main droite), il résulte de cette réflexion que dans le cas présent on considère la demi- envergure gauche d'un ornithoptère volant face à l'observateur. Le faisceau des vecteurs de poussée lors de l'abattée est dirigé vers le plan de figure. Lors de l'élévation, il est dirigé en dehors face au lecteur.

Le changement dans le sens de la traversée du plan de figure se produit tout en conservant le sens de la circulation sur l'aile. Ce changement résulte seulement du changement de l'inclinaison des lignes d'émission des filets tourbillonnaires en des points différents de l'aile.

Si on veut juger l'action propulsive sur toute une période de battement, il faut trouver un écart sur l'impulsion des deux faisceaux. Il n'est pas encore sûr que cette différence d'impulsion puisse être immédiatement découverte sur la figure précédente à partir de la surface c) entourée de la ligne d'émission tourbillonnaire. On peut pourtant énoncer simplement sur la base des lois des faisceaux de poussée :

> « Pour améliorer l'action propulsive, la surface entourée par les lignes d'émission de tous les filets tourbillonnaires doit être rendue aussi grande que possible ».

Sur la figure 3.12, la ligne tourbillonnaire marquée[*)] au départ avec la valeur de circulation $\Gamma=1{,}0$ entoure déjà bien jusqu'au bout la surface balayée. En revanche, la ligne marquée $\Gamma=0{,}5$ ne s'étend au cours de l'élévation que sur une demi- envergure environ. Et la surface entourée de la ligne d'émission pour $\Gamma=0$ est encore plus réduite. Il serait bien d'étendre le plus possible jusqu'à l'emplanture toutes les surfaces des lignes d'émission des tourbillons libres.

[*)] Cette valeur Γ est la valeur de la circulation autour de l'aile à l'endroit où s'en échappe un filet tourbillonnaire constitutif de ce que l'on appelle le « faisceau de poussée ». Ce dernier résulte de l'accélération de l'air vers l'aval sous l'influence des tourbillons libres inclinés par rapport à la direction du vol. Cette valeur Γ n'est pas la valeur de la circulation autour du filet tourbillonnaire.

Probablement les plus petits oiseaux en particulier soutiennent cet effort en pliant plus ou moins complètement les ailes lors de l'élévation (Bilo 1970 ; Oehme 1985). Ils exécutent au cours d'une période de battement un mouvement circulaire dans le plan (y-z) avec l'aile tendue à l'abattée et avec l'extrémité de l'aile inclinée vers l'arrière lors de l'élévation (Oehme 1963 – 1965) comme les lignes d'émission représentées sur la figure précédente. Lors de l'élévation, les filets tourbillonnaires en correspondance avec l'écoulement proche sont déplacés vers le tronc.

Une supposition pour l'étendue continue des filets tourbillonnaires est sans aucun doute toujours que l'élévation s'exécute en étant portante, c'est-à-dire avec une circulation correspondante élevée et positive. Avec un battement en élévation sans circulation, il n'y a pas de surface avec un faisceau de freinage- mais il n'y a pas non plus de portance.

3.2.7 Configuration d'ensemble du système tourbillonnaire

Avec une graduation plus fine de la circulation on ne trouve sur la figure 2.10 pour une valeur d'environ Γ=1,3 que la répartition de circulation de l'abattée Ni la circulation de l'élévation, ni la circulation elliptique en fin de battement n'atteignent cette valeur. Leurs filets tourbillonnaires n'existent généralement pas plus dans le domaine de l'abattée.

La circulation de l'abattée pour une telle valeur forme un anneau tourbillonnaire fermé. Celui-ci commence dans la position finale de l'aile en position haute par un tourbillon de départ transversal et se termine avec l'envoi vers l'arrière du tourbillon lié situé d'abord sur l'aile dans la position limite basse. On peut voir ainsi un anneau tourbillonnaire sur la figure suivante. Il entoure les deux cylindres des lignes d'émission. Les anneaux tourbillonnaires qui se situent à l'intérieur avec la valeur de la circulation Γ=1,5 entourent par contre seulement un cylindre.

Le grand anneau tourbillonnaire de l'abattée a vis-à-vis de la direction du mouvement d'abord une position oblique, qui dépend de l'inclinaison des lignes d'émission. En particulier, l'inclinaison à l'endroit de la formation des tourbillons, donc à la pointe de l'aile sera déterminante. Pour les plus petits anneaux tourbillonnaires qui sont seulement à l'intérieur d'une demi- envergure l'inclinaison tend vers zéro près du milieu de l'envergure. Si on prend en considération de telles réflexions, on obtient une représentation spatiale du champ tourbillonnaire.

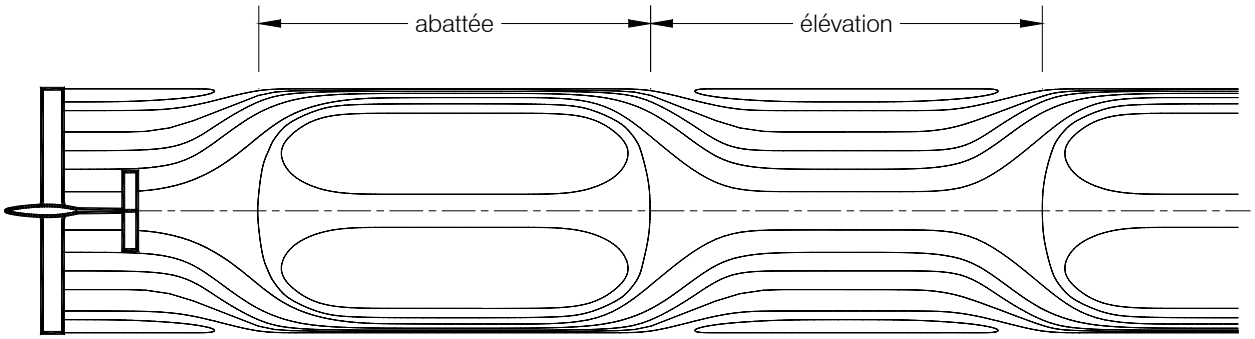


Fig. 3.14 Vue de dessus du système tourbillonnaire simplifié derrière un ornithoptère avec une graduation de la circulation des filets tourbillonnaires de $\Delta\Gamma$=0,25

Comme le montre la figure précédente, les anneaux tourbillonnaires fermés suivant les répartitions tourbillonnaires qui en sont à la base sont relativement peu représentés (seulement peu de filets tourbillonnaires) en comparaison du reste de la configuration tourbillonnaire. Probablement sont-ils pris

en compte au cours du temps dans la circulation des tourbillons marginaux nettement plus forts. Avec la circulation de l'élévation beaucoup plus faible, liés à la circulation correspondante plus forte de l'abattée, les anneaux tourbillonnaires de l'abattée marqueront l'aspect d'ensemble de la configuration tourbillonnaire (Rayner, 1986). Si en plus la part négative de la circulation s'accroît (plus forte poussée) la configuration tourbillonnaire se développe en direction d'un échelon tourbillonnaire, comme sur la figure 3.10.

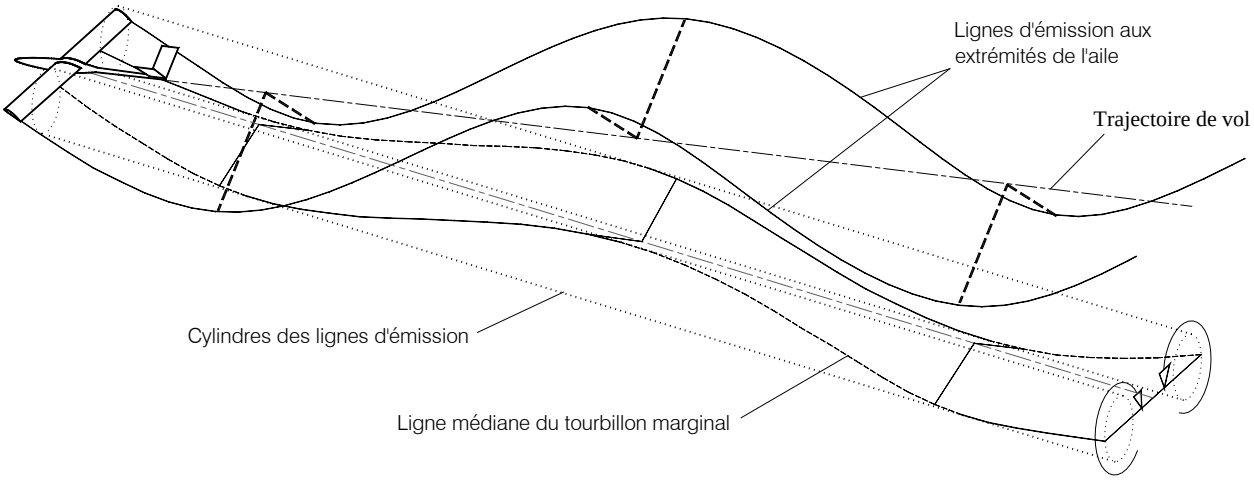


Fig. 3.15 Vue latérale en perspective de la trajectoire de vol d'un ornithoptère en vol horizontal, avec les cylindres des lignes d'émission et les lignes médianes des tourbillons marginaux qui se développent autour en hélice.

En résumé, la configuration tourbillonnaire d'un ornithoptère à sa formation se décrit comme suit.

Les points à l'origine des tourbillons libres au cours d'une période de battement font un va et vient au bord de fuite de l'aile – lors de l'élévation en direction de l'emplanture et lors de l'abattée en direction de la pointe de l'aile. Ils suivent en outre le mouvement du battement dans la direction verticale. Avec le mouvement de l'ornithoptère vers l'avant, il s'ensuit de chaque côté de l'aile la formation ensemble en hélice de lignes d'émission tourbillonnaires marginales le long du trajet du vol.

Le tourbillon double formé en commun de chaque côté de l'aile a une forme légèrement ondulée, qui suit le mouvement de battement. La distance des tourbillons marginaux et avec elle la largeur de la nappe tourbillonnaire située entre eux change de façon cyclique. La nappe tourbillonnaire s'élargit lors de l'abattée et devient plus étroite lors de l'élévation (figure suivante).

Le champ tourbillonnaire qui s'étend entre les tourbillons marginaux, alternativement ployé vers le haut et vers le bas le long de la ligne moyenne, produira en moyenne un mouvement vers l'aval. Il n'est pas encore clair de savoir comment le pli c'est-à-dire le changement de la direction de la vitesse induite correspondante influence davantage en détail le comportement de la configuration tourbillonnaire (le pli est indiqué en pointillé sur le système tourbillonnaire précédent par les positions extrêmes des ailes)

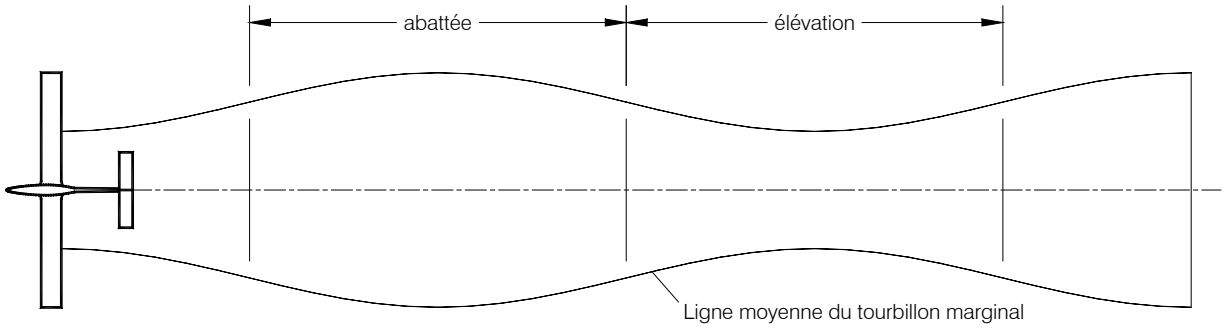


Fig. 3.16 Vue de dessus de la nappe tourbillonnaire lors de sa formation, avec un changement de circulation sinusoïdal dans le temps

3.2.8 Evaluation de la part de résistance non stationnaire

La modification résultant du changement de valeur de la circulation, qui affecte la valeur du tourbillon marginal sur le trajet du vol c'est à dire la traînée induite, est prise en compte pour le modèle de calcul par la modification au cours du temps de la circulation sur l'aile et de l'intensité de la vitesse induite v_i. Cela vaut pourtant seulement pour la part du tourbillon marginal qui se trouve sur le trajet du vol. On ne prend pas en considération la contribution du tourbillon normal au trajet du vol qui est nécessaire à la propulsion, c'est-à-dire à la formation de la circulation.

Pour évaluer grossièrement le fait de négliger cette influence on peut partir des données suivantes avec le modèle de calcul :

Envergure	b=2,8 [m]
Diamètre du faisceau de poussée	d= 0,28·b [m] (appréciation)
Durée de la période de battement	t_p= 0,7 [s}
Vitesse du vol battu	v_k= 12,6 [m/s]

Le faisceau de poussée d'une période de battement est alors d'environ 8,8m de long et a un diamètre de 0,78 m. Si on enroule un filament entre les extrémités d'un cylindre correspondant réduit proportionnellement, on constate que la longueur du filament n'est que de 4% plus grande que celle du cylindre. D'après cela le tourbillon marginal non stationnaire n'est guère plus long que le tourbillon quasi-stationnaire. Aussi les pertes correspondantes introduites pour la propulsion sont minimes.

Le trajet le plus court utilisé dans l'hypothèse précédente de l'enroulement d'un filet autour du cylindre réussit dans le meilleur des cas avec une loi de mouvement sinusoïdale et une forme idéalisée circulaire du faisceau de poussée. Avec d'autres lois temporelles du mouvement on devra faire le calcul avec des différences un peu plus grandes des longueurs des filets entre le cas étendu et le cas enroulé – et avec en correspondance plus de propulsion. Néanmoins l'énergie dépensée pour l'allongement du tourbillon marginal et la part du tourbillon transversal restera relativement petite. Avec le modèle de calcul, on n'en a pas jusqu'ici tenu compte.

4 Coefficients et nombres caractéristiques

Travailler avec des valeurs sans dimension et des nombres caractéristiques est de règle pour rendre compte d'une façon générale des phénomènes aérodynamiques. Les coefficients aérodynamiques en particulier ont le même intérêt qu'avec l'aile portante. Comme dans la théorie de l'hélice, les coefficients concernant le moment des efforts en élévation ou en abattée et le rapport de ces coefficients entre eux jouent un rôle important. L'emploi de ces coefficients est utile pour rechercher les conditions optimales de la cadence de battement.

Les diagrammes suivants des nombres caractéristiques et des coefficients ont été établis dans le cadre du modèle de calcul (voir annexe A). Dans la mesure où le coefficient de traînée de profil joue un rôle, le profil CLARK Y (11.7) est à la base de ces diagrammes avec les mesures de Dieter Althaus (1980).

Si on commence lors de la recherche des nombres caractéristiques avec la répartition elliptique de portance (c_Γ=8) et que l'on déplace pour l'abattée le centre de pression toujours plus loin vers la pointe de l'aile, le maximum de portance augmente vite. Avec le modèle de calcul, on atteint le maximum de portance admissible du profil d'aile employé pour un nombre caractéristique de circulation tout juste supérieur à 9.

Si on déplace encore le centre de pression vers la pointe de l'aile, on doit abandonner la relation qui existe au chapitre 2 entre le nombre caractéristique de circulation $c_{\Gamma N}$ et le facteur de circulation $k_{\Gamma N}$. Le facteur de circulation doit être déterminé librement. Il doit être choisi toujours aussi grand que la répartition de portance le permet pour que les valeurs de la portance du profil restent dans les limites admissibles.

En suivant cette prescription, il faut sans aucun doute prendre en compte une rotation de l'aile. Cette rotation se caractérise par une différence de l'angle d'incidence α_E à l'emplanture par rapport au cas du vol plané. Sur le graphique suivant, cette différence est représentée sous la forme de la différence $\Delta\alpha_{E2\,[0]}$.

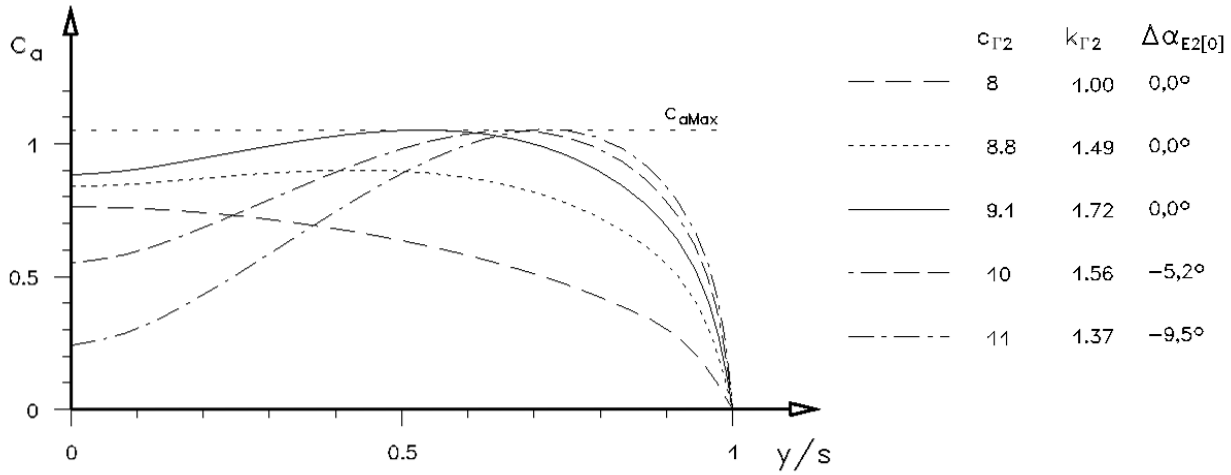


Fig. 4.1 Répartition de c_a avec un nombre de circulation croissant

Comme on peut le voir à l'aide des facteurs de circulation qui figurent sur la même liste, la circulation totale diminue avec l'augmentation du nombre de circulation. Sur la figure suivante ceci est significatif sur le cours du nombre de circulation au-delà de c_Γ =9,1.

4.1 Coefficients simples

La figure suivante comporte l'évolution du facteur de circulation k_Γ et celle du coefficient de portance moyen c_a en fonction du nombre de circulation c_Γ. Il est facile de voir que la valeur du coefficient de portance est tout à fait l'empreinte du facteur de circulation.

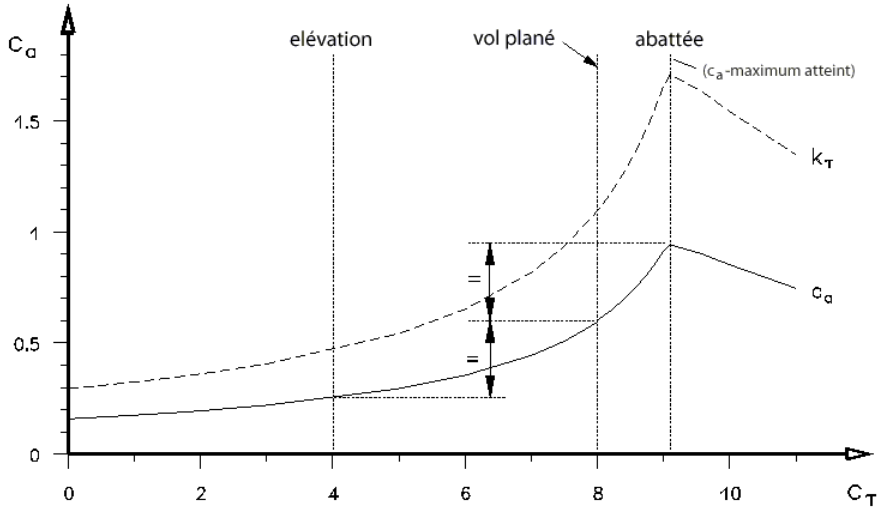


Fig. 4.2 Facteur de circulation k_Γ et coefficient de portance moyen ca qui lui est associé en fonction du nombre de circulation c_Γ

D'après l'allure du coefficient de portance c_a, on peut apprécier - au moins avec des temps égaux des phases du battement- le rapport auquel il faut s'attendre de la différence de portance des battements en élévation ou en abattée par rapport à celui du vol plané. On évalue du même coup les écarts qui s'ensuivent nécessairement sur la torsion des ailes. On a besoin pour cela uniquement de lire les valeurs de c_a des battements en élévation et en abattée à la distance des nombres de circulation correspondants et de voir l'écart qu'il y a avec la valeur c_a du vol plané. Du résultat des deux phases du battement on déduit un rapport qui renseigne sur le paramètre précédent. On a reporté sur la figure précédente un exemple pour des nombres de circulation qui donnent une différence de portance égale pour l'élévation et pour l'abattée, par rapport à la portance du vol plané ($c_{\Gamma 1}$ =4 et $c_{\Gamma 2}$ =9,1). La torsion de l'aile dans les deux phases du battement par rapport au cas du col plané est à peu près la même.

Au-delà de c_Γ=9,1, comme il est dit en introduction, le facteur de circulation diminue. Avec lui la portance moyenne devient aussi de nouveau plus petite. Si on prend en compte la rotation de l'aile, ce comportement peut-être exploité pour fournir une portance de façon symétrique. Comme cela va être montré, la fourniture de la poussée en est à peine affectée.

Le comportement des coefficients moyens de traînée de l'aile battante en fonction du nombre de circulation est explicité sur le diagramme polaire suivant. A la place du changement habituel de l'angle d'incidence dans les diagrammes polaires des profils, c'est ici le nombre caractéristique de circulation c_Γ qui change. Cette variation figure sur la courbe d'évolution de c_{wF}. En particulier la relation traînée-portance est claire sur cette figure.

Pour éviter l'influence sur l'allure de la fonction de la vitesse de battement et de la position de l'aile, les valeurs des traînées ne sont pas rapportées en fonction des valeurs moyennes du coefficient de portance, mais en fonction du coefficient de la force transversale moyenne. Si on désigne par « c_q » ce coefficient,

cette indication devrait figurer sur l'axe vertical. Pour passer outre cette expression inhabituelle, on a utilisé la désignation c_a.

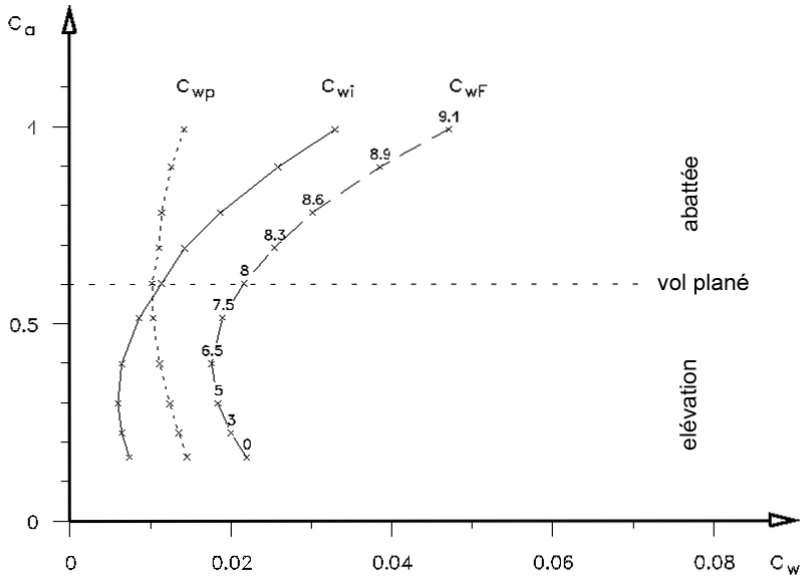


Fig. 4.3 Diagramme polaire du nombre de circulation de l'aile battante avec conservation de l'angle d'incidence α_E à l'emplanture, avec

c_{wi} coefficient de traînée induite *)

c_{wp} coefficient de traînée de profil **)

c_{wF} somme des coefficients précédents

avec l'utilisation des données du profil CLARK Y (11,7)

La figure suivante donne l'évolution des coefficients de traînée séparés en fonction du nombre de circulation. La forte influence du facteur de circulation se fait de nouveau remarquer.

*) Le coefficient de traînée induite moyenne est défini par $c_{wi}= F_{Wi}/(A \bullet q_K)$. En première approximation, cela est possible avec la traînée induite Fwi de l'équation 3.1 et la pression dynamique $q_K=q_{K(0)}$ à l'emplanture. Ici, le coefficient était calculé à partir des valeurs locales le long de la demi- envergure.

**) Le coefficient de la traînée de profil moyenne $c_{wp}= F_{Wp}/(A \bullet q_K)$ était calculé ici à partir des coefficients de traînée de profil locaux le long de la demi- envergure.

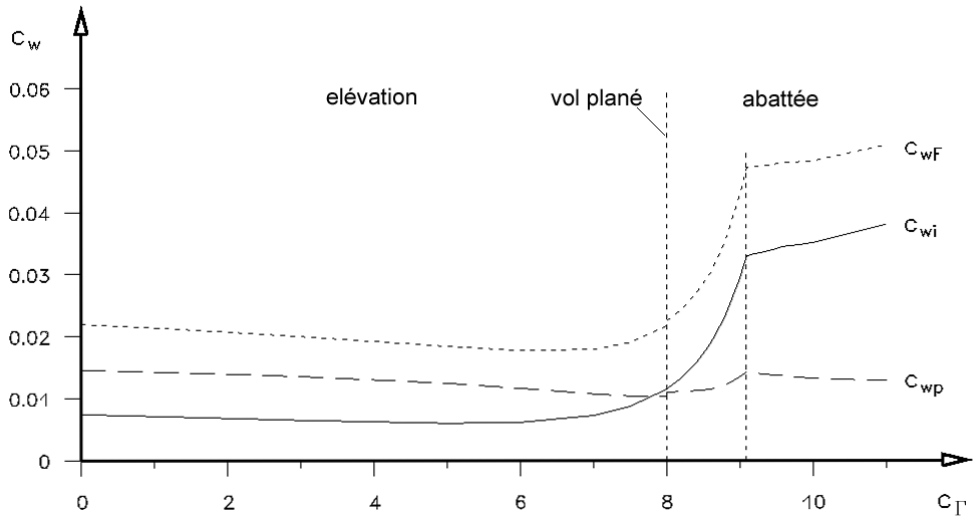


Fig. 4.4 Coefficients de traînée moyenne de profil et de traînée induite ainsi que de la traînée totale c_{wF} en fonction du nombre de circulation.

On voit, comme sur la figure 3.2 que le minimum de traînée induite se situe autour d'une valeur du nombre de circulation de l'élévation de c_Γ =5. Ce minimum est très plat, de sorte que des nombres de circulation jusqu'au voisinage de zéro conduisent à une élévation insignifiante de la traînée. Cela vaut aussi pour la traînée de profil. Au regard des traînées, on dispose ainsi d'un grand domaine de variation du nombre de circulation lors de l'élévation dans des conditions relativement favorables. En considérant la traînée de profil, on voit que le minimum de la traînée totale se déplace un peu vers le point caractéristique du vol plané (c_{wF} minimum autour de c_Γ =6,5), qui en définitive conserve le domaine de circulation favorable de l'élévation.

Dans le domaine de l'abattée tous les coefficients de traînée augmentent fortement jusqu'à la valeur 9,1 du nombre de circulation et changent peu au-delà de cette valeur.

Si on rapporte la force de propulsion F_V, la force de poussée F_S et le moment de battement M_{Schl} de l'aile battante à la surface de l'aile A, la pression dynamique du vol q_K et l'envergure b, on obtient les coefficients suivants

Coefficient de propulsion $$c_v = \frac{|F_v|}{A \cdot q_K} \quad (4.1)$$

Coefficient de poussée $$c_S = \frac{|F_S|}{A \cdot q_K} \quad (4.2)$$

Coefficient de moment de battement $$c_m = \frac{M_{Schl}}{A \cdot q_K \cdot b^2} \quad (4.3)$$

Pour représenter dans le même quadrant ces coefficients, on a utilisé les valeurs absolues des forces. Cela est représenté dans les équations précédentes par les traits verticaux d'encadrement. Les valeurs négatives ne se voient donc pas sur les diagrammes. On suppose que le lecteur, sur la base de ce qui a été dit sait déjà dans quel domaine du nombre de circulation la poussée et le moment de battement moyen sont positifs ou négatifs.

Pour mémoire :
La propulsion moyenne et aussi la poussée sont

lors de l'élévation pour les nombres de circulation de 0 à 8 toujours négatives
lors de l'abattée au-dessus de c_Γ =8, toujours positives.

Uniquement avec des valeurs négatives du nombre de circulation la propulsion horizontale– et pour un certain écart à zéro la poussée également- deviendraient positives. On ne considère pas davantage les nombres de circulation négatifs.

Le moment de battement a toujours le signe du nombre de circulation. Il provient de la force latérale F_U (plutôt force de battement), dont la désignation – pour ainsi dire par obligation- venait de la théorie de l'hélice propulsive. En passant maintenant de la force au moment on a choisi la désignation plus complète « moment de battement ».

L'allure de ces fonctions représentées sur la figure suivante est très marquée - comme on peut s'y attendre- par l'allure du facteur de circulation. Le saut du coefficient de poussée c_S entre les battements en élévation et en abattée s'explique par l'effet des traînées de l'aile comme on peut le voir sur la figure 1.6. Lors de l'élévation, la poussée négative est augmentée de la traînée de l'aile alors que lors de l'abattée la poussée positive en est diminuée. Logiquement, bien que fortement atténuée, la même chose se produit pour le coefficient de moment c_m. On remarquera là la direction contraire à la portance de la composante suivant z de la traînée. De là le petit saut de c_a sur la figure 4.2.

Le cours de la fonction c_v provient du changement continuel de l'élévation à l'abattée. Si les nombres de circulation de l'élévation et de l'abattée ont la même valeur, cela joue aussi pour les forces de propulsion qui y sont associées. Elles se neutralisent dans ce cas réciproquement.

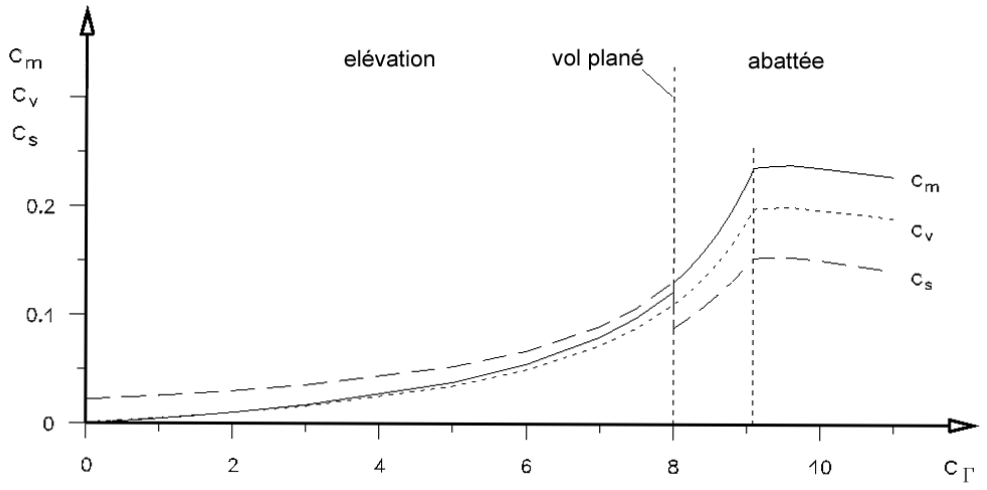


Fig. 4.5 Coefficients de propulsion, de poussée, de moment de battement en fonction du nombre de circulation (valeurs moyennes au milieu du battement)

Pour la production de propulsion pendant une période de battement, il est nécessaire que le nombre de circulation de l'abattée soit supérieur à celui de l'élévation. La production de propulsion moyenne qui résulte des battements en élévation et en abattée croît d'autant plus que les nombres de circulation sont éloignés l'un de l'autre. La fonction c_v s'applatit en effet toujours plus à mesure que le nombre de circulation devient plus petit et avec lui aussi le gain de propulsion.

Au-delà de c_Γ =9,1, on pourrait supposer que la propulsion augmenterait. Manifestement la diminution du facteur de circulation l'emporte sur le déplacement vers l'extrémité de l'aile du centre de pression.

4.2 Rapport des nombres caractéristiques

Il est intéressant maintenant de voir les relations mutuelles des coefficients précédents. On a formé pour cela des nombres caractéristiques dont les indices indiquent la signification des coefficients rapportés les uns aux autres.

4.2.1 Nombre caractéristique propulsion-portance

Lors de l'élévation, toute l'attention se porte sur la production de portance. Elle doit être la plus grande possible, vu que la portance totale ne peut être fournie seulement dans le cas de l'abattée. En outre, une forte portance obtenue lors de l'élévation aide à réduire le plus possible le mouvement de va et vient haut et bas du corps. Simultanément le travail dépensé pour le vol avec la force de propulsion F_v doit être le plus faible possible. L'énergie qui y est liée ne peut certes qu'avec des pertes être transformée en poussée lors de l'abattée. Le nombre qui donne là- dessus un renseignement est le rapport caractéristique propulsion sur portance. D'après ce qui vient d'être dit, ce nombre doit être le plus petit possible lors de l'élévation.

Nombre caractéristique propulsion sur portance $$k_{va} = \frac{c_v}{c_a} \tag{4.4}$$

Lors de l'abattée, le problème est juste en partie inversé. Pour une fourniture de portance symétrique, la portance ne doit pas trop augmenter lors de ce mouvement d'abattée. La poussée que l'on peut obtenir en même temps devrait en revanche être la plus grande possible. Il s'ensuit qu'il faut un nombre caractéristique propulsion sur portance le plus grand possible lors de l'abattée.

Le problème se transforme sans doute si la portance lors du battement en élévation n'est pas assez grande pour égaler le poids du modèle sur toute une période de battement. Il faut alors augmenter la portance lors de l'abattée. Dans ce cas, le nombre caractéristique propulsion sur portance est peu significatif vu que les deux coefficients c_v et c_a sont grands.

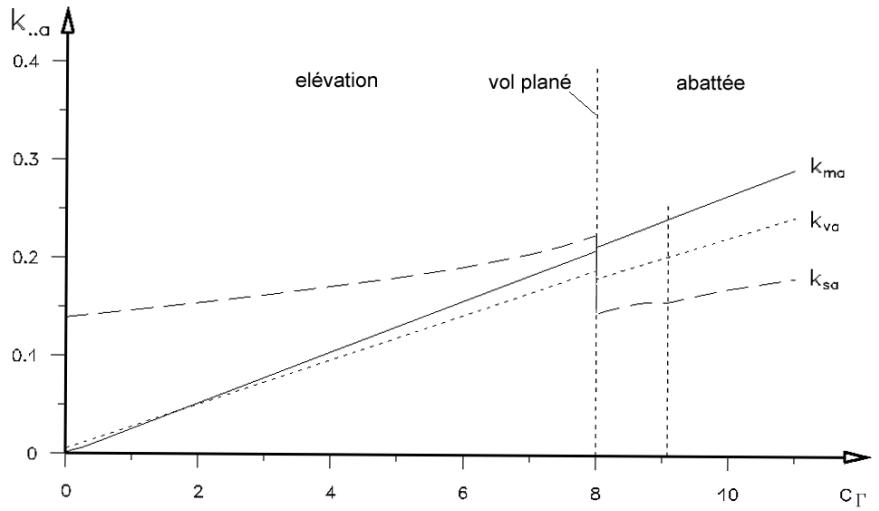


Fig. 4.6 Rapport des nombres caractéristiques de la portance en fonction du nombre de circulation c_Γ
nombre caractéristique moment de battement sur portance k_{ma}
nombre caractéristique propulsion sur portance k_{va}
nombre caractéristique poussée sur portance k_{sa}

Le rapport de la propulsion à la portance est une fonction linéaire du nombre de circulation. On peut facilement expliquer cette propriété au regard de la figure 1.2. En augmentant la force F_q la propulsion F_v

augmente dans le rapport de la vitesse v_x du vol à la vitesse v_u du déplacement vertical. L'accroissement du nombre caractéristique propulsion sur portance est ainsi déterminé par le rapport de ces deux vitesses.

Quelque peu inattendu est le passage continu de k_{va} pour c_Γ =9,1. Il est évident qu'au-delà de cette valeur la propulsion et la portance diminuent dans le même rapport de sorte que le rapport des vitesses du vol et du mouvement transversal reste déterminant.

4.2.2 Nombre caractéristique poussée- portance

La portance et la force de poussée qui lui est associée ne se produisent pas sans pertes. Pour prendre en considération ces pertes au contraire de ce qui est pour le nombre caractéristique propulsion- portance, on forme le nombre caractéristique poussée- portance k_{sa}. Dans les deux mouvements du battement, on a les mêmes objectifs qu'avec le nombre caractéristique k_{va}.

Nombre caractéristique poussée- portance $$k_{sa} = \frac{c_s}{c_a} \tag{4.5}$$

Sur la figure 4.6 est représentée l'allure du nombre caractéristique poussée- portance k_{sa}. Au passage entre élévation et abattée, on reconnaît nettement le saut de la poussée de la figure 4.5.

L'abattée sans rotation de l'aile s'étend jusqu'à c_Γ =9,1.Tout de suite en dessous de cette valeur se présente un maximum intermédiaire dont la branche qui descend au-dessus de c_Γ =9,0 est encore à peine décelable. Le programme de calcul utilisé pour obtenir le diagramme interrompt le calcul à cet endroit en considération du décollement de l'écoulement sur le profil et bifurque sur l'autre façon de calculer déjà décrite du facteur de circulation.

Le point de fonctionnement de l'abattée au léger maximum intermédiaire de k_{sa} pour c_Γ =9,0, est du point de vue de k_{sa} particulièrement avantageux. Si on abandonne la rotation de l'aile, on peut encore augmenter le nombre caractéristique poussée- portance.

Lors de l'élévation, on ne connaît pas de point de fonctionnement caractéristique comme pour l'abattée. La tendance fondamentale de l'allure du nombre caractéristique poussée- portance à diminuer quand le nombre de circulation devient plus petit reste analogue à celle de l'allure de k_{va}. Avec les pertes, elle s'aplatit nettement. On peut donc en déduire que l'on peut librement choisir le point de fonctionnement du battement en élévation.

4.2.3 Nombre caractéristique moment de battement- portance

Dans différents cas, le rapport du coefficient de moment de battement au coefficient de portance est intéressant. L'équation pour le nombre caractéristique correspondant est la suivante :

Nombre caractéristique moment de battement – portance $$k_{ma} = \frac{c_m}{c_a} \tag{4.6}$$

Cette évolution figure sur la figure 4.6. En rapport avec le principe de fonctionnement de l'aile battante cette évolution – avec seulement une autre pente de croissance- correspond à celle du nombre caractéristique propulsion- portance k_{va}.

4.2.4 Nombre caractéristique moment de battement- propulsion

Deux nombres caractéristiques typiques de plus marquent les relations du coefficient de moment de battement avec les coefficients de propulsion ou de poussée. D'abord pour le nombre moment de battement- propulsion k_{mv}.

Nombre caractéristique moment de battement- propulsion $k_{mv} = \frac{c_m}{c_v}$ (4.7)

La figure suivante donne son allure en fonction du nombre de circulation. On pourrait s'attendre à ce que k_{mv} évolue en ligne droite horizontale en fonction du nombre de circulation. En correspondance avec le principe de fonctionnement de l'aile battante, la propulsion est proportionnelle à la force verticale, c'est-à-dire au moment de battement. Les deux grandeurs doivent donc être dans un rapport mutuel constant, indépendamment du nombre de circulation.

L'évolution complètement différente en particulier pour les faibles valeurs du nombre de circulation est due à la contribution suivant z des résistances. Celles-ci n'ont qu'une faible contribution à la force verticale ou au moment de battement (voir Fig. 1.6). Avec la décroissance du moment tandis que diminue le nombre de circulation, l'influence des résistances se fait sentir plus fortement. Le saut de k_{mv} au passage entre élévation et abattée est provoqué par la contribution en z des résistances avec inversion de leur signe par rapport au moment de battement.

4.2.5 Nombre caractéristique moment de battement- poussée

Le nombre caractéristique k_{ms} moment de battement- poussée est une fonction comparable au nombre k_{mv} avec seulement la prise en compte des pertes agissant dans la direction x :

$$k_{ms} = \frac{c_m}{c_s} \tag{4.8}$$

Lors de l'abattée on voudrait produire le plus de travail, c'est-à-dire de poussée possible avec le moment le plus faible possible. Un faible moment de battement signifie peu de dépense d'effort. En même temps, cela permet des constructions plus faciles de mécanismes et d'armature des ailes. Le nombre k_{ms} doit donc être le plus petit possible lors de l'abattée.

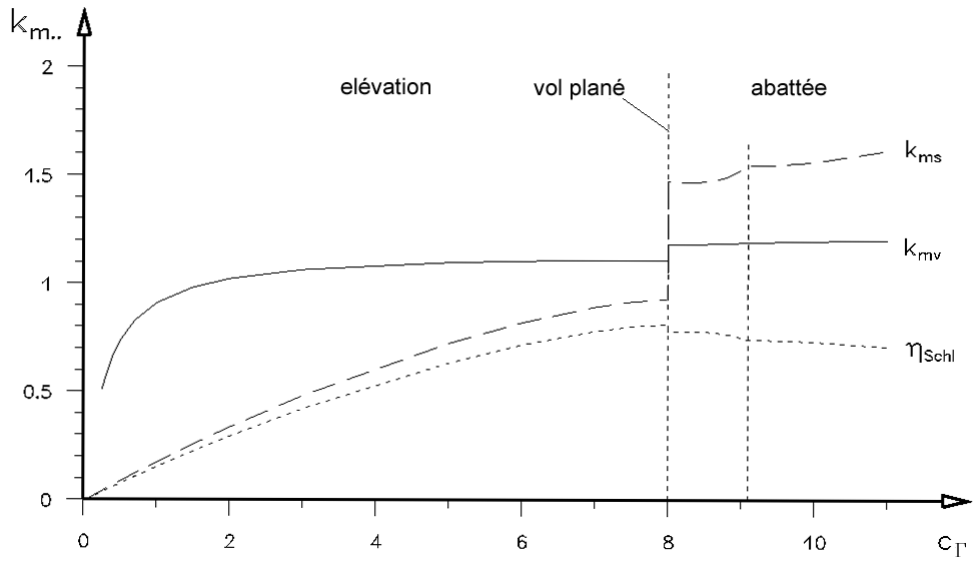


Fig. 4.7 Rapports caractéristiques du moment de battement en fonction du nombre de circulation c_Γ

nombre caractéristique moment- propulsion	k_{mv}
nombre caractéristique moment- poussée	k_{ms}
rendement du battement	η_{Schl}

Jones (1980) a recherché analytiquement la relation entre le moment de battement et la poussée. Il en vient à trouver que le nombre de circulation c_Γ =9 est particulièrement avantageux. En conservant la grandeur de la circulation, il prend en compte une rotation de l'aile à l'emplanture. Eu égard au facteur de

circulation et à la traînée de profil, le minimum de k_{ms} se déplace pour une valeur plus petite de c_Γ (environ c_Γ=8,5)

Au-dessus de c_Γ =9,1 les coefficients de moment restent relativement constants de sorte que l'on dispose avec la torsion de l'aile d'un assez grand domaine de fonctionnement à l'abattée. Des améliorations sont encore à peine à envisager. Lors de l'élévation, le moment maximum joue seulement un rôle secondaire pour la solidité de la construction. Le moment de battement lors de l'élévation de l'aile est généralement plus faible que celui de l'abattée. On doit rechercher le plus grand moment possible avec le moins de dépense énergétique possible. La quantité d'énergie liée au moment de battement peut être emmagasinée et donc être à nouveau transformée en propulsion. Le nombre caractéristique moment de battement-poussée doit donc lors de l'élévation être le plus grand possible. C'est le cas avec le nombre de circulation c_Γ =8. Avec un nombre de circulation inférieur, k_{ms} diminue constamment.

4.3 Rendement

Le degré d'efficacité de l'aile battante est une grandeur presque mystique. Les attentes en sont recherchées de tout temps. Comme le résultat trouvé ici ne correspond pas à celui trouvé tout d'abord, il faut en premier lieu rappeler avec soin la définition de cette donnée technique :

Rendement = puissance fournie/puissance reçue

$$\text{Rendement} = \frac{\text{puissance reçue}}{\text{puissance fournie}}$$

4.3.1 Rendement des efforts de battement

Lors de l'élévation, l'énergie reçue de l'aile est le produit de la force de poussée F_S par la vitesse v_x du modèle. En tant qu'aile de moulin, l'aile battante transforme cette énergie en énergie de battement qui se calcule en tant que produit de la force latérale F_U par la vitesse latérale v_U.

Pour un point donné de l'aile battante, on a donc

Rendement lors de l'élévation

$$\eta_1 = \frac{F_{U1} \cdot v_{u1}}{F_{S1} \cdot v_x} \tag{4.9}$$

Lors de l'abattée, l'énergie reçue de l'aile dans sa fonction en tant qu'hélice propulsive provient du produit de la force latérale F_U par la vitesse latérale v_U. La puissance fournie est dans ce cas le produit de la force de poussée F_S par la vitesse v_x de vol. Il s'ensuit

le rendement lors de l'abattée

$$\eta_2 = \frac{F_{S2} \cdot v_x}{F_{U2} \cdot v_{u2}} \tag{4.10}$$

La valeur des forces et des vitesses latérales change le long de l'envergure. Les valeurs prises en référence ne peuvent ainsi tout d'abord décrire le rendement qu'en un point de l'aile à une distance fixée de l'articulation. Les équations sont néanmoins valables en tout point de l'envergure. Par une intégration, on calcule la valeur globale le long de l'envergure à un instant donné du mouvement de battement, soit pour une valeur donnée du nombre de circulation. Ce rendement valable pour toute l'aile est appelé rendement de battement $\eta_{Schl.}$ L'allure de ce rendement en fonction du nombre de circulation, déterminée pour le modèle de calcul est présentée sur la figure 4.7.

Dans la partie du diagramme qui correspond au domaine de l'élévation, c'est-à-dire pour c_Γ inférieur à 8, l'allure du rendement caractérise l'aile dans son fonctionnement en aile de moulin. Avec un point de fonctionnement en élévation de c_Γ = 5, le rendement est de 0,66.

Pour l'abattée, c'est-à-dire dans le domaine du nombre de circulation c_Γ supérieur à 8, les rendements en tant qu'hélice propulsive ne surpassent pas nettement ces valeurs. Pour le modèle de calcul, au point de fonctionnement $c_\Gamma = 9{,}1$, le rendement s'élève toutefois au milieu du battement à 0,77.

Toutes ces faibles valeurs du rendement ne sont pas même valables pendant toute la durée du battement. Elles ne sont que les valeurs maximales au passage de l'aile au milieu du battement. Au début et à la fin d'un battement, la vitesse de battement s'annule. Il en est de même de la force de propulsion. Finalement, le rendement de battement retombe toujours à zéro dans les fins de mouvement d'élévation et d'abattée. Entre les fins de mouvement et le milieu du battement, le rendement a une allure qui correspond à peu près à celle de la vitesse de battement.- soit par exemple à celle d'une demi- onde sinusoïdale. Comme il est facile de le concevoir, la moyenne dans le temps du rendement de battement pour toute la durée du battement est toujours plus petite que la valeur au milieu du battement. Pour le cas du modèle de calcul, la valeur moyenne dans le temps du rendement est de 0,49 pour l'élévation et de 0, 68 pour l'abattée.

De telles valeurs ont de quoi désabuser les enthousiastes du vol battu. En outre, il est particulièrement évident que la production de poussée de l'aile- qui n'est qu'une action annexe- ne peut atteindre le rendement comme le fait l'hélice hautement spécialisée dans cette fonction. De même cela vaut également pour la fonction aile de moulin de l'aile battante.

A propos du rendement, il faut encore considérer autre chose. De par sa définition, on a pris en compte toutes les résistances de l'aile. Le rendement ainsi obtenu ne décrit que les rapports mutuels du travail de battement avec le travail de vol. La portance produite simultanément n'est pas du tout mentionnée. Avec la définition donnée ci-dessus, on l'obtient pour ainsi dire gratuitement. Pour la production de la portance, il n'est plus exigé de fourniture supplémentaire d'énergie. Si on pense cela, on voit les valeurs précédentes du rendement sous un autre éclairage. On se représente seulement l'hélice d'un planeur à moteur qui aurait simultanément la propriété d'annuler la résistance de l'aile et de produire de la poussée avec le rendement précédent.

On peut résumer en un rendement global les valeurs du rendement de l'élévation et de l'abattée sur une période complète – en prenant en compte les rapports de temps des phases du battement-. On obtient alors une valeur qui mélange le rendement d'aile de moulin et celui de l'hélice, qui n'a pas beaucoup de bien-fondé. Pour traiter l'ensemble, il est donc plus opportun d'envisager une autre façon de mesurer les valeurs du rendement. En particulier, le rendement peut être utile pour optimiser seulement le mouvement de battement.

A ce sujet, il faut brièvement recourir aux considérations de R.T. Jones (1980) sur le rendement. D'après ses recherches, l'optimum de la production de portance se présente lors de l'abattée, quand la répartition de vitesse induite est linéaire et qu'elle s'annule à l'emplanture ($c_\Gamma = 9$). La diminution du rendement induit est dans ce cas simplement égale au rapport de la vitesse induite à la vitesse latérale, - par exemple à la pointe de l'aile- et constant sur toute l'envergure de l'aile.

Rendement lors de l'abattée $$\eta_{S2} = 1 - \frac{v_{i(s)}}{\left|v_{u(s)}\right|} \qquad (4.11)$$

Le rendement s'améliore ainsi par exemple avec l'accroissement de la fréquence de battement, l'étendue de l'envergure et la diminution du poids du modèle. D'autre part, les changements des valeurs de la portance doivent être en phase avec la vitesse latérale. Avec le modèle de calcul ce rendement s'élève à environ 0,83, tenant compte seulement de la traînée induite et non de la traînée de profil.

4.3.2 Rendement du vol dynamique

Pour calculer le rendement, on a d'abord à rechercher les apports moyens des deux mouvements. On soustrait alors de la fourniture d'énergie reçue du fonctionnement en tant qu'hélice, celle qui correspond au fonctionnement en moulin à vent. Suivant la règle des signes adoptée, on obtient la somme des énergies fournies par l'élévation et l'abattée. Le résultat est la fourniture moyenne P_k reçue de l'aile.

La fourniture d'énergie reçue de l'aile est utile dans deux directions. D'une part, dans la direction du vol pour vaincre la résistance à l'avancement, d'autre part suivant la direction perpendiculaire pour assurer la portance vers le haut. On a donc

Rendement du vol dynamique $$\eta_K = \frac{F_{Wr} \cdot v_K + F_{mM} \cdot v_s}{P_K} \qquad (4.12)$$

Avec
- F_{wr} Résistance à l'avancement [N]
- v_k vitesse de vol dynamique [m/s]
- F_{mM} Poids du modèle [N}
- v_s Vitesse ascensionnelle du modèle [m/s]
- P_K énergie reçue par l'aile battante [W]

Le rendement du vol dynamique ne dit rien sur la production de portance. Dans l'exemple de calcul, il a la valeur 0,46. Cette valeur ne remplit pas les attentes souhaitées. On doit toutefois évaluer le rendement par un examen plus approfondi, autrement que l'on a coutume de le faire. Cela doit être mis en évidence à partir des réflexions suivantes.

Imaginons un ornithoptère sans corps, ni gouvernail, pour ainsi dire formé seulement d'une aile. Il ne montre aucune résistance parasite. C'est dire que l'aile battante ne doit apporter aucune force pour tirer quelque chose dans l'air. Elle n'a besoin de dépenser aucune énergie dans la direction du vol.

Si cet ornithoptère constitué d'une aile seule vole horizontalement, le poids de la maquette n'est pas soulevé. Dans la direction z il n'y a pas non plus de consommation d'énergie.

L'ornithoptère constitué seulement d'une aile ne délivre aucune énergie en vol horizontal. Il se meut uniformément vers l'avant. Un ornithoptère de ce type, constitué seulement d'une aile en vol horizontal uniforme ne reçoit de l'énergie en tant que machine aérodynamique que pour se mouvoir lui-même. Il ne donne aucune énergie. Son rendement est donc nul. Pourtant le vol horizontal est pour un ornithoptère une attitude de vol bien souhaitable.

Si on ajoute dans cette recherche une résistance de la maquette, par exemple sous forme d'un gouvernail, l'aile battante doit fournir de l'énergie pour maintenir la vitesse de vol. Il en est de même, quand la maquette s'élève en vol ascensionnel. Le rendement de l'aile augmentera avec ces éléments. La valeur du rendement se juge plus sur la taille du gouvernail et l'angle de montée que sur l'efficience de l'aile battante. Cela vaut aussi pour la valeur qui concerne le modèle de calcul.

Finalement, le rendement du vol dynamique ne joue qu'un rôle très limité dans le jugement que l'on peut porter sur le vol battu. Il est certainement préférable de se tourner vers d'autres échelles de valeur. Par exemple un rapport établi entre l'énergie fournie par un moteur dans le vol horizontal et l'énergie perdue dans le vol plané pourrait être mieux approprié.

4.3.3 Rendement de la propulsion

A côté du rendement de l'aile battante comme machine aérodynamique, il faut aussi considérer pour une vue d'ensemble le rendement du dispositif de propulsion.

Avec les principaux organes de propulsion d'ornithoptères on a :

Rendement du moteur	η_{Mot}
Rendement du mécanisme de liaison	η_{Getr}
Rendement de la mécanique	η_{Mech}
Rendement de la torsion de l'aile	η_{Flg}

Vu que le flux d'énergie passe par ces différentes composantes les unes après les autres, on doit écrire pour le rendement global

$$\eta_A = \eta_{Mot} \cdot \eta_{Getr} \cdot \eta_{Mech} \cdot \eta_{Flg} \tag{4.13}$$

Avec une réalisation de propulsion de haute technologie, on a les valeurs suivantes :

Moteur électrique avec réducteur	$\eta_{Mot} = 0{,}8$
Engrenage 3 étages	$\eta_{Getr} = 0{,}8$
Mécanique : manivelle avec palier, ressorts, guides, axes	$\eta_{Mech} = 0{,}9$
Torsion de l'aile : longeron avec nervures orientables, tension élastique	$\eta_{Flg} = 0{,}9$

On obtient au total le rendement de propulsion

$$\eta_A = 0{,}8 \cdot 0{,}8 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}9 \tag{4.14}$$

$$\eta_A = 0{,}52 \tag{4.15}$$

Pour le modèle de calcul, on prend la valeur arrondie 0,5. C'est un résultat de base relativement mauvais pour la performance globale d'un ornithoptère.

Si pour un planeur motorisé habituel on fixe le même rendement du moteur que ci-dessus et si on utilise une bonne hélice avec par exemple un rendement de propulsion de 0,8, on atteint – au moins en négligeant les résistances parasites- un rendement global de 0,64.

Même avec une si forte efficacité de l'aile battante, on ne peut parvenir à ce résultat avec l'ensemble du rendement précédent. Cela ne vaut donc pas la peine dans cette situation, sur la base du rendement, de remplacer un planeur motorisé par un ornithoptère.

Si on veut améliorer l'efficacité d'un ornithoptère, il faut encore beaucoup améliorer non seulement l'aérodynamique, mais aussi la propulsion.

5 L'aile battante en tant qu'aile oscillante

Les études analytiques sur le mouvement de l'aile battante présentent le plus souvent dans la littérature une allure de type sinusoïdal (Lippisch, 1925; Clauss, 1968; v.Holst, 1970; R.D. Archer, J. Sapuppo, D.S. Betteridge, 1979). Ce type de mouvement caractéristique se rencontre fréquemment dans la technique. Dans l'étude des mouvements vibratoires, il est décrit comme oscillation harmonique. Aucune recherche n'est faite sur le bien-fondé de ce genre de mouvement pour les ornithoptères.

On recherche ici la propriété oscillatoire de l'aile battante et on envisage un autre mode de mouvement à côté de l'oscillation harmonique.

5.1 Mouvement de battement harmonique

Si on utilise l'équation habituelle de l'oscillation harmonique et que l'on prenne l'instant t=0 non pas au milieu du battement, mais au début de l'élévation, on a :

$$\phi_{(t)} = \phi_E \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \tag{5.1}$$

Avec $\phi_{(t)}$ angle de battement [rad] au temps t, compté à partir de la position milieu
ϕ_E angle de battement extrême [rad]*) symétrique par rapport à la position milieu
t_p durée de la période [s]
t donnée temporelle à l'instant considéré [s|
( ) angle [rad]

Il s'ensuit la vitesse angulaire ω et l'accélération angulaire α_B

$$\omega_{(t)} = \frac{2\pi}{t_p} \cdot \phi_E \cdot \cos\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \tag{5.2}$$

$$\alpha_{B(t)} = -\left(\frac{2\pi}{t_p}\right)^2 \cdot \phi_E \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{t_p} \cdot t - \frac{\pi}{2}\right) \tag{5.3}$$

Avec $\omega_{(t)}$ vitesse angulaire [rad/s]
$\alpha_{B(t)}$ accélération angulaire [rad/s^2]

Tout cela donne les équations de base pour les trois grandeurs cinématiques de l'oscillation harmonique d'une aile battante, angle, vitesse et accélération. Leur allure de principe est représentée sur la figure suivante. Il est à remarquer en particulier les différents déphasages entre les grandeurs.

*) A la différence de ces équations communément utilisées, l'angle de battement Φ_E est dans ce qui suit exprimé non en radian, mais en degré.

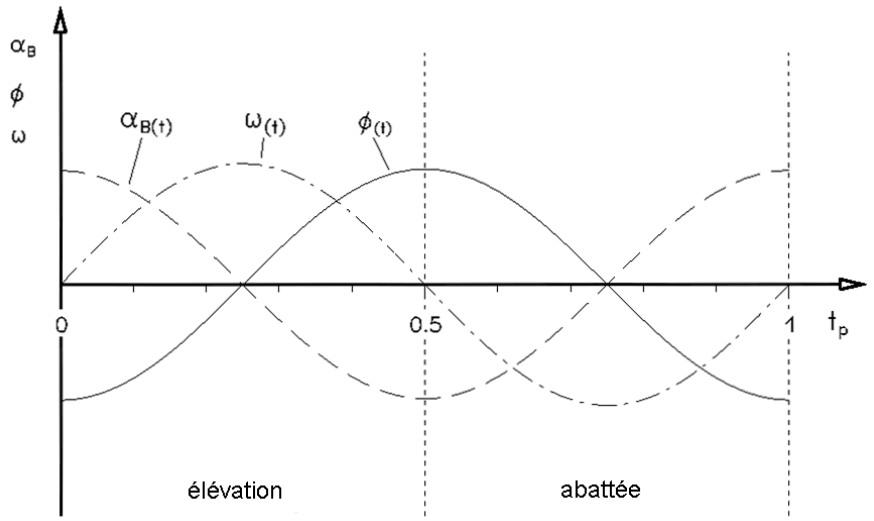


Fig. 5.1 Allure de principe de :

ϕ angle de battement

ω vitesse angulaire

α_B accélération angulaire

Au cours du mouvement d'allure sinusoïdale d'une aile battante

A partir de la vitesse angulaire ω on définit la vitesse latérale v_u en un point de l'aile situé à la distance y de l'emplanture :

$$v_{u(y)} = y \cdot \omega \tag{5.4}$$

Pour la vitesse maximale ω_{max} dans le cas d'une allure sinusoïdale, l'équation (5.2) donne :

Avec les valeurs de ϕ_E et t_p :

$$\omega_{max} = \pm \frac{2\pi}{t_p} \cdot \phi_E \cdot \frac{\pi}{180} \tag{5.5}$$

et pour la vitesse effective v_e du courant d'air qui y est liée :

$$v_{e(y)} = \sqrt{v_{u(y)}^{\ 2} + v_K^{\ 2}} \tag{5.6}$$

Avec y distance du point de l'aile considéré à l'emplanture [m]

$v_{u(y)}$ vitesse latérale en un point de l'aile (m/s)

ϕ_E angle de fin de course mesuré à partir de la position milieu [degrés]

t_p durée d'une période de battement [s]

$v_{e(y)}$ vitesse effective du courant d'air en un point de l'aile [m/s]
sa valeur correspond à celle de la vitesse de parcours du point considéré de l'aile qui se dirige toutefois en sens inverse.

v_k vitesse du vol battu . En première approximation, on peut choisir ici la vitesse du vol plané.

ω_{max} vitesse angulaire maximale [rad/s]

Le changement de signe de la vitesse angulaire dans l'équation (5.5) provient du changement de direction du battement, signe + pour l'élévation et – pour l'abattée.

Un exemple pour une masse d'aile battante qui est mise en mouvement suivant cette loi est représenté sur la figure suivante. La masse de l'aile est ici concentrée en un point et liée à un bras de levier par des ressorts à boudin. Pesanteur et forces aérodynamiques doivent être sans effet dans cet arrangement idéal. Si on pousse la masse dans la direction du battement, elle oscillera suivant les lois ci-dessus, comme dans le mouvement d'une horloge mécanique.

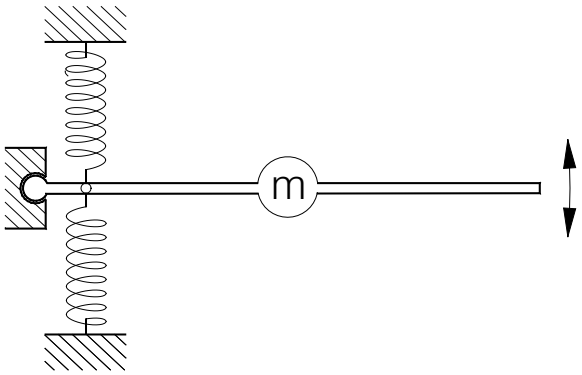


Fig. 5.2 Dispositif d'une aile oscillante

La possibilité d'osciller est une propriété importante de l'aile battante. Si on a emmagasiné une première fois de l'énergie lors du premier déplacement, il n'est plus nécessaire d'en apporter pour la mise en mouvement ultérieur de la masse. On devrait donc en particulier rendre capables d'oscillation les ailes pesantes avec des dispositifs de ressorts adaptés.

Si on abandonne le dispositif de recherche idéal sans perte et que l'on revienne à l'aile battante réelle, il est clair naturellement que l'énergie d'oscillation de la masse est dans le temps le plus bref transformée et absorbée par les forces aérodynamiques. L'aile battante oscillante agit de par sa grande surface sur le dispositif d'oscillation comme un fort amortissement. Sans appoint d'énergie, elle devient rapidement immobile. Pour entretenir l'oscillation, il faut apporter une énergie permanente pour surmonter les forces aérodynamiques. Malgré les propriétés d'oscillation de l'aile battante, il est nécessaire d'avoir un moyen de propulsion. Les forces d'oscillation sont seulement un supplément des forces aérodynamiques.

5.2 Transfert d'énergie

Le flux d'énergie dans un système oscillatoire s'observe suivant l'exemple d'une masse liée à deux ressorts à boudin. On choisit là pour des raisons de simplicité une forme linéaire du mouvement d'oscillation. A coup sûr, il n'est pas difficile à l'observateur de l'image suivante de se représenter les étapes du mouvement d'une aile en oscillation. Le principe des échanges d'énergie est le même dans les deux cas.

Si on déplace la masse m en dehors de la position milieu, on effectue d'abord le travail de mise en tension. Ce travail est emmagasiné dans les ressorts sous forme d'énergie potentielle. De par sa liberté de mouvement, la masse va s'accélérer. L'énergie de tension diminue dans la mesure où augmente l'énergie cinétique sous forme de mouvement. Sur la figure suivante, l'énergie de tension E_{spann} est portée en fonction du déplacement s (parabole). L'énergie totale du système est constante. Il lui correspond une ligne parallèle à l'axe des x. Pour chaque déplacement au cours de l'oscillation, on peut déterminer les parts respectives de l'énergie de tension et de l'énergie cinétique du système.

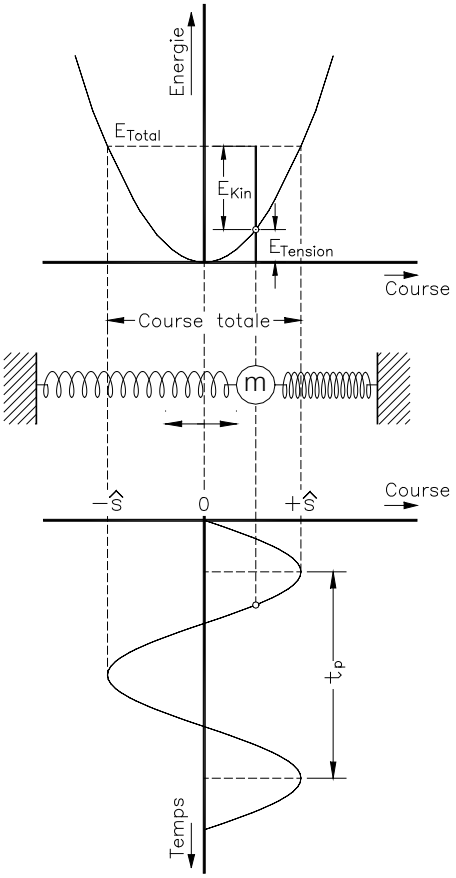


Fig. 5.3 Flux d'énergie d'une masse oscillante et sa représentation en fonction de l'espace et du temps. Dans le dispositif représenté n'intervient aucune force de pesanteur.

Il est maintenant intéressant d'observer à l'aide de la figure 5.1 l'allure de la vitesse en fonction du chemin parcouru. On voit là, comme on pouvait s'y attendre, que la vitesse angulaire est maximale au milieu du battement. Cela correspond aussi au maximum de l'énergie cinétique. Ce maximum est atteint pendant un court instant. Avant et après, la vitesse de battement revient progressivement à zéro. Cela constitue un désavantage notoire de l'aile battante dans son mouvement oscillatoire. L'effet maximal utile obtenu par l'aile battante se produit seulement au milieu du battement, donc seulement durant un court instant.

5.3 Ressorts de fin de course

On a donc choisi un profil d'aile qui donne le domaine de fonctionnement le plus étendu possible, avec les distributions de circulation à l'élévation et à l'abattée les plus éloignées possibles l'une de l'autre et l'optimisation de la torsion de l'aile moyennant une dépense de fabrication considérable. Le résultat en est qu'à chaque battement, on n'a toujours qu'un court instant de pleine efficacité.

On peut heureusement facilement remédier à cette situation. On ne modifie que peu le dispositif d'oscillation. Les ressorts ne sont plus directement reliés à la masse. Celle-ci doit pouvoir bouger librement entre deux ressorts dits « de fin de course ». La figure suivante en donne un exemple.

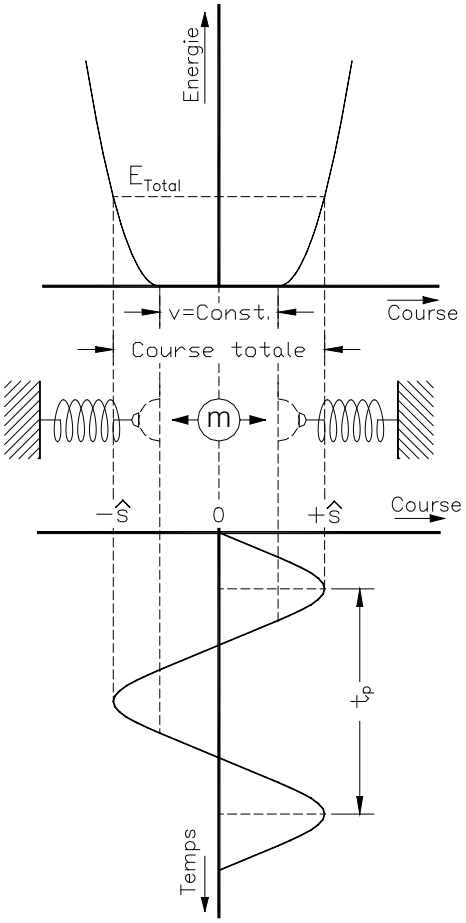


Fig. 5.4 Masse oscillante entre deux ressorts de fin de course.

Il est frappant de voir que le cours du mouvement soit à peine différent de celui de la figure 5.3. En y regardant de plus près, on constate néanmoins une différence. La fonction espace- temps est linéaire un bon moment dans la région du milieu. D'autre part, il faut s'attendre à ce que la vitesse maximale atteinte soit plus petite, du fait de la diminution de l'énergie totale.

On aurait pu naturellement conserver l'énergie totale plus élevée, soit la vitesse maximale de la masse qui était celle de la figure 5.3. Comme sur la figure 5.4 elle agit sur un espace de temps plus long, la masse aurait effectué le même déplacement en un temps plus court. La durée de la période t_p serait devenue plus courte. On s'intéresse particulièrement ici à la grande ressemblance de présentation des deux fonctions espace- temps et on met à profit la plus faible vitesse expérimentale. La durée de la période de la figure5.3 est ainsi conservée.

Dans le cas de l'aile battante, la plus longue durée de la subsistance de la vitesse maximale a pour conséquence une plus grande durée d'action des forces maximales des battements en élévation et en abattée. Les impulsions s'accroissent simultanément. Du point de vue dynamique, il faut aussi considérer comme positif le fait qu'une vitesse maximale dure le plus longtemps possible dans le mouvement de battement. On ne sait pas encore comment le caractère non stationnaire croissant des conditions de l'écoulement influence l'aérodynamique en un espace de temps toujours plus réduit.

Il faut naturellement freiner la masse avec les ressorts de fin de course et l'accélérer à nouveau en un temps nettement plus court. Cela conduit à de plus grandes forces d'inertie. Le longeron de l'aile doit donc être renforcé. Plus est court l'intervalle de temps de l'accélération dans le domaine de la fin de course, plus sont grandes la force ou le moment de l'accélération (voir les équations ci-dessous 5.17 avec 5.15).

Le flux d'énergie de l'aile oscillante ne doit pas se limiter à la transformation entre l'énergie cinétique et l'énergie de tension des ressorts. Un système oscillatoire global incluant l'énergie des forces aérodynamiques peut se présenter. On peut par exemple omettre le ressort inférieur de fin de course et le remplacer par des efforts aérodynamiques (Figure suivante).

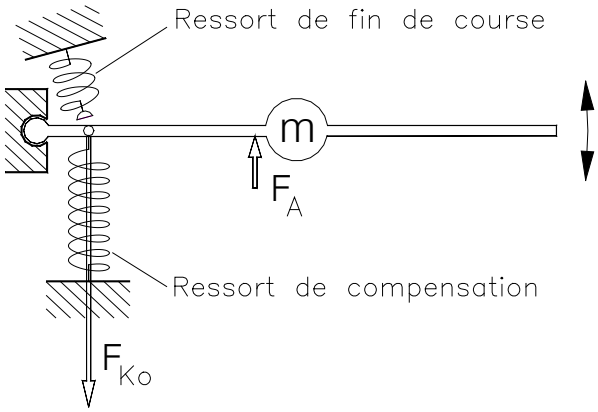


Fig. 5.5 Aile battante oscillante avec un seul ressort de fin de course.

Si on débraye la propulsion un instant avant d'atteindre le point bas, l'aile bougera encore un peu du fait de son inertie. Les forces d'inertie de l'aile remplacent pour ainsi dire les forces de propulsion.

Tant que l'aile continue à se mouvoir en bas après le débrayage, l'énergie cinétique de la masse de l'aile se transformera en propulsion ou travail de vol. Finalement, l'énergie cinétique de la masse de l'aile se transformera en énergie cinétique de la masse de la maquette dans la direction du vol.

Après avoir atteint le point bas, on suppose pour le phénomène d'oscillation que l'aile prend d'elle-même un angle d'incidence positif et développe un moment de battement positif vers le haut. Elle extrait ainsi l'énergie nécessaire à son mouvement de l'énergie cinétique de la masse de la maquette et elle récupère ainsi de nouveau son énergie cinétique précédente.

L'aile battante a alors atteint sensiblement la vitesse angulaire maximale de l'élévation ; on embraye à nouveau le moteur et on assiste l'aile avec la tension du ressort de compensation. Finalement, au voisinage de la position haute de l'aile, le ressort de fin de course assiste le freinage à l'élévation et l'accélération à l'abattée.

Le dispositif précédent se modifie de multiples façons. Par exemple, on ne doit pas sans réserve débrayer le moteur au voisinage de la fin de course. Course à vide ou charge partielle sont possibles. Ceci se présente en particulier avec des systèmes de propulsion circulaires, tandis qu'avec des systèmes de propulsion dont la direction change le débrayage et la course folle posent davantage question. Avec des systèmes de propulsion électrique, le flux d'énergie s'emmagasine comme générateur dans les réflexions cycliques des oscillations. Les ressorts de compensation peuvent aussi avec un dimensionnement approprié prendre une part au moins de la fonction des ressorts de fin de course et réciproquement.

Le ressort de fin de course est en outre totalement ou partiellement remplacé par l'élasticité du longeron de l'aile. Le longeron doit alors agir comme un fouet qui recueille l'énergie d'inertie en fin de course et la redonne en sens inverse. La fréquence propre de l'aile battante en tant que fouet doit être adaptée à la fréquence réelle de battement imposée par le système propulsif. Cela est théorique et pas du tout simple à obtenir dans la pratique. Je travaille plutôt avec des longerons le plus rigides possibles et j'abandonne l'oscillation propre de l'aile. Par suite du fort amortissement des forces aérodynamiques, je tiens cet accord de fréquence comme négligeable. L'élasticité du longeron dans la direction du battement doit pourtant être considérée de façon plus rigoureuse dans le développement ultérieur de la construction des

ailes battantes. Seulement alors pourra-t-on peut-être éviter les mouvements intempestifs non souhaités. De plus, l'image du vol des ornithoptères se rapprocherait de l'élégance du vol des oiseaux naturels si les ailes battantes se courbaient bien visiblement au cours du mouvement de battement.

Le taux de compression des ressorts de fin de course est décisif pour leur définition. Il résulte du fait que l'énergie cinétique de l'aile E_{kin}

$$E_{kin} = \frac{J_F \cdot \omega^2}{2} \tag{5.7}$$

soit transformée en totalité dans l'énergie E_{Spann} du ressort de fin de course

$$E_{spann} = \frac{1}{2} \cdot F_{max} \cdot s \tag{5.8}$$

ou aussi

$$E_{spann} = \frac{c_F \cdot s^2}{2} \tag{5.9}$$

en égalant les énergies, on a :

$$\frac{c_F \cdot s^2}{2} = \frac{J_F \cdot \omega^2}{2} \tag{5.10}$$

soit pour le taux du ressort :

$$c_F = J_F \cdot \left(\frac{\omega_{max}}{s}\right)^2 \cdot 1000 \tag{5.11}$$

avec	J_F	moment d'inertie de l'aile	[kg.m^2]
	ω_{max}	vitesse angulaire maximale	[rad/s]
	s	course du ressort de fin de course	[mm]
	E_{spann}	énergie de tension du ressort de fin de course	[Nmm]
	c_F	taux de compression du ressort de fin de course	[N/mm]

On peut choisir un ressort de fin de course approprié avec la force maximale ($F_{max} = s_{max} \cdot c_F$). Il faut ajuster les ressorts de fin de course pour les temps de battement nettement distincts de l'élévation et de l'abattée.

Comme les ressorts de compensation, les ressorts de fin de course sont aussi bien gênants pour le montage du dispositif de propulsion et pour les tests de mise au point. Les grandes forces qu'ils engendrent peuvent endommager le dispositif de propulsion, en particulier lors des essais probatoires sans le montage de l'aile. En revanche, vu la grandeur de cette force, on voit combien est utile le ressort de fin de course et la mise en œuvre du phénomène d'oscillation. On doit au moins lors de la construction faire attention à un démontage facile des ressorts de fin de course.

5.4 Aile battante avec ressort compensateur et propulsion

Dans les chapitres 1, 5.1 et 5.2, on a rassemblé les considérations sur les efforts qui s'exercent sur une aile battante équipée de ressorts de compensation. Comment cela se passe-t-il maintenant quand sur une aile existent différentes répartitions de circulation et qu'en plus des ressorts de compensation des forces propulsives entrent en jeu?

Ci-dessous est représentée une moitié d'aile battante dans la configuration d'extension de l'aile. La force de portance F_A représentée à chaque temps correspond dans sa valeur et son emplacement aux données des répartitions de circulation de la figure 2.10. Avec un mouvement de battement très lent, on peut en première approximation égaler la force latérale F_U à la force de portance F_A.

Le ressort de compensation qui attaque l'aile en un point de commande comme sur la figure 1.3 doit en pratique comme en théorie fonctionner avec la force la plus constante possible tout au long de sa course.

Il doit aussi avoir un très faible tau d'élasticité. En même temps se trouve à cet endroit le dispositif propulsif non précisé ici. Les arrangements des forces sont représentés comme suit :

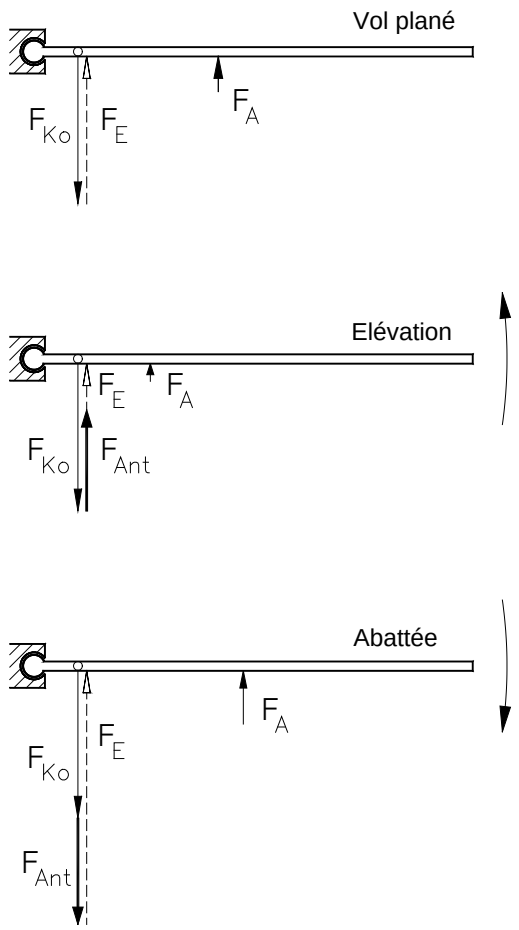


Fig. 5.6 Aile avec portance, forces des ressorts compensateurs et du dispositif de propulsion.

En **vol plané**, l'aile est soumise à la force de portance F_A qui, par sa somme des deux côtés de l'aile correspond au poids de la maquette. Avec la répartition elliptique de la portance, le centre de pression se trouve à une distance de l'emplanture égale à environ 42 % de la demi- envergure.

La portance crée un couple vers le haut. On calcule au point d'attache du ressort compensateur une force fictive F_E qui, grâce à l'effet de levier, produit sur l'aile le même couple que la force de portance F_A.

Dans cet exemple, le couple doit être exactement équilibré par le ressort de compensation. La force de ce ressort a donc exactement la valeur de la force fictive, mais elle est dirigé en sens inverse. Avec la force du ressort de compensation, l'aile battante en vol plané ne subit aucun couple. Elle est donc pendant le vol bloquée dans cette situation avec des moyens constructifs simples. La valeur de la force du ressort compensateur est conservée avec les considérations suivantes.

Lors de l'**élévation** de l'aile, la portance est concentrée vers l'emplanture et devient plus petite. En même temps diminue le moment de battement de l'aile. La force F_{Ant} du dispositif de propulsion doit travailler pour un mouvement d'élévation contre le ressort de compensation devenu trop fort.

Le ressort de compensation se tend pendant le mouvement d'élévation et il emmagasine de l'énergie. La force nécessaire pour cela correspond à l'ensemble de la force de propulsion F_{Ant} et de la force fictive F_E. Les parts respectives des énergies de propulsion et de battement en élévation (de nature aérodynamique N.D.L.R.) sont déterminées à partir des grandeurs respectives des vecteurs F_{Ant} et F_E. Si le couple du battement en élévation était nul, la force fictive serait nulle. Dans ce cas, la force de propulsion devrait

être aussi grande que la force du ressort de compensation. On emmagasinerait alors seulement encore de l’énergie de propulsion

Lors de l’**abattée**, la portance est concentrée davantage vers la pointe de l’aile et en même temps elle est plus grande. La force fictive F_E est corrélativement plus grande. Une participation essentielle pour surmonter cette force fictive est apportée lors de l’abattée par le ressort compensateur. La force propulsive F_{Ant} nécessaire pour la partie restante est dans cet exemple aussi grande que pour l’élévation.

Compensation et force propulsive agissent pour l’abattée dans le même sens du mouvement. Sans ressort de compensation, la propulsion devrait couvrir l’ensemble de la force fictive F_E, c'est-à-dire devrait dans cet exemple être environ 2,4 fois aussi grande et fortement dimensionnée en correspondance. De plus, en l’absence de ressort de compensation, la force de propulsion devrait travailler en changeant de direction, dans le sens du mouvement lors de l’abattée et en sens inverse lors de l’élévation, en tant que frein. Les changements de direction de la force demandent de plus fortes dimensions du dispositif de propulsion – par exemple des engrenages. L’introduction d’un ressort compensateur permet donc d’économiser du poids dans la construction du dispositif de propulsion. Des ressorts ont donc été déjà dans le passé utilisés dans les réalisations les plus variées de beaucoup de constructeurs d’ornithoptères.

Dans l’emploi des ressorts de compensation, leur force est un inconvénient pour la pratique du vol dans l’état de repos des maquettes. Elle agit par exemple au cours de l’atterrissage en vol plané. Avec l’abandon de la portance le ressort de compensation pousse vers le sol les extrémités de l’aile – en plus de leur poids-. Si la propulsion n’est pas arrêtée d’elle-même en position de repos, il faut prévoir un frein ou un autre dispositif de verrouillage mécanique. Ce dispositif doit être déconnecté avant la mise en action du dispositif de propulsion et remis en service après. L’aménagement de la propulsion est donc malheureusement compliqué (il faut également faire attention au thème « contrôle de la propulsion » en prévision du décollage).

En outre, un ressort de compensation est très gênant lors du montage et démontage du dispositif de propulsion et pour les réglages. A cause de leur grande force (pour mes modèles, environ 500 Newton), c’est, dans la marche à vide sans l’aile n’importe où qu’il soit, un élément perturbateur de tout le dispositif de propulsion. Même avec les ailes, sans la force de portance, les réglages du dispositif de propulsion sont à peine possibles. Les ressorts de compensation avec une intensité réglable offrent de ce point de vue un avantage.

5.5 Propulsion par manivelle

La caractéristique du dispositif de propulsion est qu’il soit adapté au mouvement d’oscillation de l’aile et réciproquement. Si ce système et l’oscillation de l’aile ne s’accordent pas, il se produit un échange d’énergie regrettable et l’engagement d’un mouvement non contrôlé.

En étudiant la construction la plus récente d’ailes battantes, on constate que le dispositif de propulsion par manivelle représente sous les formes les plus diverses le principe de propulsion le plus souvent utilisé. On a esquissé un système de ce type sur la figure suivante. Il conduit avec une rotation constante à un mouvement d’oscillation harmonique de la glissière. Celle-ci peut être reliée par un guide au bras de levier de l’aile battante. Si on accorde la fréquence de la rotation circulaire de la propulsion et la fréquence du système oscillant, on a un dispositif utilisable pour un mouvement de battement harmonique.

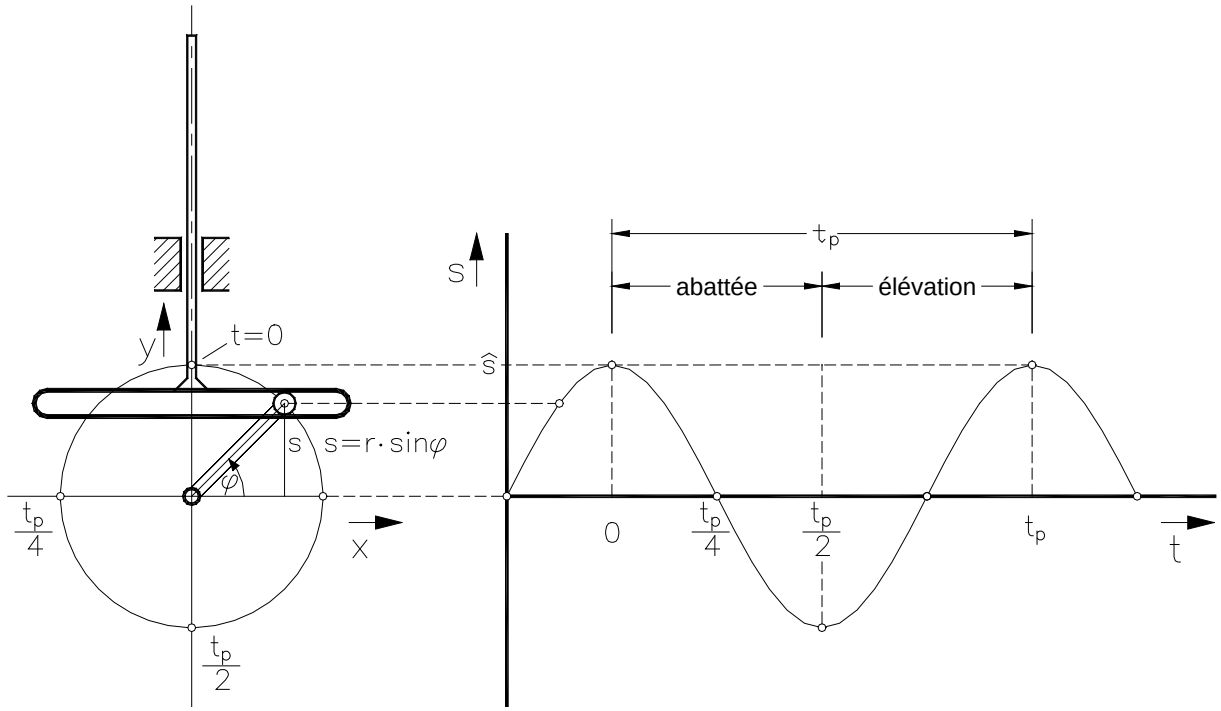


Fig. 5.7 Transformation d’un mouvement circulaire en oscillation harmonique au moyen d’une manivelle.

Pour le passage recherché de l’oscillation harmonique à un mouvement d’allure plus rectangulaire, il suffit entre autre, avec un dispositif à manivelle, d’ajuster simplement le réglage de la rotation. Le dispositif de propulsion montre en règle générale une mise en rotation souple, c'est-à-dire que la rotation dépend de la charge. Si d’autre part le moment d’inertie du système de propulsion est faible (par exemple avec un moteur électrique synchrone), le dispositif réagit relativement vite aux fluctuations de charge. Au point mort de la manivelle la rotation s’élève de façon significative. Le moment de propulsion nécessaire est alors très faible. Le mouvement de battement s’enchaîne relativement vite par inertie de la partie tournante. Avec l’augmentation de la charge au cours du battement, la rotation s’affaiblit. Avec la diminution de la charge au voisinage du point mort suivant elle augmente à nouveau. La forme sinusoïdale caractéristique de la manivelle conduit donc sans artifice supplémentaire avec un montage souple de la rotation à un mouvement d’allure plus rectangulaire.

La nécessaire « souplesse » de la mise en rotation n’est pas tout à fait simple. En outre, avec ce procédé, la vitesse de battement chute aussi de façon regrettable dans différentes situations du vol. C’est par exemple déjà le cas dans un simple vol circulaire avec une charge élevée lors de l’abattée par suite de la force centrifuge de la maquette.

J’ai noté la vitesse de battement – en l’absence de courant d’air de face- en situation fixe pour un système de propulsion présentant un dispositif souple de rotation de cette nature. J’ai alors constaté, malgré ou à cause de la rigidité du longeron de l’aile, diverses vibrations fortes dans les battements, en lien avec les fluctuations de la rotation. Ceci est en vol très dommageable.

La souplesse de la mise en œuvre de la rotation peut donc être considérée seulement comme une première démarche. Pour des développements ultérieurs, il est sans doute mieux d’ajuster la course voulue de la mécanique du dispositif de propulsion.

5.6 Détermination de l'inertie de l'aile

L'aile battante technologique n'est pas, au contraire des modèles naturels, de construction légère en plumes. Dans l'exemple de l'aile battante, la masse des deux demi- ailes atteint le poids de 0,8 kg. Ce poids peut être considéré en première approximation concentré au centre de gravité de la demi- aile, donc à peu près au milieu de la demi- envergure. Avec la distance de 0,7m du point d'articulation, on imagine facilement qu'il faille considérer avec attention les forces d'inertie avec le changement perpétuel du sens du battement. Au moyen des ressorts de fin de course, le problème est néanmoins, comme on l'a dit plus haut, en voie de résolution. Pour caractériser les ressorts à partir du moment d'inertie, on attire l'attention sur ce qui suit.

Si la masse de l'aile est répartie de façon sensiblement symétrique le long de l'envergure, on peut calculer le moment d'inertie J_F à partir de la masse m_F de l'aile et de l'envergure b avec l'équation simple

$$J_F = \frac{m_F}{12} \cdot b^2 \tag{5.12}$$

On emploie cette équation quand on est encore dans la phase constructive. La masse de l'aile n'est pas en fait répartie de façon symétrique. Si l'aile est déjà fabriquée, son moment d'inertie peut être obtenu de façon plus précise par une mesure. On utilise à cet effet la traduction mathématique de l'oscillation sans amortissement d'un pendule pesant.

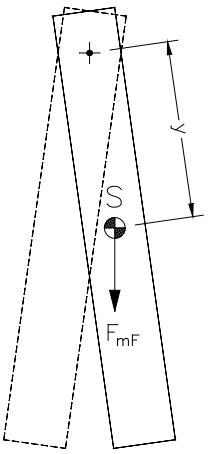


Fig. 5.8 Schéma d'un pendule pesant

Sur la figure précédente se trouve un pendule représenté simplement par une perche, qui tourne librement sur un palier. Pour de petites impulsions, on a pour la période d'oscillation du pendule pesant :

$$T_0 = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{J}{y_S \cdot m \cdot g}} \tag{5.13}$$

où l'on a :

J	moment d'inertie	[kg.m^2]
T_0	durée de la période	[s]
y_s	distance du centre de gravité du pendule à son pivot	[m]
m	masse du pendule	[kg]
g	accélération de la pesanteur (9,81)	[m/s^2]

En introduisant les grandeurs relatives à l'aile et en remaniant l'équation on obtient le moment d'inertie d'une demi- aile

$$\frac{J_F}{2} = y_S \cdot \frac{m_F}{2} \cdot g \cdot \left(\frac{T_0}{2\pi}\right)^2 \tag{5.14}$$

où m_F est la masse et J_F le moment d'inertie de toute l'aile. On ne mesure néanmoins la durée de battement que d'une moitié de l'aile.

La durée de battement T_0 est dans la pratique relativement facile à mesurer. Pour ce faire, on fait pendre une moitié de l'aile autour de son point d'attache, en commençant à la déplacer d'environ 10°. On mesure le temps écoulé sur le plus grand nombre possible de périodes. On en déduit avec une relative exactitude la durée d'une période d'oscillation T_0.

Pour le mouvement du pendule dans le sens du battement, on obtient d'abord la mesure approchée en l'absence de la voilure. Sinon, l'amortissement dû à l'air est trop fort. Pour prendre en compte aussi la masse de la voilure, il est toutefois préférable d'effectuer la mesure avec l'aile terminée (l'air enfermé dans l'aile a déjà, pour dix litres par exemple, une masse de 12 grammes environ). On doit alors tourner le pendule de 90° et le placer dans la direction de vol de l'aile. Pour la mesure de la période d'oscillation, la direction du pendule ne joue aucun rôle. L'important est que le débattement du pendule ne soit pas trop grand, ce qui, sinon, compromet la validité de la mesure.

Avec le moment d'inertie ainsi obtenu, pour une demi- aile, on peut alors avoir le moment cinétique M_B de l'aile entière

$$M_B = J_F \cdot \alpha_B \tag{5.15}$$

avec : α_B accélération angulaire [rad/s^2]
J_F moment d'inertie de l'aile [kg.m^2]
M_B moment d'accélération tangentiel (dans la direction du battement) [N.m]

La valeur et l'évolution dans le temps de l'accélération angulaire α_B dépendent de façon tout à fait différente du type de construction du dispositif de propulsion. Il suffit donc ici de donner le calcul pour un cas bien déterminé, sans doute souvent utilisé. L'accélération maximale se présente toujours lors du passage de l'aile par la fin de sa course. D'après l'équation (5.3), l'accélération angulaire correspondant à ce point (t=0) vaut :

$$\alpha_{B\,max} = \phi_E \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \left(\frac{2\pi}{t_p}\right)^2 \tag{5.16}$$

avec : t_p durée d'une période [s]
Φ_E angle de fin de course, symétrique de chaque côté du battement [degrés]
α_{Bmax} accélération angulaire maximale [rad/s^2]

Si on porte la valeur de α_{Bmax} dans l'équation (5.15), on obtient avec la mesure du moment d'inertie, le moment d'accélération maximal M_{Bmax}. Avec la longueur du bras de levier h du point d'attache de l'aile, on peut finalement obtenir la force maximale du ressort de fin de course :

$$F_{tB\,max} = \frac{M_{B\,max}}{h} \tag{5.17}$$

avec : M_{Bmax} moment d'accélération maximal de la masse de l'aile [N.m]
h longueur du bras de levier du point d'attache du ressort de fin de course, mesuré à partir de l'articulation du battement [m]
F_{tBmax} force d'inertie tangentielle maximale ou aussi force du ressort de fin de course [N]

En plus de la masse de la structure de l'aile, il faut aussi d'après la littérature (Hewitt, 1985), se préoccuper de l'effet d'inertie de l'air avoisinant. Cet effet doit être désigné comme un effet de masse virtuel. Il s'agit là de la masse de l'air qui occupe un cylindre dont le diamètre a la profondeur du profil et la longueur celle de l'aile battante. Cette masse n'est pas négligeable (avec le modèle de calcul, environ 211 g). Jusqu'à présent, je n'en ai pas tenu compte.

D'une part, le calcul de la masse est valable seulement pour le cas de la répartition elliptique de la circulation. D'autre part, je peux difficilement me représenter que dans la région de la main de l'aile, dans le court laps de temps de l'écoulement pris de face, la masse de l'air soit accélérée de la somme des vitesses de battement et d'induction. Cela nécessiterait un nouvel examen de la production de portance.

A coup sûr, l'air de la couche limite joue un rôle dans l'inertie de la masse de l'aile. C'est relativement peu.

5.7 Effets supplémentaires de l'inertie

Quand dans ce qui précède il était question d'accélération de l'aile, il s'agissait toujours d'accélération tangentielle du mouvement de l'aile. L'accélération radiale est petite en comparaison. On peut se la représenter facilement comme force centrifuge de la masse de l'aile, qui au cours du mouvement de battement tire sur l'articulation dans la direction de l'axe de l'aile. Si l'aile non seulement dépassait le petit angle de battement mais tournait de 360°, il est facile d'imaginer que l'accélération radiale de l'aile comme une énergie circulaire aurait une action dans la direction verticale z sur le mouvement du modèle. Vu la faiblesse des angles de battement du modèle de calcul, ce changement de la force de portance est ici négligeable. La force centrifuge de l'aile en question est à considérer dans la mesure de l'ensemble des deux demi- ailes.

$$F_{rBmax} = \omega_{max}{}^2 \cdot r_{mF} \cdot \frac{m_F}{2} \tag{5.18}$$

avec : ω_{max} vitesse angulaire maximale de l'aile [rad/s]

r_{mF} distance du centre de gravité de la demi- aile à l'articulation du battement [m]

m_F masse de toute l'aile [kg]

F_{rBmax} Force radiale maximale (force centrifuge) d'une demi- aile [N]

On présume une mutuelle influence du moment d'inertie de l'aile battante sur la stabilité directionnelle du modèle. Au cours du mouvement de battement, les deux masses en rotation des demi- ailes agissent comme des toupies en rotation inverse, stabilisant la direction. Il n'est pas certain que les réactions de la maquette, relativement molles aux sollicitations latérales leur soient imputables. En vol plané au moins, l'inertie de mes ornithoptères s'explique par l'élasticité de la torsion de l'aile.

Comme force opposée à la force centrifuge, il faut dans un virage normal un supplément de portance. Les ailes battantes élastiques se relâchent et réduisent l'angle d'incidence. L'accroissement de portance de la situation de virage diminue de ce fait. Le rayon de courbure augmente et réduit les réactions sur la dérive. Le même effet opère aussi naturellement au cours du vol dynamique. Tant que l'on ne gouverne pas par la torsion des ailes, une grande dérive est donc avantageuse. Avec la télécommande de la torsion de l'aile, le vol circulaire s'est fait assister en plus par un accroissement de l'angle d'incidence.

6 Paramètres de l'aile

Pour la construction d'un ornithoptère, c'est un point capital que de vriller d'une façon déterminée l'aile battante. Pour cela, on propose des objectifs concernant la construction de l'aile et des critères de choix des profils d'aile et on présente la possibilité de calculer la nécessaire torsion de l'aile.

6.1 Contour de l'aile

La valeur c_a exigée en un point donné de l'aile pour une circulation donnée n'est pas une grandeur fixe. Comme il résulte de l'équation (2.8) la valeur c_a varie avec la profondeur de l'aile. On peut, avec une grande profondeur de l'aile et une petite valeur de la portance obtenir la même circulation qu'avec une petite profondeur associée à une grande portance.

Cela offre la possibilité d'accroître la circulation par une grande profondeur de l'aile. Si on prend en considération les écarts qui en dépendent sur les résultats de calcul envisagés concernant la puissance de l'impulsion, l'élévation en altitude, la torsion de l'aile, l'étendue du vol, etc…, ces changements ne sont pas trop grands au voisinage d'un allongement Λ=10. Ils sont d'ailleurs à peine avantageux. L'allongement Λ adopté pour l'aile présente pour ainsi dire un bon compromis. La recherche d'un unique paramètre est sans doute possible, mais seulement sous couvert de l'expérience. Jusqu'à présent, des changements convaincants n'ont pas été découverts.

Il paraît néanmoins opportun d'accroître la profondeur de l'aile au moins à l'endroit du maximum de c_a dans l'abattée, donc au voisinage du milieu de la demi- envergure. La valeur nécessaire c_a de profil peut alors y être plus petite tout en permettant d'atteindre la circulation souhaitée à cet endroit. Cela facilite le choix du profil. Un rétrécissement de l'aile à partir de l'emplanture n'est donc pas approprié.

Cela est valable sans doute seulement tant que l'on ne met pas de volet au milieu de la demi- envergure pour emmagasiner de la portance ou que l'on mette là un profil avec un fort coefficient de portance c_a. Aussi, des pré- ailes, comme le pouce chez les oiseaux, permettent d'avoir à cet endroit une aile de faible profondeur.

Dans la région de la pointe de l'aile, il est également avantageux d'adapter la profondeur de l'aile à l'évolution du coefficient de portance c_a. Si on restreint dans un programme spécial de calcul jusqu'à 16 cm à son extrémité la profondeur de l'aile sur les 34 centimètres externes, le résultat d'ensemble est nettement amélioré. A même étendue de l'aile, la profondeur de l'aile à l'emplanture passe de 28 cm à 30 cm. L'accroissement de puissance d'environ 3% conduit à une élévation en altitude de près de 11%.

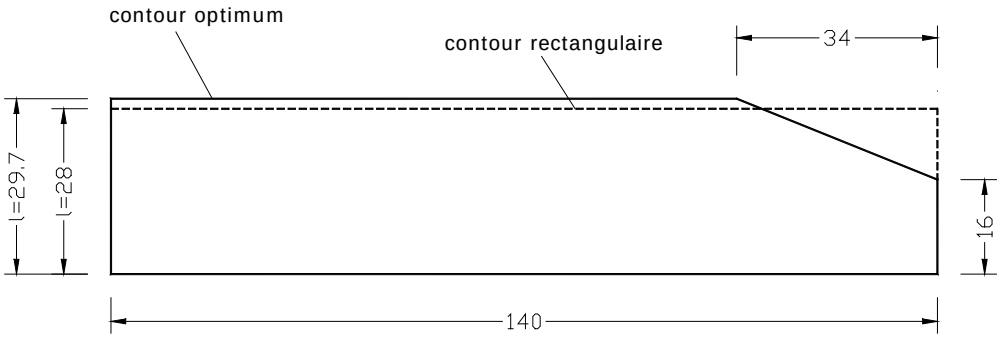


Fig. 6.1 Contour optimisé du modèle de calcul (mesures en cm)

Dans ces conditions, la répartition de circulation c_a et en correspondance la torsion de l'aile sont quelque peu modifiées à la pointe de l'aile.

6.2 Choix du profil

Avec l'aile battante, l'étendue du domaine utilisable du coefficient de portance est fondamentale pour déterminer la poussée. A l'aide des équations 2.8 on voit cela de plus près. La figure suivante montre hachuré un exemple du domaine utilisable du coefficient de portance c_a et elle en donne la différence des valeurs (c_a-Diff) dans les répartitions lors de l'abattée et de l'élévation.

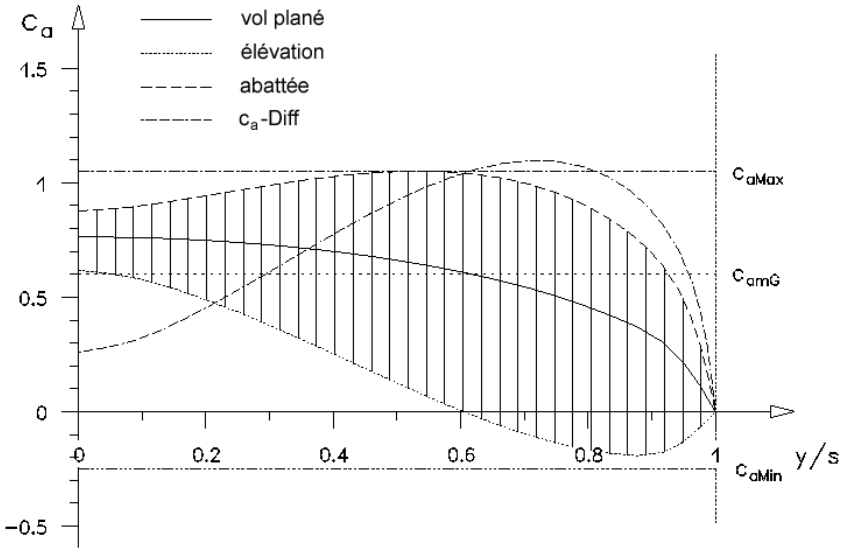


Fig. 6.2 Evolution du coefficient de portance c_a le long de la demi- envergure pour le modèle de calcul avec les nombres de circulation

élévation	$c_{\Gamma 1} = 0$
vol plané	$c_{\Gamma G} = 8$
abattée	$c_{\Gamma 2} = 9{,}095$

L'énergie déployée pour le vol à chaque période de battement est d'autant plus grande que la surface du domaine utilisable du coefficient de portance est plus grande, notamment dans la section de l'aile externe. Comme on ne peut accroître autant qu'on le veut le nombre de battements d'aile pour augmenter la poussée, on doit s'efforcer d'accroître pour chaque période de battement l'énergie mise au service du vol par une conception adaptée de l'aile.

Dans la comparaison des domaines de fonctionnement du coefficient de portance, on fera attention au fait que les traînées n'ont pas été prises en compte, ni traînée de profil, ni traînée induite. La surface du domaine de fonctionnement ne peut être qu'une donnée partielle dans la considération d'ensemble de la production de poussée.

Pour trouver les valeurs limites admissibles du coefficient de portance c_a d'un profil, c'est d'une façon générale sur les polaires des profils qu'il faut les chercher en optimisant la forme et la surface. Dans la pratique, l'aile battante fera voir à cause de la nécessaire torsion soit une surface élastique, soit des fentes pour des volets et des cassures de pente. Les deux procédés dans les constructions d'ailes connues à ce jour tendent à réaliser avec exactitude le contour des profils. Il y a lieu de faire des restrictions sur les valeurs limites des coefficients de portance des polaires des profils mesurés en soufflerie. Avec les ailes battantes tendues avec un revêtement élastique, on s'est réservé une valeur limite maximale ou minimale de c_a à plus ou moins 0,2% près.

Comme on le voit facilement sur la figure précédente, la valeur maximale de c_a se trouve au milieu de la demi- envergure de l'aile lors de l'abattée. On est alors enclin à utiliser d'abord là un profil à grande portance. Malheureusement il y a lors de l'élévation une très petite valeur de ce coefficient depuis cet endroit jusqu'à la pointe de l'aile. Dans cette région de l'aile, il faut donc couvrir un grand domaine de

variation de c_a au cours d'une période de battement (Cf. le cours de c_{aDiff}). On obtient ce résultat à partir de l'un ou de plusieurs des procédés suivants.

- Emploi d'un profil épais à nez émoussé

Les grands nombres de Reynolds nécessités par de tels profils ne sont guère un problème vu le poids élevé de la plupart des ornithoptères. Néanmoins on a là aussi des limites relativement étroites sur le domaine de fonctionnement du profil. En outre, il faut garder à l'esprit que la traînée de profil augmente avec l'épaisseur du profil.

- Disposition d'une pré- aile

Il suffit d'aménager la pré- aile dans le domaine relativement réduit du maximum de ca pour pouvoir utiliser (voir l'image précédente) de grandes valeurs de ca tout le long de l'aile. Des indications précises sur la configuration et la mise en œuvre de telles pré- ailes sont néanmoins encore plutôt rares dans les réalisations techniques. On a également des indications fort peu détaillées sur la construction et les mesures faites sur le pouce repliable de divers oiseaux. La transposition technique en serait sûrement très difficile.

- Emploi de dispositifs déclencheurs de la turbulence

Parmi les moyens utilisés pour produire de la turbulence artificielle, en particulier aux faibles nombres de Reynolds, se trouve l'influence directe sur la couche limite. Le domaine de fonctionnement du coefficient de portance pourra ainsi être élargi en positif comme en négatif. Des dispositifs appropriés et des résultats de mesures existent en particulier avec les données sur les profils de M. Selig (Summary of Low- Speed Airfoil Data – Vol.3).

- Flèche de l'aile

Si le contour de l'aile présente de la flèche, la circulation se déplace du sommet de la flèche vers la partie arrière de l'aile (Dubs 1979). On peut ainsi réduire localement le maximum de portance au milieu de l'aile.

On obtient cela de façon particulièrement efficace avec une flèche qui part de chaque côté à partir du milieu de la demi- envergure. Une flèche d'un seul côté vers l'intérieur ou vers l'extérieur est encore probablement encore efficace.

Sur la valeur nécessaire de l'angle de flèche et sur son mode d'action, il n'y a malheureusement pas encore d'indication quantitative universelle. On dispose au moins des indications données par le calcul concernant les flèches pratiquées au milieu de l'envergure (p.e. Von Multhop). On ne sait pas si ces résultats peuvent être transposés pour des flèches pratiquées depuis le milieu de la demi-envergure.

- Modification de la courbure du profil

Quand on réussit à modifier au cours d'une période de battement la forme du profil – en particulier sa courbure -, on est amené à considérer différentes formes de profil qui offrent un petit domaine de fonctionnement du coefficient de portance. Cela apparaît spécialement possible chez les animaux volants recouverts de peau. En augmentant la portance à l'extrémité de l'aile et en déformant l'aile, on influence de façon appropriée le profil au milieu de la demi- envergure. De cette façon, ces animaux ont la chance de produire beaucoup de poussée avec les ailes en peau.

Si on considère la configuration du vol des chauves-souris relativement lourdes, il est évident que les lourds animaux volant recouverts de peau sont bien adaptés pour le « vol avec la portance ». Les résultats de mesure de M. Selig avec le profil Gö 417 a (Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol. 3) donnent des indications dans cette direction. Ils montrent en outre un domaine de fonctionnement relativement grand pour ce profil (plaque incurvée) ressemblant au moins de loin à une peau.

Avec l'emploi de profils d'aile épais à nez émoussé, se pose le problème du choix du profil d'aile, comme pour l'aile portante habituelle en ayant recours à la polaire de profil. Il n'existe malheureusement pas beaucoup de mesures de ce genre aux faibles nombres de Reynolds. Si on s'en tient aux mesures modernes faites en soufflerie, cela se réduit à interroger des données à venir. Je dispose en particulier des publications de Dieter Althaus (1980 et 1985)et de Michael S. Selig (1989; 1996; Lyon, 1997). Ci-après figure un petit choix de profils tiré de ces publications. On y a respecté des extrémités de profils relativement épaisses sur la base de raisons techniques de construction.

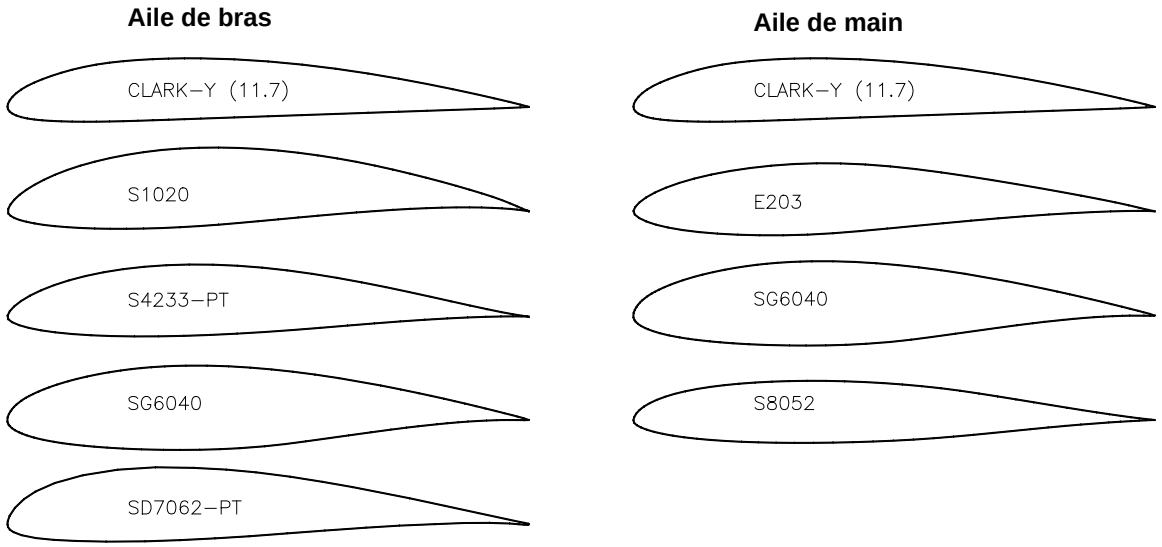


Fig. 6.3 Exemples de profils

Il est dommage que les mesures aient été effectuées dans des souffleries différentes pour comparer les données sur les profils qui ont été trouvés. Dans le modèle de calcul choisi ici comme base, on a utilisé les polaires du profil CLARK-Y (11,7) de Dieter Althaus. D'après lui, des coefficients de portance autour de c_{aMin} = -0,46 sont possibles.

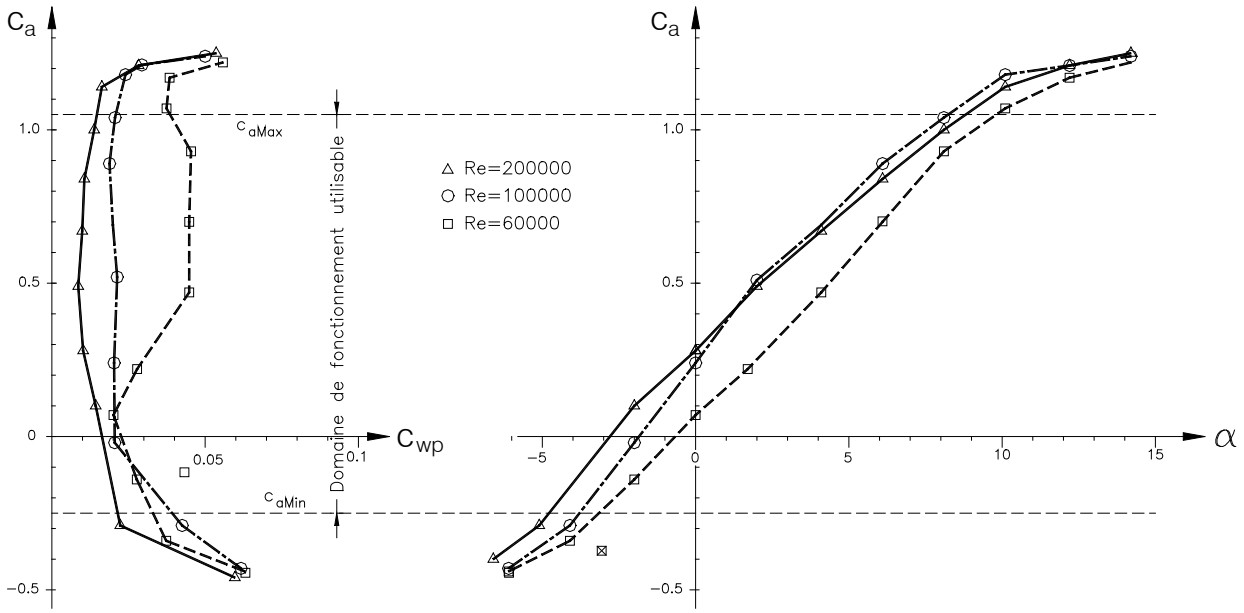


Fig. 6.4 Polaire du profil CLARK-Y (11,7) (Althaus, 1980) avec l'indication des valeurs limites de c_a du domaine utilisable de fonctionnement.

Les polaires du même profil mesurées par Michael Selig sont comparables à celles de cette figure, mais en n'atteignant que c_{aMin}= -0,11. Si on prend en compte les limites de sécurité du domaine de fonctionnement, il ne reste que la valeur c_{aMin}= +0,09. Dans ces conditions, ce profil serait pratiquement inutilisable pour le domaine de l'aile de main. Comme béotien en la matière, on ne peut qu'avec peine juger à laquelle des deux séries de mesures on doit donner la préférence.

Une restriction supplémentaire sur la possibilité d'utiliser les profils provient de la difficulté à n'utiliser qu'une famille pour l'aile de bras et l'aile de main, tant pour la répartition de l'épaisseur que pour la cambrure du profil. On peut seulement supposer alors que les caractéristiques évoluent de façon sensiblement linéaire dans le domaine de transition d'une aile à l'autre.

Ces conditions limites rendent impossible la comparaison des exemples des profils décrits. A défaut d'autres informations, on a pourtant employé les profils précédents pour des calculs de comparaison en ce qui concerne en particulier les hauteurs ascensionnelles que l'on peut atteindre.

Antérieurement, on avait le plus souvent pour les ailes bras/main des combinaisons S1020/E203 et SD7062-PT/ S8052. Malheureusement ces combinaisons ne montrent pas beaucoup de parenté. Le profil CLARK-Y se présente encore de façon privilégiée pour l'aile de bras et l'aile de main. Il suppose à coup sûr l'emploi des polaires de Dieter Althaus.

La combinaison des profils SG6040/E203 représente peut-être le premier signe d'une famille de profils. Le résultat obtenu sur la hauteur ascensionnelle du modèle se situe à mi-chemin. L'allure du coefficient de portance c_a est donnée ci-après. Le résultat diffère peu de celui de l'aile battante directement formée avec le profil CLARK-Y.

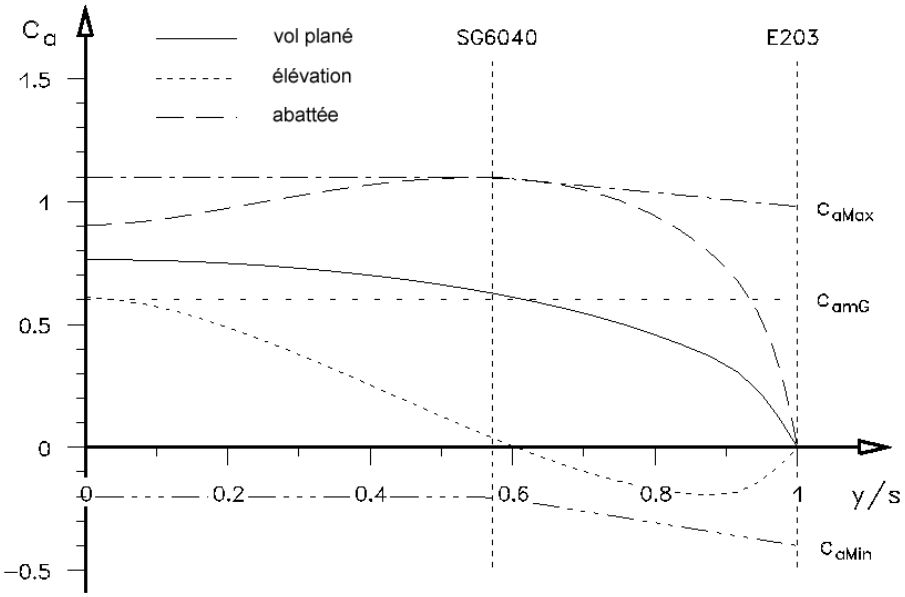


Fig. 6.5 Evolution du coefficient de portance c_a le long de la demi- envergure avec emploi du profil SG6040 dans le domaine de l'aile de bras et E203 à la pointe de l'aile.

Il importe d'avoir de bonnes données en particulier dans les zones marginales des domaines de fonctionnement des profils (c_a, c_{wp}, c_{m25},c_α). C'est là que doit fonctionner la plupart du temps l'aile battante. Des propriétés pourraient donc être utiles, comme sont connues celles des profils Eppler d'autrefois (Simons 1986). La partie laminaire n'était pas alors élargie mais diminuée de moitié. Un domaine de faible traînée se présente avec une grande valeur du coefficient c_a, un autre avec une faible valeur de ce coefficient. Entre les deux, la résistance se trouve être quelque peu augmentée. Des propriétés des profils de ce type montrent la voie pour découvrir des profils d'aile spéciaux.

6.3 Gradient de portance du profil

Ce paramètre de profil traduit l'accroissement de portance en fonction de la variation de l'angle d'incidence

$$c_\alpha = \frac{dc_a}{d\alpha} \tag{6.1}$$

Dans cette équation, la lettre « d » placée devant le paramètre est d'une façon générale le signe d'une grandeur différentielle, c'est-à-dire d'une petite portion choisie à volonté d'un accroissement de fonction. En voici un exemple. Le gradient de portance représente donc la grandeur de l'accroissement dans l'évolution de $c_{a(\alpha)}$.

Dans la portion linéaire on a

$$c_a = c_\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0) \tag{6.2}$$

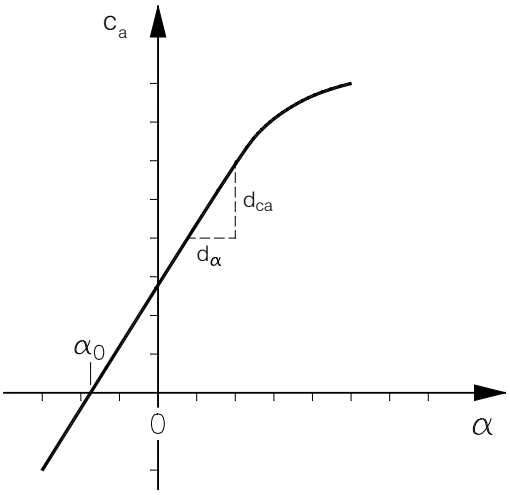


Fig. 6.6 Evolution de principe de la fonction $c_{a(\alpha)}$.

Le gradient de portance vaut théoriquement 2π quand l'angle est donné en radian. Avec l'angle en degré, sa valeur est 0,11. On ne prend pas en considération l'aplatissement de l'évolution dans le domaine du maximum de la portance

Si on introduit d'après F.W. Schmitz (1975, p. 102) μ par l'équation

$$2 \cdot \pi \cdot \mu = \frac{dc_a}{d\alpha} \tag{6.3}$$

On a la valeur μ =1 pour la plaque plane. Avec les profils modernes usuels la valeur de μ varie entre 0,7 et 1,1.

En particulier, le profil Gö 417a à forte courbure (plaque cambrée) sort des limites. Il a la très grande valeur μ =1,38 (Schmitz, 1975 p.104). Il montre par conséquent de grands écarts de portance pour une différence donnée de l'incidence.

Si on considère par exemple l'abattée, l'angle du courant d'air augmente avec une vitesse latérale croissante de battement (Cf. supra Fig. 1.3). Si le gradient c_α ou le coefficient μ était très petit, c_a augmenterait à peine. On pourrait ainsi augmenter beaucoup la vitesse de battement avec une torsion modérée, sans franchir le maximum de portance admissible.

Dans l'intérêt d'avoir de faibles torsions de l'aile, on sera contraint d'utiliser en particulier dans le domaine externe de l'aile, des profils qui font état d'un faible coefficient μ.

Lors de l'abattée, il est des cas où il est avantageux d'introduire des profils qui ont dans la région du maximum de c_a une évolution à lente courbure de la fonction $c_{a(\alpha)}$. Dans le cours de cette courbure, l'accroissement de la fonction c_a devient toujours plus faible en fonction de α.

Le gradient de portance est un paramètre de profil qui avec les ailes portantes des modèles habituels entre peu en ligne de compte. Avec l'aile battante, il joue un rôle important. Il reste à faire une recherche systématique de profils relative à cette question.

6.4 Coefficient de moment du profil

Un paramètre de profil important supplémentaire est le coefficient de moment. Il est toujours relatif à un axe de rotation fixé. Si l'axe de rotation se trouve au quart de la corde du profil (à 0,25 l du bord d'attaque du profil) il est désigné par « c_{m25} ».

$$c_{m25} = \frac{M_{D25}}{q \cdot A \cdot l} \tag{6.4}$$

Quelques grandeurs utilisées pour définir le moment M_D varient le long de l'envergure et ne sont donc toujours valables qu'à un endroit fixé de l'aile. La figure suivante montre leur agencement. Si on veut connaître le moment résultant de l'aile battante, il faut intégrer les valeurs locales le long de l'envergure. Ce n'est toutefois pas ici nécessaire. Il faut juste en montrer le principe.

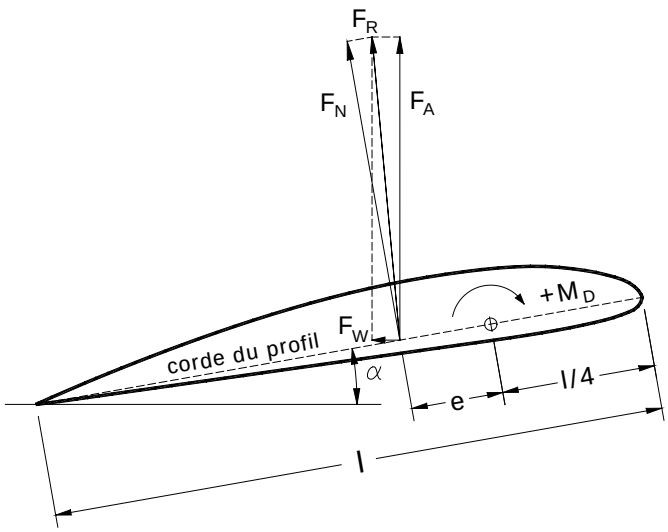


Fig. 6.7 Grandeurs définissant le moment de torsion du profil

La force normale F_N représentée sur cette figure est solidaire du profil et reste toujours normale à la corde. Son coefficient est donné à partir des coefficients de portance et de traînée en rapport avec la direction de l'écoulement suivant la relation :

$$c_n = c_a \cdot \cos\alpha + c_{wp} \cdot \sin\alpha \tag{6.5}$$

A l'aide de ce coefficient de moment, on détermine la position du centre de pression lors des changements de portance. La distance « e » de la force normale F_N au point situé au quart de la corde (e positif vers l'arrière du profil) a la valeur :

$$e = \frac{c_{m25}}{c_n} \cdot l \tag{6.6}$$

Pour les profils en général, il y a un point par rapport auquel le moment de rotation des efforts aérodynamiques est constant, indépendamment de l'angle d'incidence α. Ce point, appelé « foyer » n'est pas nécessairement sur la corde du profil, non plus exactement à 25% de la corde à partir du bord d'attaque. On peut néanmoins se le représenter au voisinage du point situé au quart de la corde.

Avec certains profils (Von Mises par exemple) le centre de pression se trouve sur la corde (1er axe ou axe de portance nulle) exactement à 25% de la corde du profil. Le moment de rotation est donc nul par rapport à ce point pour l'étendue du domaine d'incidence. Ces profils sont dits « à centre de portance ».

Sur la figure suivante, la distance « e » est représentée pour un profil dissymétrique en fonction du coefficient c_a. Aux grands angles d'incidence, le centre de pression est situé tout près derrière le point ¼.Plus est petit l'angle d'incidence, et avec lui la portance, plus le centre de pression s'éloigne vers l'arrière. Quant la portance devient négative, le centre de pression émerge à nouveau de l'infini en amont du point ¼ et produit en conséquence un moment de rotation positif.

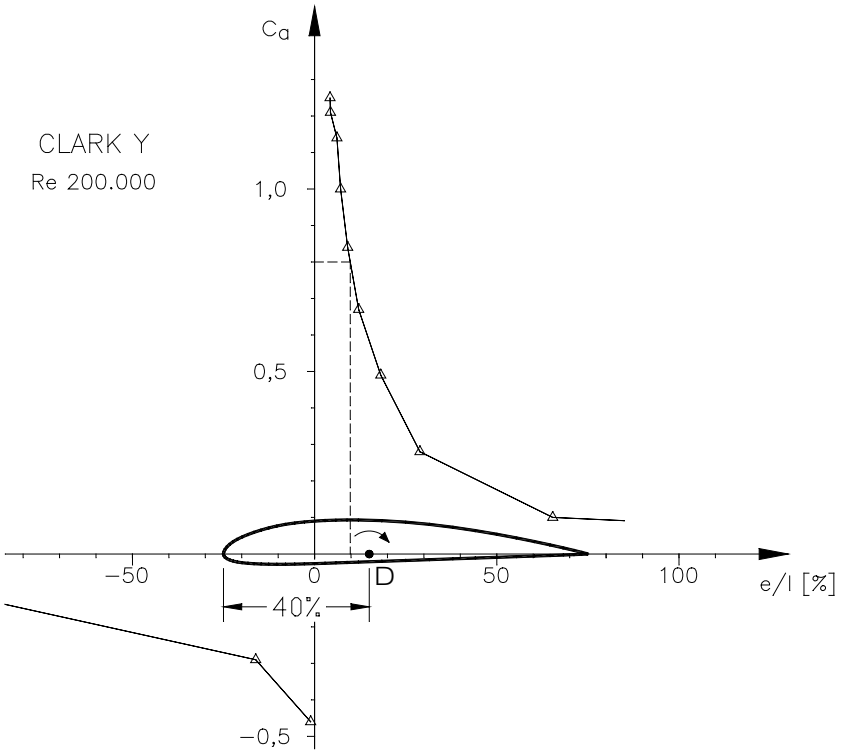


Fig. 6.8 Déplacement du centre de pression pour différentes valeurs de la portance

Ce n'est pas seulement pour l'aile battante que la position du centre de pression suivant la direction de l'aile est importante. Déjà pour l'aile portante usuelle, elle est décisive pour la tendance de l'aile au flottement. Ce flottement est, au contraire du battement d'aile, une oscillation spécifique. Cette vibration tire son énergie du courant d'air et peut très vite entraîner la destruction de l'aile. En particulier avec de fortes vitesses de vent se produisent de telles oscillations passives. Dans des conditions défavorables, on les observe déjà dans le cas de vitesses « normales ». On peut se représenter comme suit le développement d'une oscillation de flutter.

a) On suppose d'abord l'axe de rotation « D » d'une aile battante élastique en torsion derrière le point ¼ du profil (sur la figure précédente à 40% par exemple de la corde derrière le nez de l'aile) et on commence l'observation avec une valeur moyenne de la portance (p.e. $c_a \approx 0{,}8$). Le point d'application de la force normale se trouve encore en avant de l'axe de rotation. Le moment de rotation est négatif et tend à accroître l'angle d'incidence. Néanmoins il reste constant sous l'effet des forces de torsion.

b) Sous l'effet d'une brusque variation d'incidence survenue de l'extérieur -par exemple sous le coup d'une rafale- et du fait de l'élasticité de l'aile, une brève torsion de l'aile réussit à se produire à un instant donné et l'angle d'incidence augmente. Simultanément, le centre de pression se déplace

vers l'avant. La portance accrue augmente de façon significative le moment de rotation avec un bras de levier plus grand. La torsion augmente donc toujours. Suite au rapide accroissement de l'angle d'incidence, les masses de l'aile, en particulier, celles qui sont éloignées de l'axe de rotation (liteaux d'extrémité) entretiennent une sérieuse oscillation de torsion.

c) L'augmentation de l'angle d'incidence en fin de course de torsion résulte tant des forces aérodynamiques que des forces d'inertie. Les éléments de construction déterminants pour les positions en fin de course sont tendus comme un ressort jusqu'à un angle d'incidence qui est supérieur à celui qui résulterait des seules forces aérodynamiques. Si les forces d'inertie diminuent, les masses rebondissent plus vite. Le phénomène inverse commence alors.

d) L'angle d'incidence et la portance diminuent. Le centre de pression recule. Suite au relâchement de la portance, l'angle d'incidence diminue très vite et les éléments pesants de l'aile sont soumis de nouveau à une forte oscillation en rotation. Les forces d'inertie assistent à nouveau les forces de portance et diminuent l'angle d'incidence sous l'action des forces aérodynamiques. De nouveau les masses rebondissent avec la diminution des forces d'inertie et elles inversent le phénomène.

L'ensemble fonctionne comme un pendule à ressort oscillant, qui est sollicité de façon cumulative à chaque oscillation de l'extérieur par des forces aérodynamiques. A chaque oscillation, le battement du pendule s'amplifie. Cela peut s'accroître jusqu'à ce que l'aile se rompe en quelques secondes par ses propres forces d'inertie.

Pour étouffer dans l'œuf le phénomène, on cherche d'abord avec l'aile portante usuelle une construction aussi raide que possible à la torsion. De plus, les masses situées vers l'extérieur des étais et du nez du profil sont maintenues les plus petites possible. En outre, on déplace le plus possible vers l'avant l'axe théorique de rotation des surfaces de l'aile en disposant les éléments de construction rigides à la torsion dans la région du bord d'attaque de l'aile.

Si en tant que constructeur de modèle on connaît le problème du flutter de l'aile portante, il faut d'abord s'habituer pour l'aile battante à abandonner l'exigence de la fixité de l'aile et à la construire en revanche souple en torsion. On doit chercher des solutions aussi efficientes que possible.

Un moyen possible est pour le vol dynamique de renoncer à donner à tout prix le mouvement de rotation sur toute l'étendue de l'angle d'incidence des mouvements d'élévation et d'abattée. A la place, la rotation de l'aile joue librement entre ces deux situations, et sans effort interne de l'aile. Les éléments pesants de l'aile éprouvent un choc en fin de course de la rotation et retournent par effet de ressort. Les ailes tournent pour ainsi dire dans le vide. Les changements des forces de portance et d'inertie sont découplés au moins dans une direction d'oscillation. Il se peut que s'installe ensuite un flottement de l'aile, il ne se développera pas jusqu'à provoquer une destruction. Plus tard alors, quand après le vol dynamique on fige l'angle d'incidence dans la configuration du vol plané, on va de nouveau à la rencontre des vieux problèmes.

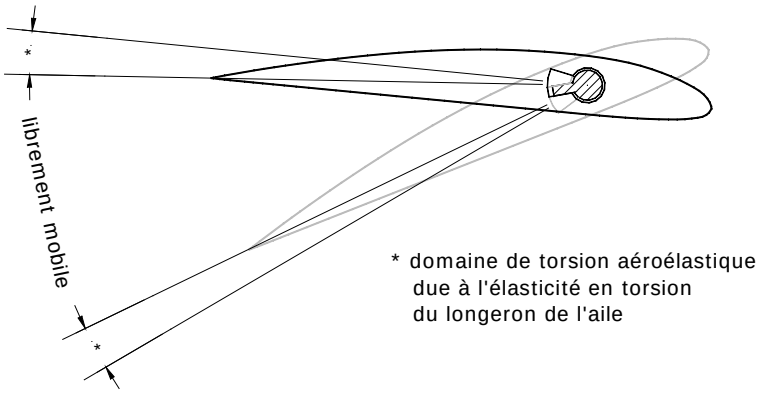


Fig. 6.9 Rotation libre de l'aile, avec toutefois un choc élastique en fin de course

On évite le renforcement d'un mouvement de rotation de l'aile lors des variations du moment aérodynamique, en plaçant l'axe de rotation très loin en avant du foyer. Le moment de rotation croît et diminue alors avec l'angle d'incidence. On procède à cette avancée de l'axe de rotation jusqu'à ce que la portance soit sensiblement proportionnelle à l'angle d'incidence. C'est en particulier ce qui est souhaité pour la construction des ailes battantes aéroélastiques.

Sur l'aile de mouette ci-dessous, décrite par Herr Herzog (1968), j'ai porté l'emplacement supposé de l'axe de torsion de l'aile de bras lors du vol ascensionnel régulier. Il est en même temps l'axe de rotation de l'aile de main, représenté par points et tirets, et non perpendiculaire à l'axe du battement. Cet axe se trouve dans la région de l'aile de main exposée au flottement, -autant que l'on puisse dire quelque chose de la construction biologique- nettement sur le devant de l'aile. La torsion complète de l'aile est encore sans doute influencée de plus par les mouvements plus lointains qui proviennent de l'articulation de la main et de l'élasticité des plumes.

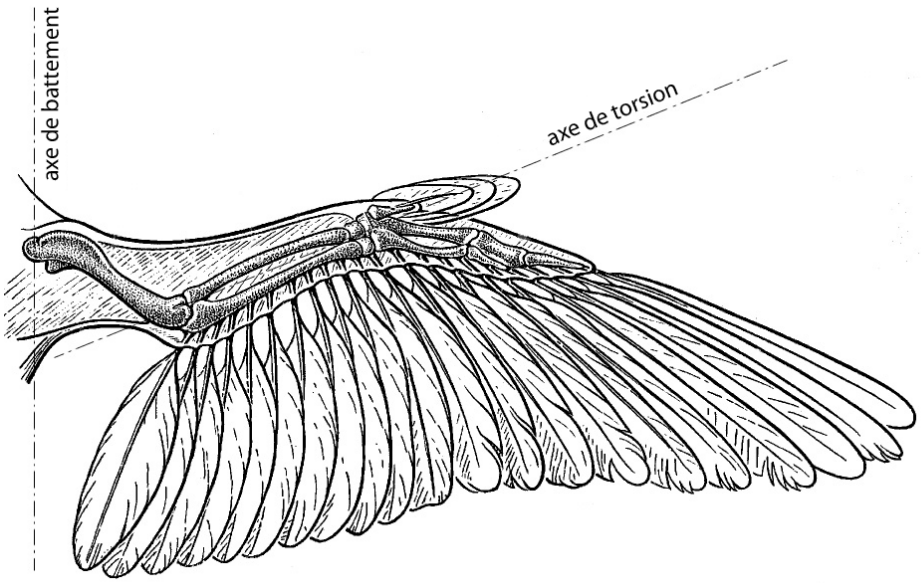


Fig. 6.10 Emplacement de l'axe principal de torsion de l'aile de mouette en vol ascensionnel régulier. Si la torsion devient nulle au coude, l'angle d'incidence à l'emplanture reste constant à cause des plumes inclinées sur l'axe de battement.

On a l'équation suivante pour le calcul à partir de c_{m25} du moment autour d'un axe situé à la distance x du nez du profil :

$$c_{mx} = c_{m25} + \left(0{,}25 - \frac{x}{l}\right) \cdot c_n \qquad (6.7)$$

Sur la figure suivante, sont représentés, à côté de la présentation habituelle du coefficient de moment c_{m25}, en relation avec l'évolution de $c_{a(\alpha)}$ (ligne épaisse) les valeurs du moment pour divers emplacements de l'axe de rotation. On part de zéro –donc avec l'axe de rotation au bord d'attaque de l'aile- et l'échelon des écarts est 5% de la profondeur de l'aile. La présentation simultanée de $c_{a(\alpha)}$ permet en outre d'évaluer le coefficient de moment non seulement en fonction de l'angle d'incidence, mais aussi en fonction des diverses valeurs du coefficient de portance.

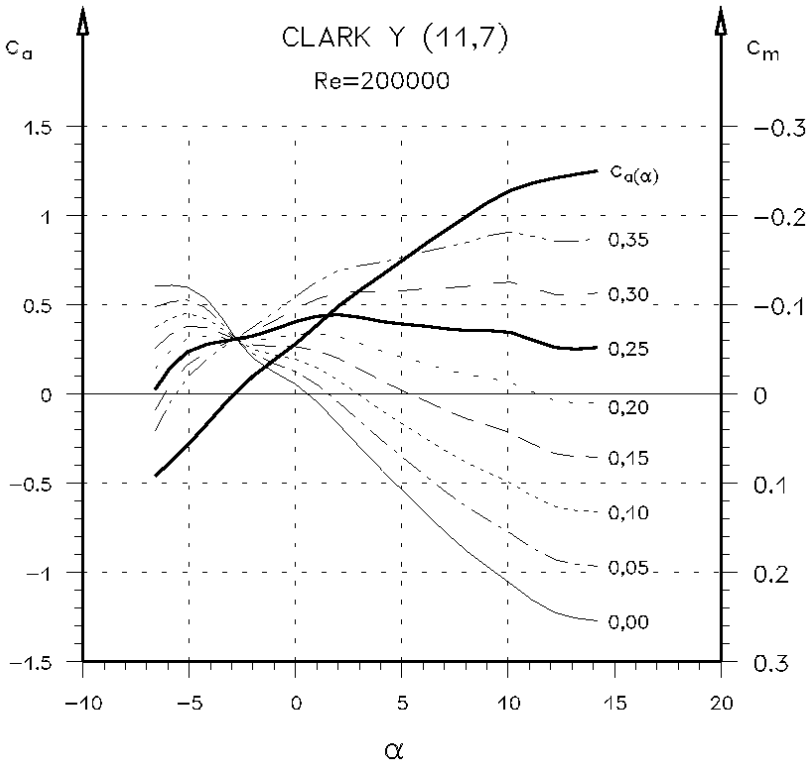


Fig. 6.11 Coefficient de moment pour différents emplacements de l'axe de rotation.

6.5 Torsion de l'aile

C'est un élément constructif essentiel de l'aile battante. Les grandeurs employées en un point de l'aile pour décrire la torsion sont présentées sur la figure suivante. En voici le détail :

α_0 - Angle de portance nulle (Alpha-zéro)
ou « angle d'incidence de la portance évanescente » mesuré entre la direction de portance nulle du profil et la corde théorique du profil. L'angle de portance nulle est à retirer des données propres du profil et est la plupart du temps négatif.

σ - Angle de la tangente à l'intrados (Sigma)
mesuré entre la tangente au profil du côté intrados et la corde théorique du profil. La tangente à l'intrados est employée ici comme direction de référence pour la donnée de l'angle d'incidence α_E, c'est à dire de la torsion. Pour les profils à intrados convexes, d'autres éléments de référence sont appropriés. L'angle de la tangente à l'intrados est à prendre comme donnée du profil ou à découvrir sur un plan du profil.

α - Angle d'incidence de la corde du profil
mesuré en référence à la direction effective de l'écoulement sur le profil. C'est l'angle qui provient de la polaire du profil. En tenant compte de l'angle de portance nulle α_0, l'angle α vaut :

$$\alpha_{(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a(y)}}{c_\alpha} \tag{6.8}$$

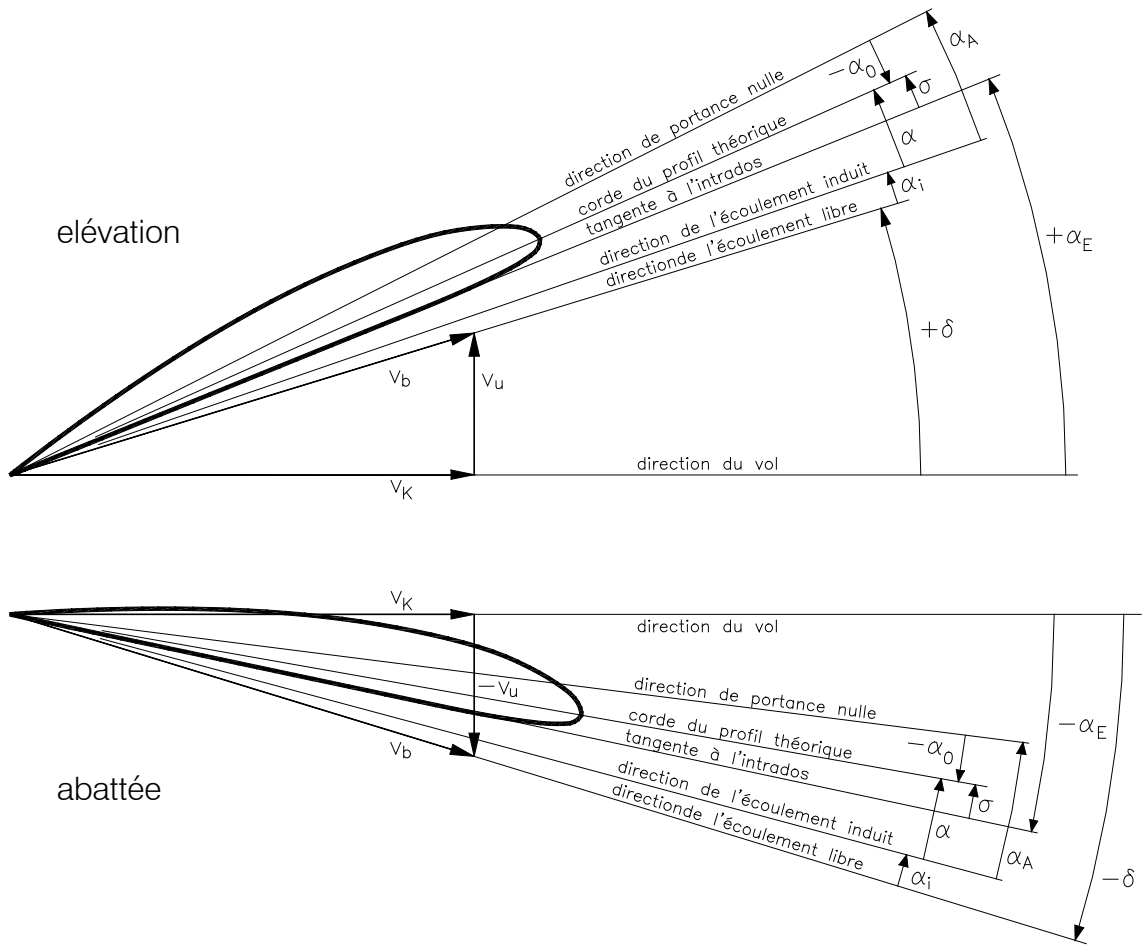


Fig. 6.12 Evolution le long de la demi- envergure de l'angle d'assiette théorique du profil.

α_i - Angle induit

mesuré entre la direction de l'écoulement libre amont et l'écoulement dévié par la vitesse induite

$$\alpha_{i(y)} = \arctan \frac{v_{i(y)}}{v_{e(y)}} \tag{6.9}$$

avec la vitesse effective $v_e = v_b$, soit en vol plané $v_e = v_G$.

δ - Angle d'inclinaison de la trajectoire (Delta)

mesuré entre l'axe -x de la maquette volante- qui doit correspondre ici à la direction du vol- et la trajectoire du point considéré de l'aile. Il s'obtient à partir de la vitesse latérale v_u et de la vitesse de l'écoulement libre v_k au point de l'aile situé à la distance y de l'emplanture.

$$\delta_{(y)} = \arctan \frac{v_{u(y)}}{v_K} \tag{6.10}$$

α_E - Angle d'assiette du profil (angle d'incidence géométrique)

mesuré entre l'axe -x de la maquette volante - qui doit correspondre ici à la direction du vol- et la tangente à l'intrados du profil. Cet angle intervient en particulier pour la construction de l'aile et l'exploitation des films et des photographies. Pour les profils à intrados convexe, on se réfère à une autre grandeur que la tangente à l'intrados.

$$\alpha_{E(y)} = \delta_{(y)} + \alpha_{i(y)} + \alpha_{(y)} - \sigma \tag{6.11}$$

C'est l'angle dont l'évolution le long de l'envergure donne la configuration de la torsion.

α_A - Angle d'incidence aérodynamique
mesuré entre la direction effective de l'écoulement et la direction de portance nulle. Cet angle varie proportionnellement à la circulation locale.

$$\alpha_{A(y)} = \alpha_{(y)} - \alpha_0 \tag{6.12}$$

Si on calcule l'évolution de l'angle d'assiette $\alpha_{EN(y)}$ le long de la demi- envergure (voir l'annexe) on obtient la figure suivante pour la maquette calculée.

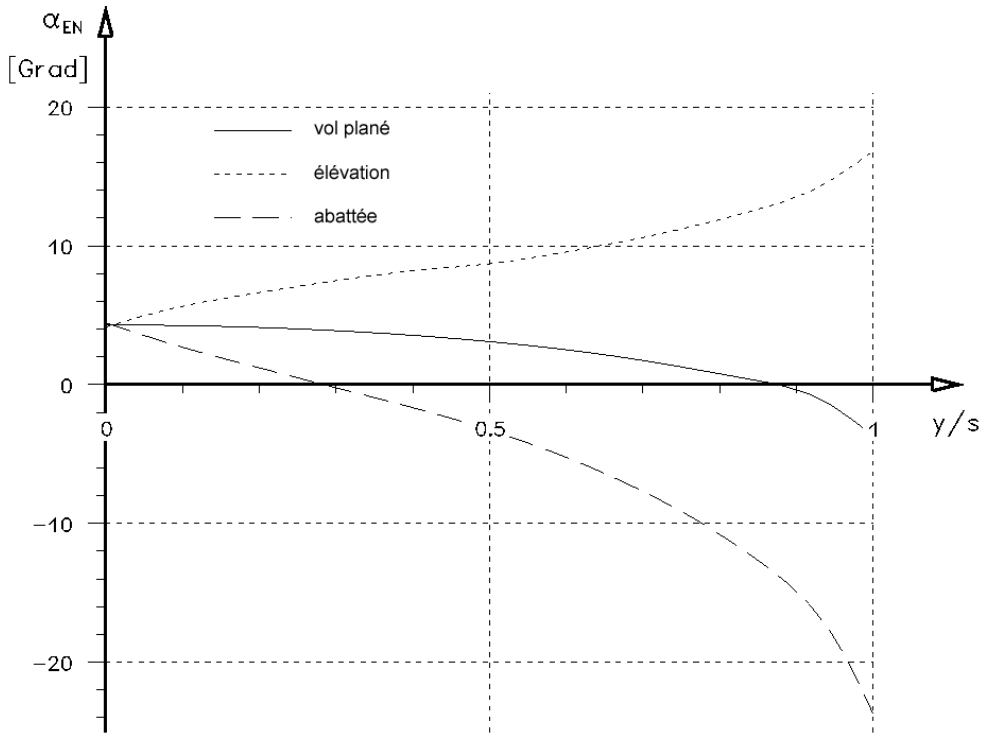


Fig. 6.13 Evolution de l'angle d'incidence géométrique α_E le long de la demi- envergure

Cette figure montre un écart de l'angle d'assiette qui s'accroît à l'extrémité de l'aile lors de l'élévation et de l'abattée par rapport au cas du vol plané. Lors de l'abattée, l'angle d'assiette à la pointe devient toujours plus petit et devient même négatif. Lors de l'élévation, en revanche, il devient toujours plus grand.

En s'éloignant de l'emplanture l'angle varie de façon sensiblement linéaire. Dans la région de la pointe en revanche, l'évolution est fortement incurvée. L'écart augmente alors plus vite que proportionnellement à la distance. Je n'ai pas réussi jusqu'à présent à imiter cet accroissement de la torsion avec mes ornithoptères. Sans doute les problèmes de stabilité du vol en dépendent-t-ils.

Pour prendre en compte plus aisément la nécessaire torsion de l'aile, on a introduit un coefficient de torsion $V_{\Delta\alpha}$. Il s'exprime en degré par mètre et se détermine à mi –envergure, au milieu du battement. Il y a lieu d'avoir à l'esprit qu'une élévation notable de la torsion est nécessaire au-dessus de cette valeur dans la seconde moitié de la demi- envergure.

$$V_{\Delta\alpha} = \frac{\alpha_{EN(s/2)} - \alpha_{EG(s/2)}}{\frac{s}{2}} \tag{6.13}$$

avec $\alpha_{EN(s/2)}$ l'angle d'assiette au milieu de la demi-envergure, au milieu du battement [degré], suivant l'équation 6.11.

Le coefficient de torsion offre la commodité d'évaluer la nécessaire torsion de l'aile en élévation ou en abattée avec seulement un nombre. Nul besoin alors pour chaque nouveau calcul d'un ensemble de colonnes ou de diagrammes à transcrire et comparer.

On réfléchit à la construction d'une aile dont on peut contrôler la torsion. Tant l'aile battante avec un entoilage simple comme une peau, que l'aile battante profilée avec un entoilage élastique forment des plis sous l'effet d'une forte torsion. Il serait donc souhaitable de faire voler un ornithoptère avec des ailes rigides non soumises à la torsion. La figure suivante présente les résultats du calcul correspondant dans le cas d'un vol horizontal.

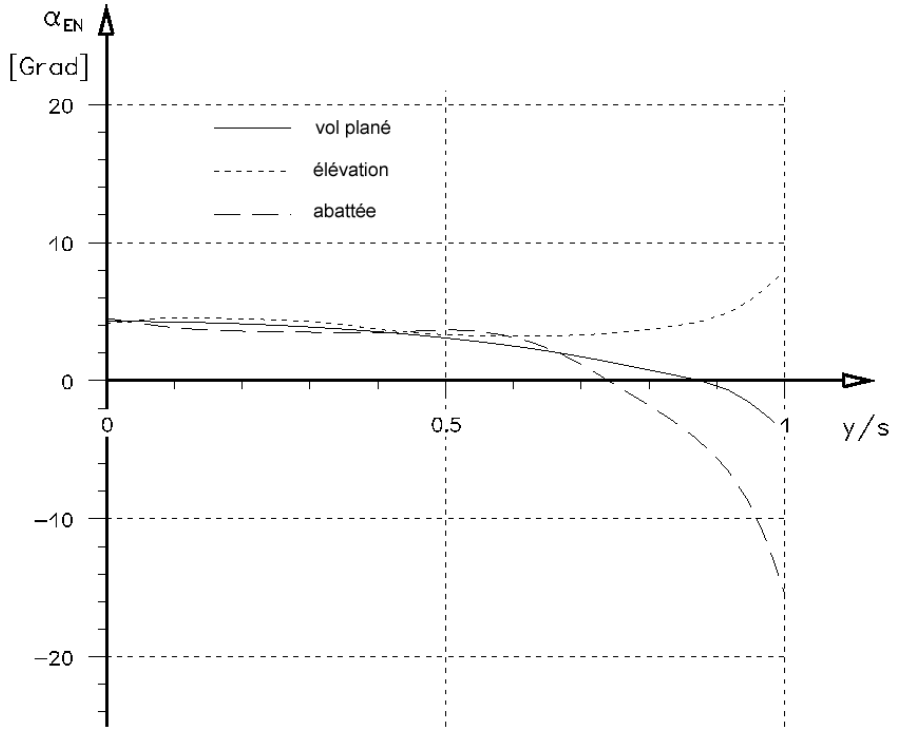


Fig. 6.14 Evolution de l'angle d'assiette théorique le long de la demi- envergure en vol horizontal avec l'extension maximale admissible du coefficient de portance c_{aMax}.

En particulier, les données suivantes ont été modifiées par rapport à celles du modèle de calcul.

Vitesse ascensionnelle du vol dynamique	v_{sK}	0	[m/s]
Coefficient de portance maximum du profil	c_{aMax}	1,2	
Coefficient de portance minimum du profil	c_{aMin}	-0,30	
Nombre caractéristique de circulation de l'élévation	$c_{\Gamma 1}$	-11,216	
Nombre caractéristique de circulation de l'abattée	$c_{\Gamma 2}$	9,245	
Durée d'une période de battement	t_p	1,05	[s]
Facteur de vitesse de vol dynamique/plané	k_v	1,11	
Puissance motorisée	P	112	[W]
étendue du vol dynamique	s_x	6600	[m]

Avec le profil CLARK Y les valeurs limites admissibles de c_a sont donc repoussées et un nombre de circulation négatif est admissible pour la portance. Toutes les autres grandeurs résultent de l'équilibre des forces. Pour information, voici la représentation de la distribution de la portance dans ces conditions.

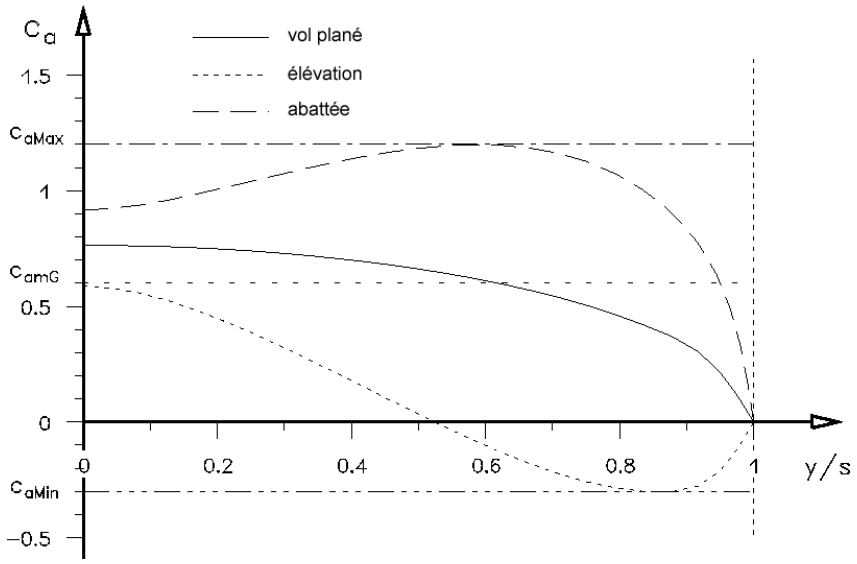


Fig. 6.15 Répartition du coefficient de portance en vol horizontal pour l'exemple de calcul précédent.

Cet ornithoptère peut donc à coup sûr encore voler si si les deux tiers internes de la demi- envergure sont figés en torsion A la pointe de l'aile, il y a néanmoins toujours encore nécessairement une forte torsion de l'aile avec la répartition linéaire imposée ici de la vitesse induite.

Un essai serait de renoncer à la torsion sur toute l'étendue de l'aile. Pour éviter le décollement de l'écoulement dans la région de l'aile de main, on pourrait employer des pré- ailes. Elles étendraient largement le domaine de fonctionnement de c_a. En outre, On peut penser aussi que, étant donnée l'importance de l'angle d'incidence, un angle induit correspondant accru se présente dans la région proche de l'extrémité de l'aile. On éviterait aussi avec cela un décollement. L'augmentation de la traînée induite devrait sans doute être compensée ailleurs.

6.6 Rotation de l'aile lors de l'élévation

Une rotation de l'aile apparaît en pratique essentiellement par une modification de l'angle d'incidence à l'emplanture de l'aile. Cette rotation se superpose à la torsion de l'aile.

Dans la description des modèles vivants, il y a généralement une augmentation de l'angle d'incidence lors de l'élévation et une diminution lors de l'abattée (v. Holst, 1970). Sur différentes vues cinématographiques de grands oiseaux en vol horizontal non accéléré, je n'ai pourtant pas pu observer une rotation de ce type à l'emplanture. A tout le moins, cette rotation n'est pas importante. On ne peut dire dans quelle direction s'exerce cette rotation lors de l'élévation et de l'abattée, peut-être à la mise en mouvement. En tous cas, les oiseaux volent en vol horizontal lors de l'élévation et de l'abattée, avec un angle d'incidence à l'emplanture constant, mais généralement différent de celui du vol plané.

Pour le modèle de calcul, on s'impose le plus généralement deux exigences :

- Aucune rotation à l'emplanture
- Il faut un fonctionnement qui donne un moment de battement positif, dirigé vers le haut. Le centre de pression peut donc, lors de l'élévation, se situer seulement jusqu'au point d'articulation et ne pas se déplacer au-delà.

L'évolution de c_a qui en résulte est représentée sur la figure 6.2. On reconnaît que le domaine inférieur du fonctionnement n'est pas pleinement utilisé jusqu'à la valeur c_{aMin}. Si on s'affranchit des exigences précédentes, les possibilités s'élargissent naturellement. Ci-dessous la représentation de quelques répartitions marquantes de l'élévation.

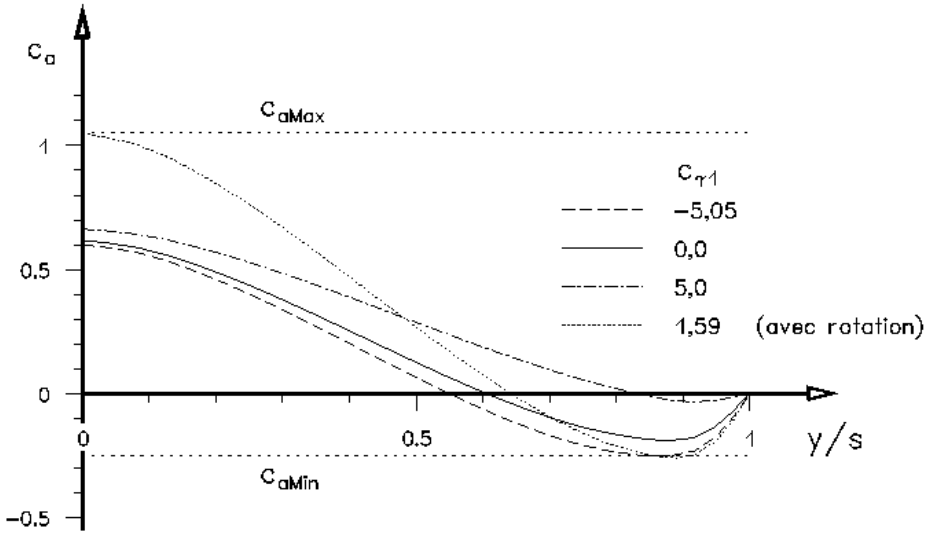


Fig. 6.16 Répartition de ca lors de l'élévation avec et sans rotation de l'aile

Si on impose les données de cette répartition de portance dans le programme de calcul, l'équilibre des forces dans les directions z et x doit être à nouveau déterminé pour un vol dynamique stationnaire. On peut alors par exemple prendre comme variable la vitesse de vol v_k pour atteindre l'équilibre de la portance et la vitesse de montée v_s comme variable pour l'équilibre de la poussée. Les données figurent dans le tableau suivant. En comparant individuellement les valeurs avec la figure précédente, on établit ce qui suit.

$c_{\Gamma 1}$ =1,59 (avec rotation)

En se servant de la rotation de l'aile à l'emplanture, on peut utiliser tout le domaine de fonctionnement de c_a. L'évolution de c_a s'étend de la valeur limite supérieure à la valeur limite inférieure. L'aménagement dans ce cas du facteur de circulation (Equation 2.30) réduit la différence de la portance entre les deux temps du battement. On peut le voir sans calcul sur la figure précédente. La distribution de portance avec la rotation de l'aile est dans sa plus grande partie positive. La vitesse du vol ramé peut donc être réduite et correspond avec 11,9 m/s sensiblement à la vitesse du vol plané de 11,7 m/s. Au total, la rotation de l'aile sert donc à réduire les écarts de portance.

Par suite de l'évolution de la circulation avec le carré de la vitesse de vol, la circulation de l'abattée s'effondre nettement. Le moment de battement de l'abattée et la puissance moyenne motrice de l'aile deviennent plus faibles. Il s'ensuit que – pour une même disponibilité d'énergie motrice- la durée du vol augmente. Malgré une réduction de la vitesse de vol, une plus grande étendue est couverte. Pour information, le tableau donne encore les valeurs de la traînée induite.

De la sorte, le bilan avec utilisation de la rotation de l'aile à l'emplanture est très positif. C'est pourtant un désavantage que, par suite de la diminution de la circulation en abattée, la production de poussée diminue également. La vitesse ascensionnelle n'est encore que la moitié de ce qu'elle est dans l'exemple de l'aile battante avec $c_{\Gamma 1}$=0. Cela ne peut pas non plus être compensé par une durée plus longue du vol. La hauteur ascensionnelle que l'on peut atteindre est avec l'emploi de la rotation de l'aile fortement diminuée. En outre, suite à la diminution de la vitesse de vol - en dépit du nombre de circulation de l'abattée sensiblement le même- il faut une plus forte torsion de l'aile. De plus la mécanique n'est pas très simple pour assurer la rotation et la torsion de l'aile.

Paramètre	Sym-bole	unité	sans rotation de l'aile			avec rotation de l'aile
			$c_{\Gamma 1}$ optimal	$c_{\Gamma 1}$=0	$c_{\Gamma 1}$ negativ	
Nombre de circulation élévation abattée	$c_{\Gamma 1}$ $c_{\Gamma 2}$		**5** 9,068	**0** 9,063	**-5,05** 9,061	**1,59** 9,069
Facteur de Circulation élévation abattée	$k_{\Gamma 1}$ $k_{\Gamma 2}$		0,51 1,62	0,29 1,71	0,21 1,76	0,54 1,60
distance du centre de poussée	$y_{\Gamma 1}$ $y_{\Gamma 2}$		0,27 0,48	0,0 0,48	-0,27 0,48	0,08 0,48
vitesse du vol dynamique	v_K	m/s	12,1	12,8	13,1	11,9
moment des forces aérodynamiques à mi- battement	M_{Schla1} M_{Schla2}	Nm Nm	7,5 44,5	-0,1 49,8	-3,6 52,4	2,4 43,4
traînée induite à mi- battement	F_{Wi1} F_{Wi2}	N N	0,4 2,2	0,6 2,5	0,7 2,6	1,3 2,2
Puissance motrice moyenne	P	W	49	67	76	52
Durée du vol dynamique	t_K	s	590	430	380	550
étendue du vol battu	s_x	m	7100	5500	4900	6500
vitesse ascensionnelle	v_s	m/s	0,19	0,44	0,54	0,22
Hauteur de montée du modèle	h_s	m	114	189	205	121
Rotation de l'aile a l'emplanture	$\Delta\alpha_{E1(0)}$ $\Delta\alpha_{E2(0)}$	degré degré	0 0	0 0	0 0	+6,8 0
Coefficient de torsion	$V_{\Delta\alpha K}$	degré/m	22	17	15	22

$c_{\Gamma 1}$ = -5,05

L'autre extrême est l'exemple de calcul sans rotation et avec nombre de circulation négatif. Ce nombre a été choisi assez grand pour que le domaine de fonctionnement de c_a du profil soit utilisé à plein vers le bas. La différence de portance entre l'élévation et l'abattée est alors la plus grande. La vitesse de l'écoulement qui est nécessaire est élevée et avec elle aussi la circulation, soit aussi la poussée, lors de l'abattée. Pour atteindre alors une grande hauteur ascensionnelle, il faut à coup sûr dépenser une puissance motrice correspondante élevée. La réduction simultanée de l'étendue du vol est pour l'ornithoptère de moindre importance.

$c_{\Gamma 1}$ = 0

C'est la valeur prise pour le modèle de calcul. Elle se trouve entre les extrêmes. Cette valeur a du moins par rapport à la variante avec rotation l'avantage décisif d'une mécanique simple et d'une liaison de l'aile au corps simple et profilée. Bien que l'élévation de la vitesse ascensionnelle soit un facteur de développement important, on renonce à l'autre extrême, c'est à dire à l'emploi d'un nombre de circulation négatif, au profit d'une portance symétrique. Dans la pratique du vol toutefois, il n'est pas certain que l'on n'ait pas recours dans certaines occasions aux nombres de circulation négatifs. En particulier, avec l'élévation du nombre de battements, il y a lieu d'en tenir compte. Ce n'est sûrement pas un inconvénient d'avoir avec le choix du profil un peu de c_a en réserve vers le bas.

$c_{\Gamma 1}$ = 5

Avec cette répartition de circulation pour le mouvement en élévation, on a avec la plus faible traînée induite une puissance de propulsion moyenne particulièrement faible. Cela se ressent positivement sur la durée du vol dynamique. Simultanément la production de portance en élévation et en abattée est relativement symétrique. Pour le vol horizontal cette répartition de la circulation est assurément bien appropriée. Les performances de ce vol sont encore accrues en réduisant la répartition de l'abattée par exemple avec $c_{\Gamma 2}$=8,8 (étendue du vol 8300 m, durée 670 s). Cette répartition est toutefois moins performante pour atteindre de plus grandes altitudes.

En modifiant les différents paramètres d'entrée, on dispose de beaucoup de solutions presque à volonté. En juger les conséquences sur le résultat final comme positives ou négatives, cela dépend toujours d'une appréciation personnelle sur les avantages et les inconvénients. Dans l'état actuel des connaissances, le nombre de circulation $c_{\Gamma 1}$=0 du modèle de calcul est à mon avis un bon compromis.

6.7 Rotation de l'aile à l'abattée

Lors de l'abattée, on a seulement mis comme exigence au calcul :

– Aucune rotation de l'aile à l'emplanture

La relation de l'équation 2.30 entre la distance à l'emplanture de l'aile du centre de pression y_Γ et le facteur de circulation k_Γ est toujours conservée. De cette manière, dans le cadre des conditions limites du modèle de calcul, c_a peut croître jusqu'à une certaine valeur, comme on le voit sur la figure 6.2.

Si on abandonne le couplage entre c_Γ ou y_Γ et k_Γ, on peut élever le facteur de circulation en modifiant le nombre de circulation jusqu'à ce que la répartition de c_a atteigne la limite supérieure de c_a du profil. Ci-dessous figure une petite série de répartitions de c_a.

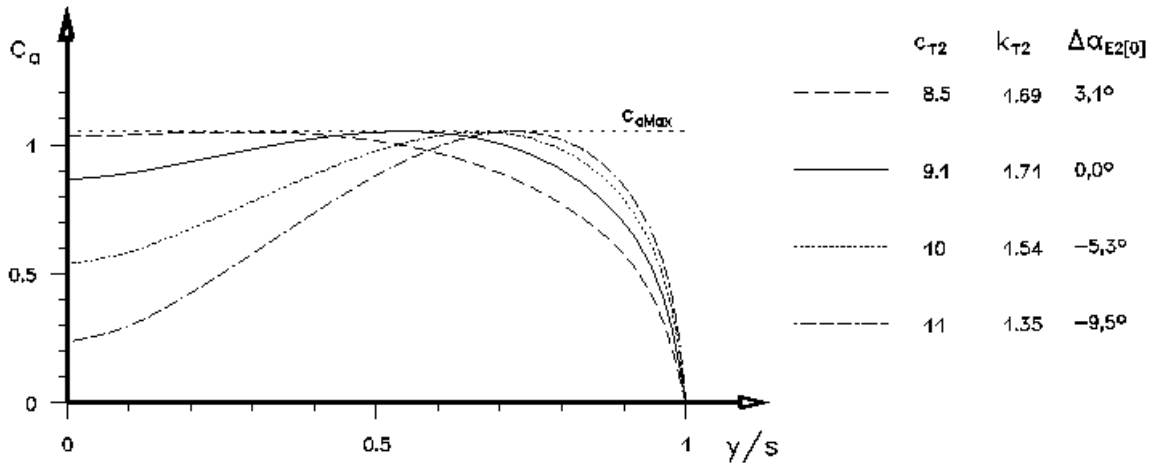


Fig.6.17 Répartition de ca en abattée avec rotation de l'aile à l'emplanture pour différentes valeurs du nombre de circulation c_Γ et le facteur de circulation maximum k_Γ. La rotation de l'aile à l'emplanture $\Delta\alpha_{E2[0]}$ est indiquée

D'après cela, avec une rotation négative de l'aile à l'emplanture, le centre de pression se déplace vers la pointe de l'aile au-delà de la valeur $c_{\Gamma 2}$=9,1 montrée jusqu'ici. Suivant le principe de fonctionnement de l'aile battante, on devrait s'attendre à ce que l'on augmente alors la poussée et l'altitude de vol. Le calcul révèle toutefois qu'au-delà du coefficient de circulation $c_{\Gamma 2}$=9,0, le facteur de circulation k_Γ diminue avec l'augmentation de la rotation à l'emplanture. Cela a une incidence négative sur la poussée. Sans calcul complet, l'incertitude subsiste sur celle des actions qui prédomine.

A l'aide des coefficients du paragraphe 4 on peut déjà, il est vrai, évaluer comment les résultats se présentent en gros. Les différents équilibres des forces furent néanmoins découverts avec les paramètres de variation k_v pour la direction z et v_s pour la direction x dans le cadre des conditions du modèle de calcul. Les différences des paramètres de variation et les résultats du vol battu sont visibles sur les deux graphiques suivants.

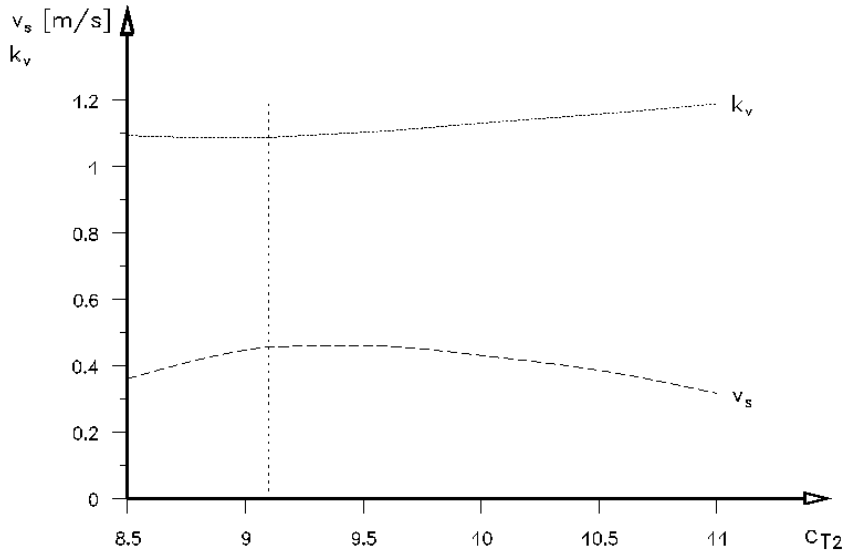


Fig. 6.18 Variation du facteur de vitesse k_v et de la vitesse ascensionnelle vs avec conservation de l'équilibre des forces , la circulation évoluant suivant les représentations de la figure 6.17.

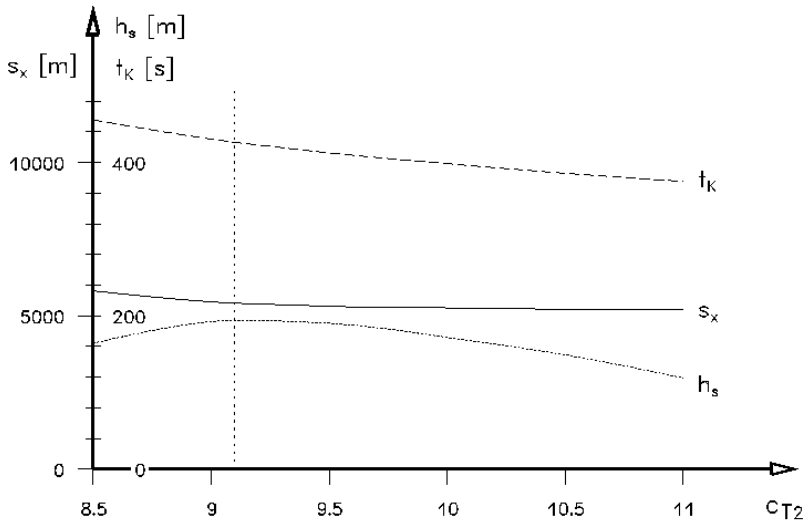


Fig. 6.19 Altitude atteignable h_s étendue du vol s_x et durée du vol t_k avec variation de la circulation conformément à la figure 6.17.

Le résultat du calcul donne les valeurs maximales suivantes :

$h_{s\,max}$ =195 m	pour	$c_{\Gamma 2}$ =9,1	avec	$\Delta\alpha_{E2[0]}$ = -0,1°
$v_{s\,max}$ =0,46 m/s	pour	$c_{\Gamma 2}$ =9,5	avec	$\Delta\alpha_{E2[0]}$ = -2,5°

Vu les améliorations seulement minimes sur les valeurs obtenues avec $c_{\Gamma 2}$=9,1 qui donne aussi déjà le maximum de c_a sans rotation de l'aile à l'emplanture, il ne vaut pas la peine d'avoir recours à la rotation lors de l'abattée à cause du mécanisme de la propulsion nettement plus sophistiqué.

6.8 Oscillation forcée de l'angle d'incidence

Il faut considérer les conséquences de l'emplacement de l'axe de rotation sur les forces d'inertie dans le mouvement de battement de l'aile. Ces forces ont en particulier au début et à la fin des mouvements de battement une influence sur la torsion de l'aile et donc aussi sur les efforts aérodynamiques. Cela joue surtout si l'axe de rotation n'est pas confondu avec le centre de gravité de l'aile.

D'après les recommandations du paragraphe précédent (6.4), l'axe de rotation du profil (par exemple le longeron antérieur) est mis en place le plus loin possible en avant , donc devant le centre de gravité. A chaque accélération positive du battement, le bord de fuite se met en mouvement du fait de son inertie en retard sur le battement, soit avec une accélération négative. C'est du moins la tendance tant que n'interviennent pas d'autres forces simultanément.

Dans la rotation, les forces d'inertie augmentent proportionnellement au carré de la distance des masses à l'axe de rotation. Si celui-ci est très en avant, les efforts correspondants sont élevés. Au début de l'abattée, on en viendra à avoir un angle d'incidence fortement négatif (voir la figure suivante). Il y a alors le risque qu'à la pointe de l'aile il y ait une force d'abattement plutôt que de portance. Les forces aérodynamiques résultantes concourent au freinage du mouvement de battement précédent et à l'engagement du nouveau. Les forces souhaitées – c'est-à-dire poussée et portance- sont nettement perturbées si elles ne se transforment pas en leur contraire.

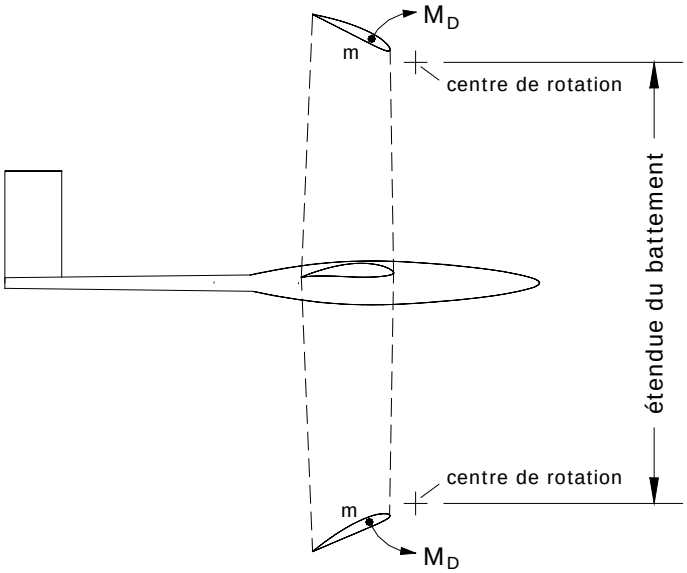


Fig. 6.20 Oscillation forcée de l'angle d'incidence dans les phases terminales du battement quand l'axe de rotation du profil se trouve très en avant du centre de gravité.

C'est ainsi que l'aile étendue se stabilise un moment à la fin de l'élévation. Dans des conditions stationnaires, elle devrait alors avoir un angle d'incidence comme en vol plané et produire de la portance. Avec un angle d'incidence fortement négatif, on produit d'abord l'inverse. Cela demande encore tout un moment jusqu'à ce que avec l'augmentation de vitesse de l'abattée la force transversale devienne positive C'est alors que la poussée en pâtit.

Au point bas du mouvement de l'abattée, l'angle d'incidence devient fortement positif. La portance commence par s'accroître au début du mouvement d'élévation et la force qui s'exerce est dirigée vers l'arrière.

Les actions des forces d'inertie sur la portance peuvent se compenser en moyenne sur une période de battement. La production de poussée pâtit – au moins dans des conditions quasi-stationnaires – dans les

deux circonstances de fin de course. L'inversion du mouvement de battement est par contre assistée par l'oscillation forcée de l'angle d'incidence.

Les ailes des insectes ont aussi dans les situations de fin de mouvement des angles d'incidence comme le montre la figure précédente. On a découvert que ces animaux récupèrent ainsi l'énergie cinétique des masses d'air emportées avec l'aile dans la direction du battement. Cet air est rejeté en arrière en fin de mouvement et son énergie cinétique transformée en poussée. On ne sait rien de l'importance de cet effet, s'il ne concerne que la masse d'air de la couche limite, s'il se présente aussi pour des ornithoptères à grands nombres de Reynolds.

On devrait au moins pour les ornithoptères veiller à ce que la torsion de l'aile ne soit pas trop forte aux extrémités de l'aile et que l'écoulement ne décolle éventuellement. Un amortissement mécanique ou la limitation de la torsion peuvent aider à résoudre ce problème.

6.9 Coup de battoir

En amortissant la torsion du bout de l'aile en fin de course du battement, on empêche le dit « coup de battoir ». A cet instant, l'aile à la fin de l'abattée tourne brusquement autour d'un axe situé en avant avec un déplacement du bord de fuite dans la direction du battement, comme c'est par exemple le cas sur la figure précédente dans la position extrême en bas (Liebe, 1985).

On peut se figurer l'effet en question à l'aide de sa propre main. A cette fin, on exécute ce geste de repoussoir en même temps que de jet au loin, pour lequel la surface de la main est d'abord inclinée sur l'avant du bras, puis soudain détendue. On se figure aisément qu'avec ce geste quelque chose s'échappe de la pointe des doigts, par exemple des gouttes d'eau. Si on exécute ce mouvement de la main avec les doigts tendus, il y correspond un coup de battoir. Si les doigts sont d'abord repliés, le mouvement ressemble davantage à celui d'un émouchoir (Liebe, 1985).

Quand, lors de l'élévation, on a dans la région de l'aile de main une circulation négative, des anneaux tourbillonnaires s'échappent dans la situation extrême haute de l'aile. Les oiseaux ont l'air de rejeter vers l'extérieur en particulier les masses d'air qui leur sont liées avec un mouvement d'émouchoir des plumes pennes. Pour des ornithoptères avec des ailes profilées le coup de battoir joue au moins à la fin de l'abattée un rôle sans doute important. C'est là que sont lâchés les tourbillons liés à la surface portante seulement lors de l'abattée.

Alexander Lippisch (1938, P. 26-27) tient de plus pour sûr le fait qu'au début de l'abattée une augmentation fugitive de l'angle d'incidence- donc un mouvement contraire à celui du coup de battoir- favorise la formation du tourbillon libre de départ par une configuration élastique du bord de fuite. Cet effet se produit sensiblement au moment de la course finale de l'oscillation en position haute.

Les différents phénomènes qui se produisent lors du changement de direction sont certainement encore à rechercher et à quantifier. On ne peut ici s'avancer davantage sur plus de détails. Les contingences et les problèmes dépendent trop de la construction employée pour l'aile battante et de la considération des indications précédentes. Leur mise en application reste forcément réservée au sens tactile du constructeur de l'aile battante.

6.10 Effet de rafale

Pour adapter au mieux les ailes portantes qui en vol plané tombent soudain dans le champ d'un vent ascensionnel, Kramer (1932) a recherché la portance maximale qui se présente alors. Cette portance résulte d'une brusque élévation de l'angle d'incidence en particulier du fait de l'inertie du phénomène de décollement sur le profil. On suppose toujours à nouveau que cet effet se produit sur une aile battante dans les conditions du changement rapide des courants d'air et qu'il agit positivement.

Kramer donne comme équation approchée :

$$c_{a\,max\,d} = c_{a\,max\,st} + 0{,}36 \cdot \frac{l}{v} \cdot \frac{d\alpha}{dt} \tag{6.14}$$

avec $c_{a\,max\,d}$ maximum du coefficient de portance dynamique

$c_{a\,max\,st}$ maximum du coefficient de portance statique

l profondeur de l'aile [m]

v vitesse du courant d'air [m/s]

$\frac{d\alpha}{dt}$ variation temporelle de l'angle d'incidence [°/s]

L'effet ne se produit pourtant que si l'écoulement décolle après l'accroissement de l'angle d'incidence. Si, en revanche, l'angle d'incidence cesse d'augmenter dans une région où l'écoulement est encore sain dans l'état stationnaire, la valeur stationnaire exacte se manifeste au moment où cesse l'élévation de l'angle d'incidence. Le changement de portance dans l'écoulement sain s'ensuit donc pratiquement sans retard.

Si l'écoulement décolle à un moment donné, il se passe tout un temps jusqu'à ce que se produise à nouveau la diminution de l'angle d'incidence. Cette période de temps s'allonge du fait de l'hystérésis de c_a de plusieurs profils. C'est-à-dire que les actions négatives de l'inertie de l'écoulement l'emportent sur les positives.

Il n'y a de réel profit à attendre, quand l'angle d'incidence devient si grand que l'écoulement va décoller, que de ce que l'augmentation et la diminution de l'angle d'incidence se produisent quand l'écoulement est encore sain et ne décolle pas. C'est néanmoins un laps de temps très réduit. A l'aide du diagramme de Kramer avec un coefficient de croissance de l'angle d'incidence de 220°/s, j'évalue à au maximum 0,1 second l'intervalle de temps disponible pour le coefficient de portance dynamique. Ce court intervalle de temps seulement serait alors utilisable en portance dynamique pour l'augmentation et la diminution de l'angle.

Augmentation et diminution de l'angle d'incidence ne sont très voisines l'une de l'autre qu'au milieu du battement. Et seulement alors, quand dans ce domaine la vitesse de battement n'est pas stationnaire. Avec le modèle de calcul, la vitesse de battement ne change pas beaucoup au voisinage du milieu du battement.

D'autre part, l'augmentation et la diminution de l'angle d'incidence doivent se produire dans la durée de l'écoulement sain. Le coefficient de portance n'atteindra que la moitié de sa valeur possible par manque de temps. L'augmentation de l'angle d'incidence et le temps maximum possible pour l'obtenir sont donc sensiblement divisés par deux. L'effet total sur la portance de l'aile battante est donc plus faible quadratiquement que ce que propose Kramer. On devrait obtenir une meilleure précision avec les moyens de mesure aujourd'hui disponibles.

Avec le modèle de calcul, après tout, une influence de la portance dynamique n'a pas été très sérieusement envisagée. Avec des ornithoptères qui battent très vite des ailes, ou dans le cas de phénomènes particuliers dans la région des extrémités des ailes (plumes d'oiseaux ou parties de l'aile faisant ressort ou rebondissant) il est utile de ne pas l'évacuer complètement.

L'énoncé de Kramer, selon lequel la valeur stationnaire exacte existe déjà au moment de l'arrêt de l'abattée, soulève la question de savoir où se trouve exactement la différence entre les conditions stationnaires et non stationnaires. Tant que l'on fonctionne avec un écoulement sain autour du profil, on pourrait conclure que cette différence n'existe que dans la grandeur différente de la traînée induite. Cette différence peut s'évaluer à l'aide de la taille et de la force des portions de filets tourbillonnaires qui se

trouvent ou non dans la direction du vol (voir Fig. 3.11). Il est probable que de petites différences supplémentaires proviennent de la dynamique des masses d'air entraînées au moins dans la couche limite.

L'influence des aspects instationnaires avec les grands modèles à ailes battantes est à considérer comme faible. Elle est vraisemblablement du même ordre de grandeur que les erreurs qui sont faites dans l'évaluation de la traînée résiduelle (en plus de la traînée induite et de la traînée de profil des ailes).

6.11 Accélération de l'écoulement aval

Avec un avion à moteur, l'air est accéléré dans la couche limite de l'aile dans la direction du vol du fait de la traînée de profil. Dans la région de l'hélice, l'air par contre est accéléré vers l'arrière. Derrière l'avion subsistent donc à côté les uns des autres des trains de tourbillons qui évoluent vers l'avant et vers l'aval. Cela est identique avec le voisinage d'éléments qui développent de la poussée et de la traînée. L'organisation énergétique est aussi comparable à un tamis monté avec une hélice dans une soufflerie.

On peut réaliser le tamis avec le même diamètre que celui de l'hélice. Si on dispose l'hélice derrière le tamis, On parvient avec une configuration adéquate à ce que la vitesse de l'écoulement derrière l'hélice soit à nouveau exactement égale à la vitesse de l'écoulement en amont du tamis. L'arrangement dans son ensemble ne conduit alors à aucune résistance à l'écoulement.

D'après Hertel (1963), la dépense d'énergie d'un dispositif de la sorte d'éléments qui se succèdent n'est dans le cas idéal que de 0,4 fois celle qui est dépensée dans le cas de l'équilibre des forces disposées les unes à côté des autres. Cette diminution de consommation d'énergie par interconnexion de poussée et de résistance a été examinée de plus près par Göbel et Oehler (1964) et aussi confirmée en pratique. Elle résout le paradoxe des poissons dont l'énergie ne suffirait pas autrement à assurer les grandes vitesses de natation. D'autre part cet effet positif rentre aussi en jeu dans le cas des avions quand on remplace une hélice de traction par une hélice de poussée.

Avec les ornithoptères aussi, lors de l'abattée, poussée et traînée s'échangent tout le long de l'aile. On peut se demander si cela correspond à un arrangement du type précédent. La traînée de l'aile battante correspond davantage aux pertes de l'hélice dans le cas précédent. Le « grillage » disposé devant est absent. En outre, les conditions idéales précédentes de l'échange mutuel (poussée - résistance de profil) existent dans le meilleur des cas lors de l'abattée, et à mi- envergure seulement au maximum en deux points de l'aile. Et encore seulement au cours du temps. Une accélération de l'écoulement aval n'a donc pas été prise en compte pour le modèle de calcul.

7 Paramètres de vol plané

Le passage du vol plané au vol battu rend l'observation d'un ornithoptère particulièrement attractive. Dans la phase de vol battu, on voit la difficulté du travail méthodique du modèle pour voler, tandis que dans le vol plané c'est dans une configuration artistique de repos que se manifestent l'élégance et l'absence de difficulté pour l'exécution du vol. Pour l'atterrissage du moins le changement entre les attitudes de vol est-il techniquement nécessaire.

La plupart des paramètres, comme par exemple le profil de l'aile, son élasticité ou la forme et l'agencement du gouvernail interviennent de façon spécifique dans le vol battu et dans le vol plané. On considérera dans ce chapitre les paramètres qui proviennent de la théorie habituelle de l'aile portante et qui sont prépondérants dans le cas du vol plané.

7.1 Paramètre de circulation du vol plané

La répartition de la circulation connue pour être la meilleure pour le vol plané est celle qui est elliptique. Son nombre caractéristique a la valeur $c_{\Gamma G}$=8. Naturellement, on peut choisir d'autres répartitions de vol plané pour un ornithoptère. Néanmoins, si on change la forme de répartition en gardant la même valeur globale de la circulation, on change la circulation, c'est-à-dire la portance à l'emplanture.

Sur la figure suivante est représentée à titre d'exemple la répartition de la circulation d'un vol plané avec $c_{\Gamma G}$=7. Les circulations moyennes du vol plané Γ_{mG} comme les courbes de circulation des battements en élévation et en abattée correspondent à ceux de la figure 2.10.

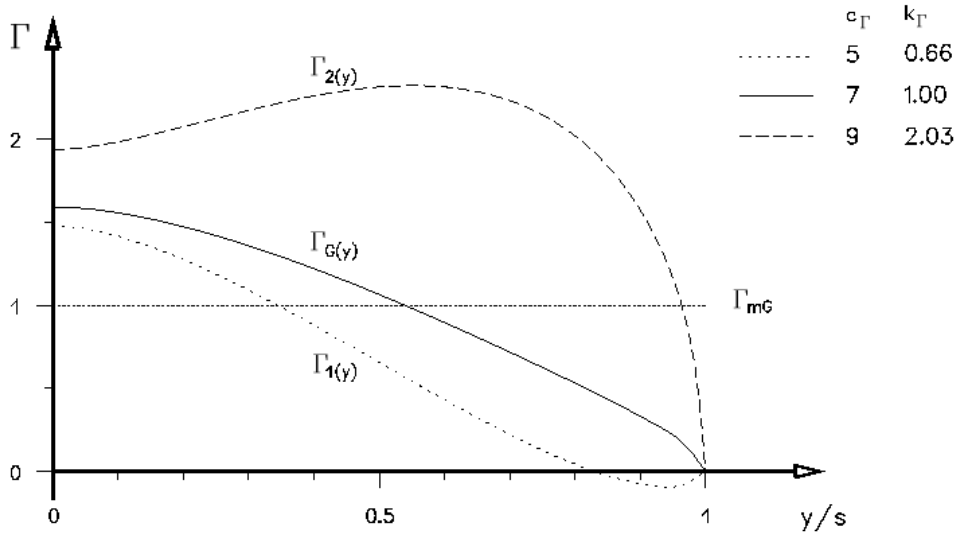


Fig. 7.1 Répartitions de la circulation avec les nombres de circulation 5 et 9, rapportées à la circulation du vol plané correspondant au nombre $c_{\Gamma G}$=7, avec le maintien de l'angle $\alpha_{E(0)}$ à l'emplanture.

En comparant les deux figures, 2.10 et 7.1, on voit qu'avec le plus petit nombre de circulation du vol plané, on obtient, en dépit des mêmes nombres de circulation, pour les battements en élévation et en abattée, des facteurs de circulation Γ_{mN}/Γ_{mG} nettement plus élevés. Cela résulte du fait que l'angle d'incidence à l'emplanture est plus élevé avec $c_{\Gamma G}$=7 qu'avec $c_{\Gamma G}$=8 et c'est visible également sur la figure 2.9.

On peut donc utiliser les nombres de circulation du vol plané pour adapter les répartitions de circulation en élévation et en abattée au domaine opérationnel de la portance du profil choisi.

7.2 Coefficient de portance moyen

Le coefficient de portance moyen en vol plané est choisi comme dans la théorie de l'aile portante en relation avec les données du profil. En particulier, on vise généralement deux objectifs, soit le meilleur angle de vol, soit la plus faible vitesse de chute.

L'amplitude du mouvement dans le domaine de fonctionnement du profil vers le haut et vers le bas change en même temps que le coefficient de portance moyenne du vol plané. Il peut donc être opportun de s'écarter des propriétés optimales du vol plané au profit d'accroître le domaine opérationnel des battements en élévation ou en abattée. Il y a là une grande latitude de changement, combinée à la modification du facteur de la vitesse de vol.

Le choix du coefficient de portance moyenne pour le modèle de calcul résulte en particulier de considérations sur l'obtention de la plus grande hauteur de vol possible du modèle.

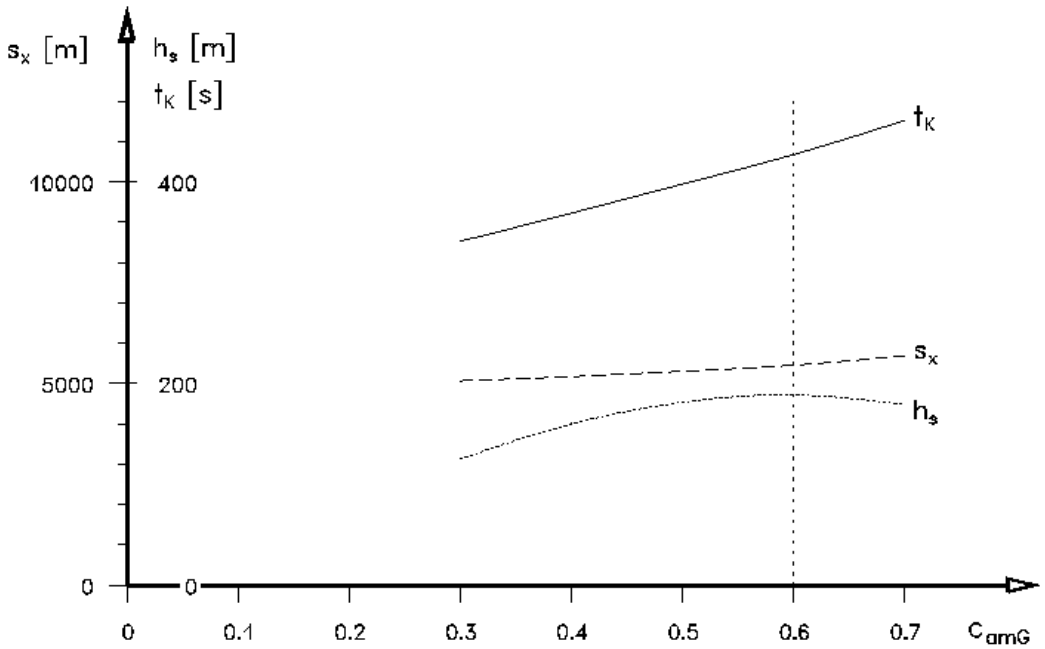


Fig.7.2 Données du vol battu du modèle de calcul

durée du vol battu t_k

étendue du vol s_x

altitude du modèle h_s

en fonction du coefficient de portance moyenne du vol plané c_{amG}

Le coefficient de portance choisi c_{amG}= 0,6 permet le nombre de circulation $c_{\Gamma 1}$=0 avec encore quelque réserve vers le bas pour le battement en élévation, et offre vers le haut pour l'abattée le domaine opérationnel optimal pour le profil utilisé.

7.3 Traînée résiduelle

En tant que traînée résiduelle, on considère l'ensemble de la traînée du corps et du gouvernail, ainsi que la traînée du raccord de l'aile au corps. Ce sont les traînées que doit surmonter l'aile battante avec l'énergie de la poussée. En particulier la section du corps plus grande et le raccord aile- corps où les plis sont nombreux conduisent à une plus forte traînée pour un ornithoptère que pour les planeurs habituels.

Pour les grands ornithoptères la production de poussée représente une nécessité primordiale. Pour un bon résultat final, la réduction de la traînée résiduelle a le même prix.

7.4 Masse de l'ornithoptère

La masse, c'est-à-dire le poids a une grande signification pour une maquette volante traditionnelle. En particulier, la traînée induite augmente avec l'accroissement du poids. Pour un ornithoptère c'est aussi le devoir le plus impérieux de réduire le poids.

Il faut toutefois considérer qu'un poids très léger du corps peut avoir une répercussion sur son mouvement pendulaire par suite de l'inertie de l'aile battante (Hewitt, 1985). Ce mouvement s'accentue avec la diminution du poids du corps. Toutefois, alors qu'en règle générale à cause du mécanisme de propulsion, le poids du corps soit déjà très élevé, on ne peut- au moins dans les constructions actuelles- épargner assez de poids.

Il est vrai que des oiseaux peuvent aussi avoir un poids élevé avec des performances exceptionnelles de vol battu (par exemple des oies grises 3 kg, des oies du canada 5kg, des cygnes de Höcker 11kg). C'est seulement une consolation à laquelle, en tant que constructeur d'ornithoptère, on se rattache par nécessité. Les réalisations d'ornithoptères connues jusqu'à ce jour sont encore loin de l'efficacité de leurs ailes battantes.

8 Paramètres de vol battu

Il s'agit ici de la cinématique de l'aile battante, c'est-à-dire de la façon dont fonctionne le mécanisme de propulsion et du mouvement de la maquette en tant qu'un tout dans l'atmosphère. On aborde aussi là des problèmes relatifs à l'arrêt du vol battu.

8.1 Impulsion et percussion

L'impulsion d'un corps est le produit de sa masse et de sa vitesse. Une maquette volante de masse m_M et de vitesse v_G a donc dans la direction du vol l'impulsion p_M

$$p_M = m_M \cdot v_G \tag{8.1}$$

Un changement d'impulsion ne peut résulter que d'une modification de la vitesse et est dans chaque cas le résultat de l'action d'une force. Si la force n'est pas constante, mais est fonction du temps, on a :

$$\Delta p_M = m_M \cdot \Delta v_G = \int_{t_1}^{t_2} F\,dt \tag{8.2}$$

Le changement d'impulsion ou la percussion est donc l'intégrale de la force dans le temps. Pour en donner une représentation graphique, c'est la surface qui se trouve sous la courbe d'évolution dans le temps de la force qui s'exerce sur la masse de l'ornithoptère. La forme de la courbe d'évolution ne joue en revanche aucun rôle sur la valeur de l'impulsion.

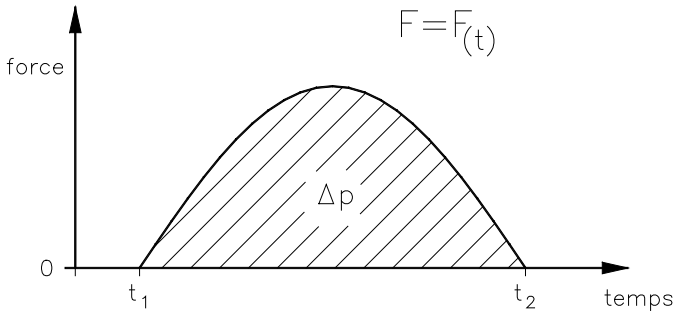


Fig.8.1 Evolution dans le temps d'une force et impulsion Δp.

Ces considérations valent pour toutes les forces pondérales. Pour l'ornithoptère, elles se rapportent en particulier aux forces qui changent de façon rythmique dans les directions x et z.

8.2 Angle de battement

Pour parvenir à une forte efficacité de la poussée, il faut à côté d'une valeur élevée de la circulation s'efforcer d'avoir une grande vitesse de mouvement latéral de l'aile et une grande durée de l'action. Avec un très faible angle de battement le temps d'accélération disponible est insuffisant pour parvenir à une grande vitesse de battement. Les forces d'inertie seraient d'ailleurs très élevées. Rien que pour cette raison de plus petits angles de battement, c'est-à-dire un frémissement de l'aile sont interdits pour de plus grands ornithoptères.

L'accélération du battement demande peut-être il est vrai un angle suffisant. Pour la production de la poussée, il y a toujours la nécessité de beaucoup de battements par seconde, c'est-à-dire d'une grande fréquence de battement. Cela conduit, comme on le sait pour chaque battement à une nouvelle formation de tourbillons liés et tourbillons de démarrage. La traînée induite des conditions non stationnaires est alors relativement élevée. Pour cette raison en particulier, peu de battements sous un grand angle valent mieux que beaucoup de coups d'aile avec un petit débattement.

Par ailleurs de grands angles de débattement conduisent pour chaque mouvement en fin de course à des configurations accentuées en V de l'aile, positives ou négatives. Les forces de portance des moitiés de l'aile, à droite et à gauche travaillent alors en partie l'une contre l'autre. La force de portance appliquée à l'aile F_{AF} est décomposée en ses composantes sur la figure suivante. La force de portance F_{AM} appliquée à la maquette se présente vers le haut et elle compense le poids du modèle F_{GM}. Les composantes dans la direction y F_{Ay} des moitiés gauche et droite se font face et s'éliminent.

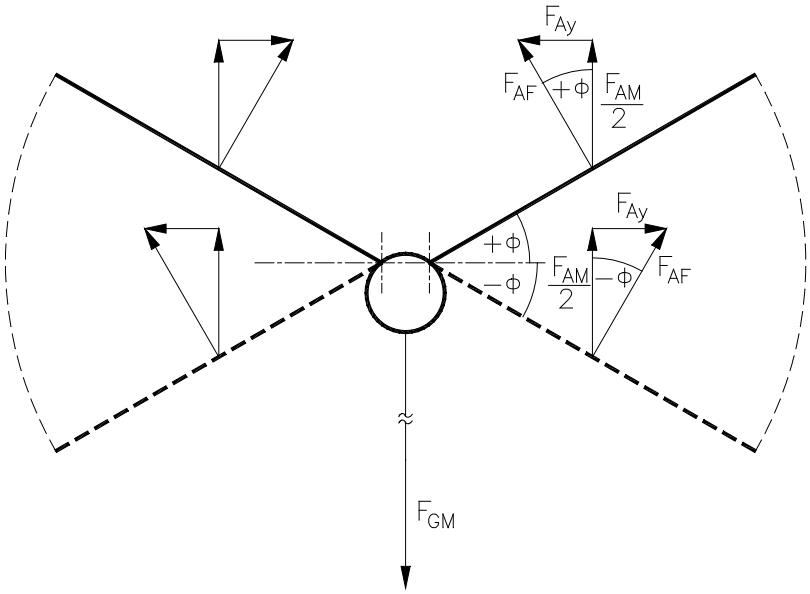


Fig. 8.2 Forces sur l'aile battante en disposition de V (vue de la maquette de devant ou de derrière)

Comme on le voit, pour une plus forte disposition en V de l'aile, la portance de la maquette F_{AM} est plus petite que la portance créée sur l'aile F_{AF}. La portance que l'on retire avec une traînée induite fixée est donc seulement partiellement utilisable. Pour produire de la portance, il est donc opportun de conserver un angle de débattement faible.

Pour définir l'angle de débattement, un compromis doit être trouvé entre les exigences contradictoires de la portance et celles de la poussée. Tant que ne sont pas possibles les calculs souhaités d'optimisation et la prise en compte des conditions non stationnaires, il est recommandé de s'inspirer des modèles de la nature et d'exclure les extrêmes. Pour obtenir un vol ascensionnel régulier, j'ai opté pour un angle de débattement situé entre 30 et 40 degrés. Comme il est plus facile de réaliser de petits angles de débattement, je préfère la limite inférieure.

8.3 Vitesse de débattement latéral

On peut déduire de la vitesse angulaire, c'est-à-dire de la vitesse du débattement latéral que la circulation et par là- même les efforts aérodynamiques sur l'aile évoluent dans le temps. Ce devrait en particulier être le cas pour les ailes qui ont une torsion aéroélastique. Si on doit rechercher les modifications au cours d'une phase de battement de la répartition de la circulation, on soumettra en première approximation le nombre de circulation aux mêmes modifications que la vitesse angulaire. Avec une allure sinusoïdale cette relation – prise pour chaque phase du battement- est régie par l'équation 5.2. On doit seulement considérer que le nombre de circulation en fin de course n'est pas nul, mais correspond sensiblement à celui du vol plané. Cette procédure du calcul n'est pas poussée plus loin.

Sur la figure suivante, sont représentées schématiquement différentes allures au cours de la durée t_N d'une phase de battement d'une force (par exemple la poussée au cours de l'abattée) qui s'annule en fin de course. Comme grandeur de référence, la valeur au sommet de la courbe sinusoïdale doit être égale à 1.

La surface interne à cette courbe est mise en évidence par les hachures. Les surfaces internes aux autres courbes, et donc aussi l'impulsion qu'elles représentent ont la même valeur.

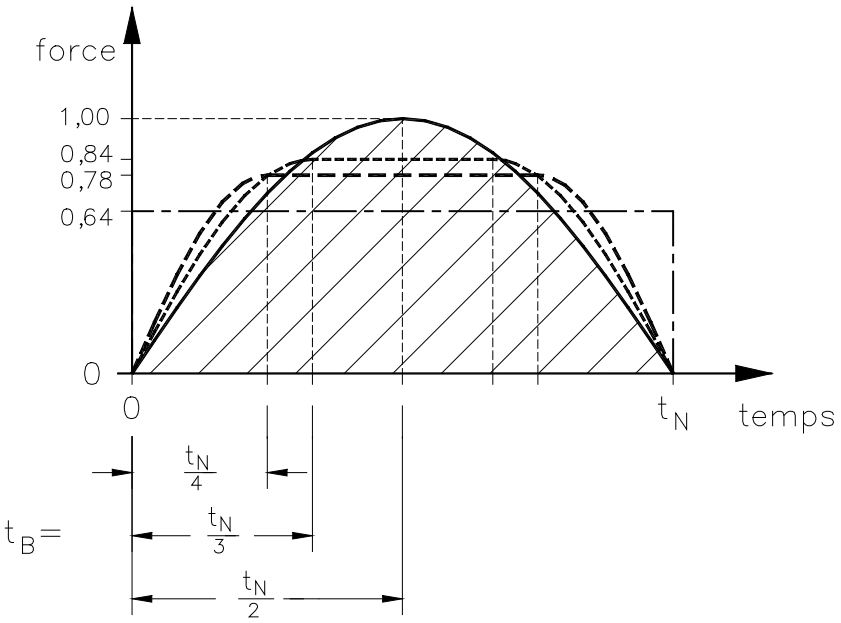


Fig.8.3 Comparaison de différentes allures de forces avec la même impulsion

Si on représente la durée de l'accélération t_B par une partie du temps de battement t_N, on a sa valeur sur l'axe des abscisses. Avec la courbe d'allure rectangulaire, le temps d'accélération est nul.

Les nombres inscrits sur l'axe des ordonnées donnent les valeurs maximales des forces. Ils donnent une idée de la réduction possible de la vitesse de débattement par rapport au cas de la fonction d'allure sinusoïdale, pour la même impulsion globale. Il est de plus particulièrement avantageux que la diminution de la vitesse de débattement latéral, s'accompagne de la diminution correspondante de la torsion de l'aile. On peut donc simplifier de façon significative la construction de l'aile.

On aurait naturellement pu choisir pour la comparaison précédente, au lieu de la surface située sous la courbe d'évolution de la force la valeur au sommet. Dans ce cas, la vitesse de débattement latéral, et avec elle la torsion de l'aile, sont aussi grandes dans tous les cas. La surface interne à la courbe d'évolution, c'est-à-dire l'impulsion, serait supérieure à celle de l'évolution sinusoïdale. Une courte durée de l'accélération apporte aussi un avantage pour l'impulsion de la portance. Plus court est ce délai d'accélération, plus court est la durée de l'arrêt de l'aile en fin de course. C'est positif en particulier pour les grands angles de débattement (Cf. Fig. 8.2).

Pour atteindre la course souhaitée de la vitesse de débattement latéral de l'aile battante, il est opportun de choisir la mécanique appropriée pour la propulsion. Une propulsion avec une durée d'accélération par exemple de $t_N/4$ ou $t_N/3$ en fin de course s'harmonise bien avec une aile battante qui oscille entre deux ressorts de fin de course (voir ci-dessus, Fig. 5.4). On ne peut s'étendre ici davantage sur les constructions multiples de systèmes propulsifs d'ornithoptères, déjà réalisées ou en projet.

8.4 Durée de la période de battement

Le mouvement de l'aile battante est en grande partie influencé par la durée de la période de battement t_p. Cette période se compose de deux temps, celui de l'élévation et celui de l'abattée.

$$t_p = t_1 + t_2 \tag{8.3}$$

L'inverse de la période de battement donne la fréquence f

$$f = \frac{1}{t_p} \tag{8.4}$$

Pour le choix de la période de battement de l'ornithoptère, on peut s'inspirer des modèles de la nature. Sur la figure suivante, on a représenté la fréquence en fonction du poids de l'oiseau. La ligne principale vaut vraisemblablement seulement pour le vol horizontal. Pour le vol ascensionnel régulier, avec des cadences normales, c'est sans doute suffisant si la fréquence de battement de l'ornithoptère se trouve à l'intérieur de la bande.

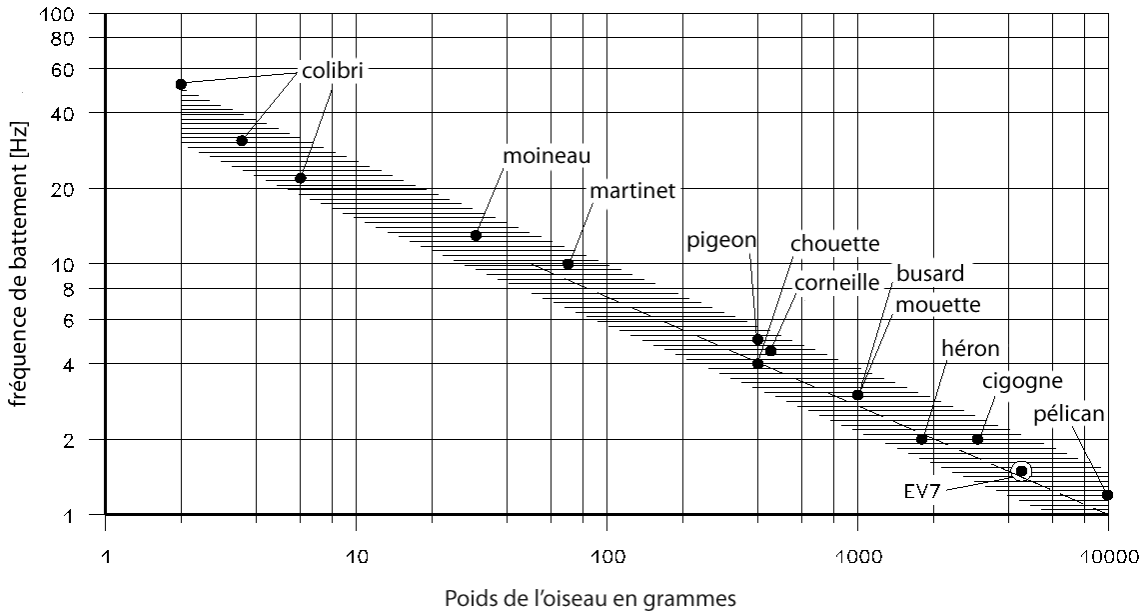


Fig. 8.4 Fréquence de battement d'aile et poids de l'oiseau. (Hertel, 1963)

Sur ce diagramme la fréquence de battement obéit à l'équation

$$f = e^{\log\frac{10}{m_M}} \tag{8.5}$$

Avec f fréquence de battement [Hz]
m_M masse de la maquette [kg]

La règle générale est que plus forte est la fréquence, plus grande est la poussée. Il faut toutefois que l'on n'en vienne pas au décollement de l'écoulement. On précise cela dans le paragraphe suivant.

8.5 Rapport des temps de battement

Le rapport du temps de battement ou plutôt celui des phases du battement k_t est défini ici comme le rapport du temps de l'élévation t_1 à celui de l'abattée t_2

$$k_t = \frac{t_1}{t_2} \tag{8.6}$$

Pour commencer, on choisira égaux les temps de l'élévation et celui de l'abattée. Dans ce cas, $k_t = 1{,}0$. Il est alors intéressant de savoir comment se modifient poussée et portance quand ce rapport s'éloigne de cette valeur.

En un point de l'aile battante, poussée et portance changent avec la direction et l'intensité de la force transversale F_Q (voir Fig. 1.2 avec le changement de v_u). Cela conduit à des changements tout le long de l'aile. L'effet du rapport temporel des phases du battement n'est décrit ici que de façon schématique et

fortement simplifiée. On ne prend en compte que l'effet du changement de direction de F_Q. L'influence du changement d'intensité de la force provenant des modifications de k_t est notablement plus faible. Elle sera négligée. De plus, ces considérations ne valent que pour des ailes qui battent relativement lentement.

Pour établir la façon dont agit le rapport des temps k_t, il convient d'observer d'abord les changements d'impulsion avec la modification d'une seule phase du battement (Figure suivante). Pour simplifier, on suppose que les efforts ont une évolution rectangulaire dans le temps. On suppose pour ainsi dire un effort moyen pendant l'intervalle de temps considéré. Il y a dans ce cas une correspondance inverse entre la durée et la vitesse de battement. La durée est divisée par deux quand on double la vitesse de battement.

A l'aide de la figure 1.2, on peut en outre se représenter le fait que doubler la vitesse de battement double simultanément la force de poussée. On a en effet $F_V=-F_Q \cdot \sin\delta$. Au moins pour les petits angles, c'est-à-dire pour les ailes qui battent très lentement, le sinus varie proportionnellement à l'angle. Par suite de la division par 2 de la durée du battement et de la multiplication par 2 simultanément de la vitesse de débattement latéral, l'impulsion de la poussée reste constante en première approximation.

Simultanément, la force latérale F_U c'est-à-dire la force de portance est peu modifiée. On a $F_U=F_Q \cdot \cos\delta$, et avec les petits angles, le cosinus change à peine. Par suite de la division par 2 de la durée du battement, l'impulsion de la force de portance est divisée par 2. Ces relations sont reportées schématiquement sur la figure suivante.

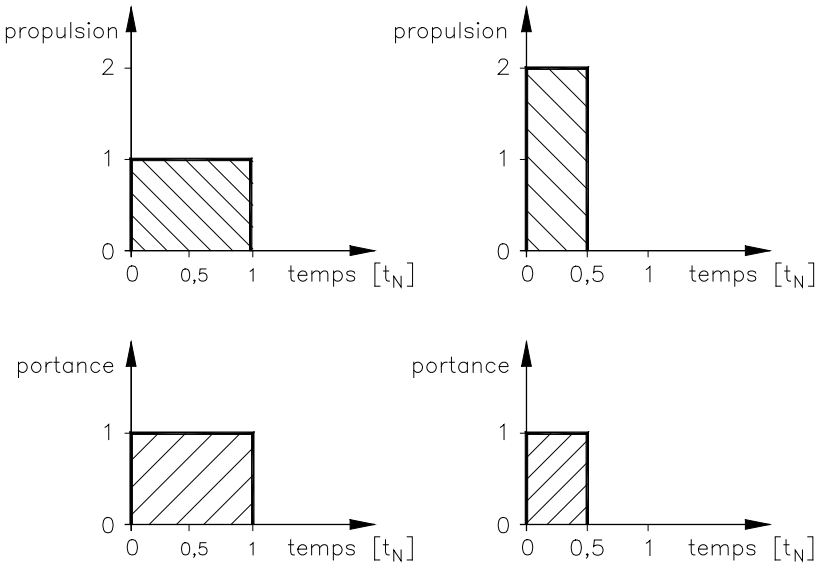


Fig. 8.5 Représentation schématique des variations de la poussée et de la portance d'un battement pour un mouvement lent de battement et réduction de la durée d'une phase t_N.

La constatation précédente sur la poussée contredit seulement en apparence les déclarations habituelles, faites également au paragraphe 8.4, selon lesquelles la poussée augmente avec un battement plus rapide des ailes. Pour éclaircir ce point, on a besoin d'expliquer les différences d'impulsion qui viennent de la variation de la durée de toute la période de battement.

Le principe de base est valable pour les deux phases du battement. L'impulsion de poussée sur toute une période de battement reste constante malgré les changements de durée de la période. Il faut avoir à l'esprit qu'en raccourcissant la période on a plus de battements. Sur la figure 8.6 on considère toujours pour les deux premiers cas représentés une période complète de battement.

Si par exemple on divise par deux la durée du battement, on double leur nombre par unité de temps c'est-à-dire l'impulsion produite (troisième cas de la figure 8.6). Au total, l'impulsion de poussée est doublée.

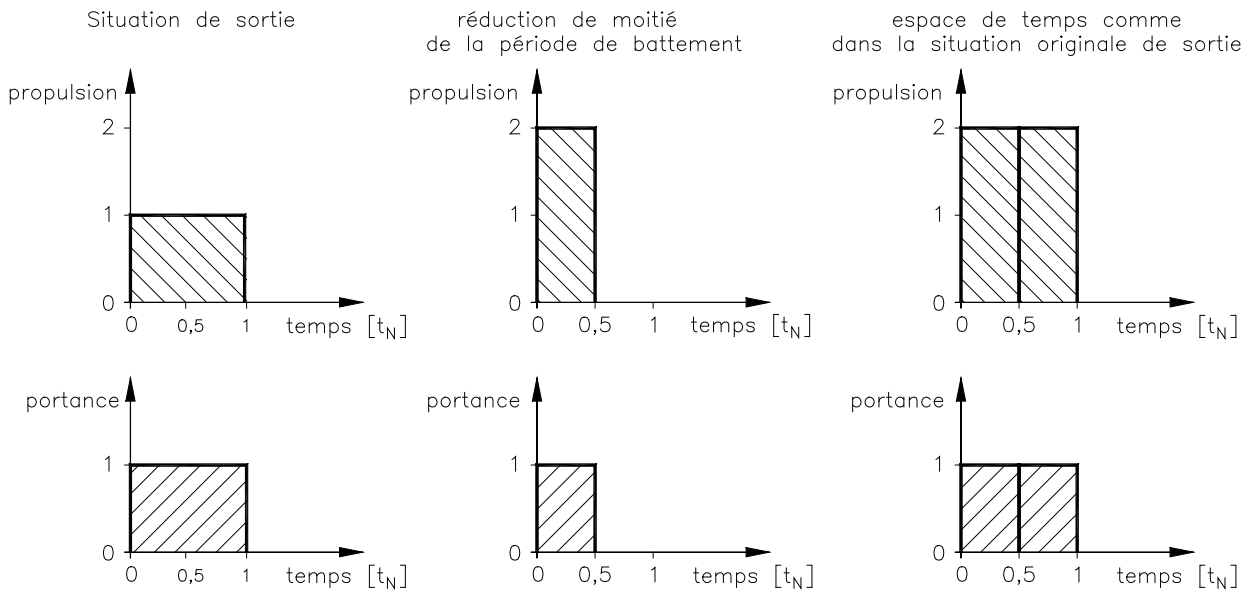


Fig. 8.6 Représentation schématique des modifications de poussée et de portance avec une diminution de la période de battement t_p.

Avec des ailes qui battent lentement, on a donc la règle :

- En réduisant la période de battement, on augmente la poussée. La portance en revanche reste sensiblement la même (Voir ci-dessous Fig. 9.5).

Revenons à l'examen du rapport de battement et maintenons à nouveau constante la durée du battement. La diminution du rapport de battement réduit le temps de l'élévation D'après la constatation précédente, l'impulsion de la poussée se conserve et celle de la portance diminue. Avec une durée plus grande de l'abattée, l'impulsion de la poussée se maintient et celle de la portance augmente.

Sur la figure suivante, on a choisi un exemple de nombre de circulation négatif pour le battement en élévation et par là même une poussée négative. La représentation est valable au signe près pour une poussée positive lors de l'élévation.

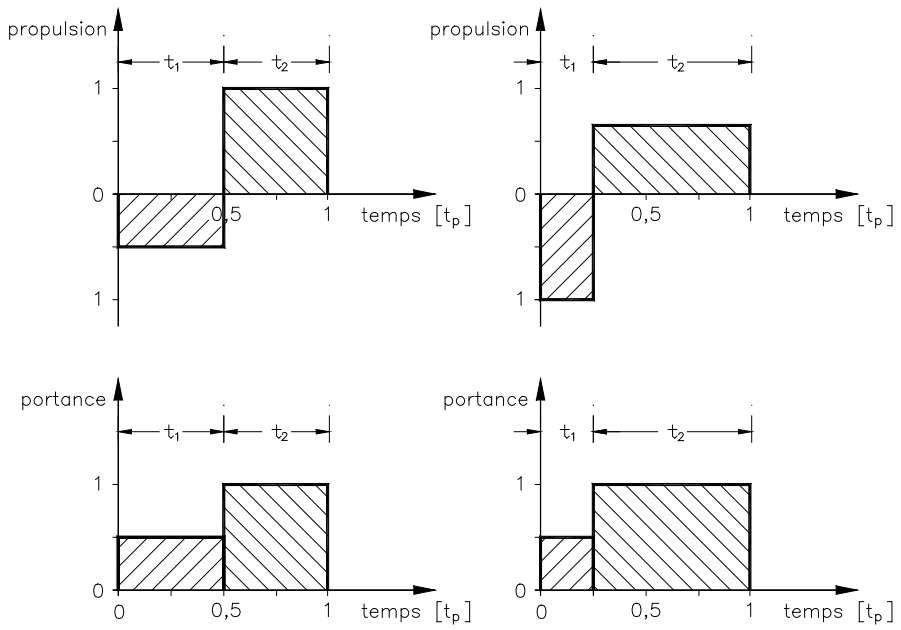


Fig. 8.7 Représentation schématique de la poussée et de la portance au cours d'une période de battement avec une réduction du rapport des temps de battement.

Avec les ailes qui battent lentement, l'action de l'abattée prédomine pour produire de la portance. On peut déduire les règles fondamentales suivantes :

- Les modifications du rapport de battement ne changent pratiquement pas l'impulsion moyenne de la poussée,
- La diminution du rapport de battement augmente l'impulsion de la portance.

Cette tendance vaut également pour des répartitions non rectangulaires des efforts.

Dans les considérations concernant le rapport des temps de battement, on a mentionné d'entrée que l'influence des modifications de l'intensité de la force transversale est faible en regard de l'effet des changements de direction de cette force et cela n'a pas été considéré ici. Ce changement de l'intensité de la force transversale à la suite des modifications de la vitesse de l'écoulement est néanmoins en aucun cas négligeable (voir Fig. 9.6). Il se répercute sur la force résultante dans les directions x et z du modèle et surcharge les relations décrites ici.

8.6 Vitesse de vol

La vitesse de vol en vol plané obéit comme on sait à l'équation

$$v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot m_M \cdot g}{\rho \cdot A \cdot c_{amG}}} \tag{8.7}$$

Avec m_M Masse de la maquette [kg]
g accélération de la pesanteur [m/s^2]
A Surface de l'aile [m^2]
c_{amG} coefficient moyen de portance en vol plané
ρ masse spécifique de l'air [kg/m^3]
v_G vitesse de vol plané [m/s]

Le coefficient moyen de portance c_{amG} fixe de façon déterminante la vitesse de vol. Pour parcourir une bonne distance, on doit donc choisir pour le vol plané le coefficient de portance qui donne la meilleure finesse. Si on s'écarte en plus ou en moins de cet optimum, la finesse est toujours plus mauvaise. On peut admettre en première approximation que les écarts au voisinage de cet optimum ne sont pas trop grands et se présentent de façon à peu près symétrique.

En vol dynamique, les coefficients de portance s'écartent de la valeur moyenne en diminuant pendant l'élévation et en augmentant au cours de l'abattée. On obtiendra donc un bon résultat si on choisit la valeur moyenne de c_a du vol dynamique égale à celle du vol plané. On peut d'ailleurs supposer que pour le vol dynamique on a les mêmes lois que pour le vol plané. La vitesse du vol dynamique correspondra donc dans cette hypothèse sensiblement à celle du vol plané.

Des considérations de ce genre ne peuvent fournir qu'une démarche grossière pour déterminer de façon précise la vitesse du vol dynamique. Les vérifications faites jusqu'à présent avec le programme de calcul n'ont pourtant pas conduit à des résultats fondamentalement différents.

La portance croît toutefois comme le carré de la vitesse. La vitesse de vol dynamique sous forme du facteur de vitesse k_v suivant l'équation 2.30 est donc dans le programme de calcul un paramètre fréquemment employé. Avec ce paramètre, on peut relativement facilement rétablir lors d'un défaut de portance un équilibre des forces dans la direction z. Pour ce faire la vitesse du vol dynamique est élevée d'une quantité vraiment insignifiante par rapport à celle du vol plané. Les augmentations de vitesse se situent en général en dessous de 10%.

De telles modifications mineures de la vitesse ne sont pas dans la pratique perceptibles à l'œil nu. On a certes des problèmes avec une commande à distance pour conserver à l'ornithoptère une vitesse de vol rigoureuse. Au delà des limites de vitesse ascensionnelle, on tombe toujours de nouveau dans le domaine de décollement et donc de perte de portance et de poussée.

En relation avec la vitesse de vol et la fréquence de battement, plusieurs circonstances conduisent à un manque de poussée et la plupart du temps aussi de portance.

- Si l'ornithoptère vole avec un nombre de battements élevé, et à la limite de la torsion possible de l'aile, l'écoulement décolle lors d'un accroissement de la fréquence de battement. Poussée et portance s'effondrent de façon dramatique.
- La même chose se produit quand la fréquence de battement reste constante et que la vitesse de vol devient plus faible. Dans ce cas aussi on en vient à un décollement avec une torsion limite de l'aile.
- Naturellement la poussée n'est plus suffisante non plus avec la vitesse correcte du vol et une fréquence de battement trop faible.

Si lors du vol avec la portance la vitesse diminue ou s'il se produit un vol en piquer, il est difficile de savoir si c'est le résultat d'une vitesse de vol trop petite ou d'une fréquence de battement trop élevée ou trop faible. Les trois possibilités viennent à l'esprit. A faible altitude, on n'a pas le temps de confirmer toutes les possibilités. La puissance dépensée en vol diminue dans tous les cas nettement jusqu'à l'obtention d'une situation stable de vol.

Comme on peut exclure avec grande vraisemblance les deux premières possibilités avec une grande vitesse de vol, on devait généralement chercher à voler dans un domaine de vitesse élevé.

Avec la diminution de la vitesse de vol l'inclinaison vers l'avant de la force aérodynamique F_Q augmente lors de l'abattée (Fig.1.2). De ce fait la poussée F_V augmente tout d'abord. Simultanément toutefois la circulation et avec elle l'intensité de la force F_Q diminuent. En définitive le modèle de calcul surmonte les effets du changement de circulation. C'est aussi sans décollement de l'écoulement que la poussée F_V diminue avec la chute de la vitesse de vol.

Pour approfondir le détail, on considérera sur la figure suivante le domaine agrandi de la vitesse au voisinage du point de l'équilibre des forces. Lors d'une chute de vitesse à partir d'une valeur très élevée (k_v=1,4), poussée et traînée diminuent toujours. Au voisinage de la plus forte vitesse toutefois la diminution de la poussée est plus que compensée par la diminution de la traînée. En dépit de la chute de la force propulsive F_V la poussée F_S augmente dans ce domaine de vitesse et atteint son maximum au voisinage de k_v=0,9. En deçà de ce maximum la diminution de F_V l'emporte et la poussée devient plus petite.

Si on considère de plus la traînée résiduelle de la maquette F_{wr}, il subsiste encore en dessous de k_v=0,9 une petite élévation de la somme des forces dans la direction x $F_{x\Sigma}$ (Voir aussi la figure 9.3 pour le vol ascensionnel).

Si on sort de l'équilibre pour k_v=1,1 (voir le cercle), la somme des forces $F_{x\Sigma}$ dans la direction x augmente d'abord faiblement avec une petite chute de vitesse. La maquette pourrait de ce fait accélérer un peu et l'équilibre des forces se rétablir. Il faudrait néanmoins que subsiste simultanément assez de portance. Ce n'est malheureusement pas le cas. La portance s'effondre de façon dramatique pour une petite diminution de vitesse (voir l'allure de $F_{z\Sigma}$). En particulier la combinaison d'une petite augmentation de poussée et d'une forte diminution de portance conduit à ce qu'une petite diminution de vitesse entraîne irrémédiablement un vol en piquer.

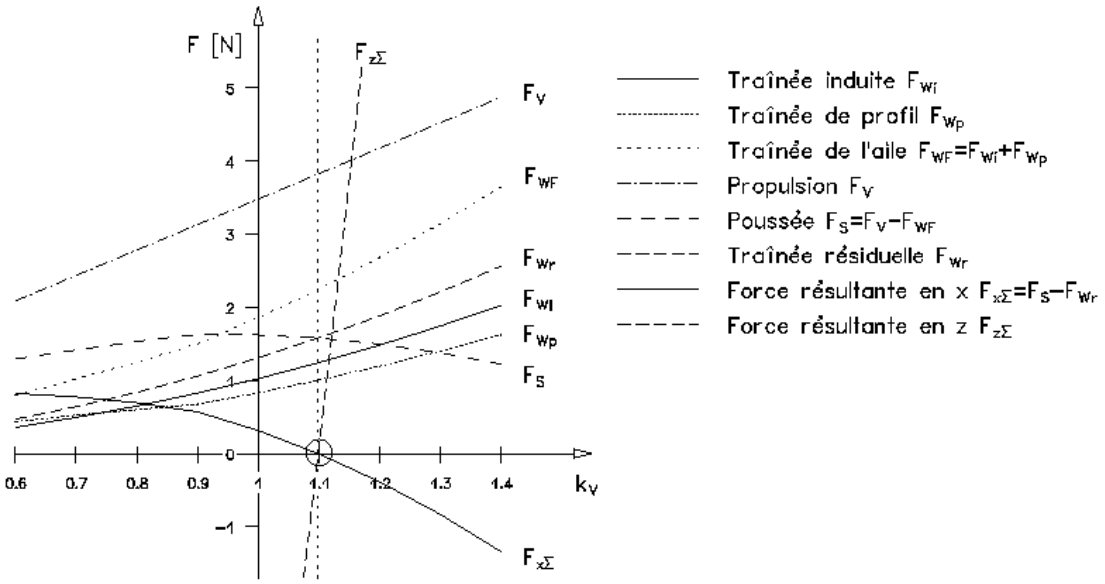


Fig. 8.8 Forces moyennes dans la direction x, en vol dynamique horizontal, à l'équilibre (k_v= 1,1) et pour des vitesses avoisinantes.

La diminution de la circulation avec l'abaissement de la vitesse conduit en outre à la diminution de la force latérale F_U (Fig. 1.5 et 1.6). Avec le maintien de la propulsion et de la répartition de la circulation, cela conduit dans la pratique- à la différence du modèle de calcul- à ce que l'abattée soit plus rapide et, avec l'utilisation de ressorts de compensation, l'élévation plus lente qu'auparavant. Cette augmentation du rapport des temps de battement conduit en outre à une diminution de l'impulsion de la portance de la maquette.

A ce sujet, il faut dire qu'en régime de croisière sur la figure précédente, le modèle de calcul est en vol horizontal stationnaire. La sollicitation vers le bas n'a aucune influence. En vol horizontal, elle est constamment nulle. Si on vient par contre d'un vol ascensionnel stationnaire, la vitesse reste constante dans le programme de calcul. D'une diminution de la vitesse de vol dynamique par exemple, il s'ensuit une augmentation de l'angle de la trajectoire de vol avec la montée et de ce fait une composante de poussée vers le bas. Celle-ci fausse quelque peu les conclusions que l'on retire du résultat habituel du calcul. C'est représenté à titre de comparaison sur la figure 9.3.

Comme on peut le voir sur cette figure (9.3) la force résultante $F_{x\Sigma}$ dans la direction x présente quand la vitesse de vol change un maximum net pour k_v= 1. Si la vitesse de l'ornithoptère s'en écarte en plus ou en moins, la force résultante -autrement dit la poussée- devient plus petite. C'est seulement pour un point de fonctionnement nettement au-delà de la vitesse de vol optimale que l'on pourrait sortir des conditions stables de vol. En vue de produire de la poussée, le point de fonctionnement a été choisi à proximité du point optimal (k_v= 1,09). Cela représente une condition de vol confortable. Cette disposition apporte pour une grande part une solution aux problèmes de vol signalés plus haut.

Dans le graphique des performances des différents oiseaux petits et grands, Vance Tucker (Nachtigall, 1977; Tennekes, 1997) a établi une relation analogue entre la puissance et la vitesse de vol. Avec la variation de la vitesse, la courbe de puissance de l'oiseau passe par un minimum net. Tucker explique cela – à coup sûr en prenant en compte l'équilibre des forces- par une augmentation de la traînée induite et de la traînée de profil en rapport avec celle de la vitesse de vol. On ne reconnaît pas cela ici. Tucker ne dit malheureusement rien du comportement aérodynamique avec lequel les oiseaux d'étude réagissent aux variations de la vitesse de vol. Les oiseaux battant des ailes qui en grand nombre volent avec la poussée sont en mesure de produire eux-mêmes au moins une partie de la vitesse du courant d'air nécessaire. On

retiendra particulièrement l'exemple du colibri (Hertel, 1963) qui pratique cela en volant sur place en suspension.

Un facteur joue peut-être encore un rôle dans l'incertitude sur la vitesse du vol dynamique. C'est l'effet stabilisateur de l'écart angulaire (EWD) entre l'aile et le gouvernail de profondeur. Avec mes constructions d'ornithoptères, je suppose simplement que le coefficient de portance souhaité de l'aile en mouvement s'établisse et se stabilise, comme on sait le faire avec les maquettes à ailes portantes. Or ce n'est pas certain. L'effet stabilisateur du EWD repose avec les maquettes à ailes portantes sur un gradient de portance constant et un coefficient de portance qui varie linéairement avec l'angle d'incidence. Pour les ailes battantes, ces conditions ne sont pas toujours réalisées. Ces ailes fonctionnent à la limite du domaine admissible de c_a, de sorte qu'il n'y a que peu d'espace de stabilité disponible.

En vol plané au moins les ailes battantes à torsion élastique doivent faire preuve d'une très grande stabilité autour de l'axe transversal. Leur angle d'incidence diminue lors d'une soudaine élévation de portance – par exemple lors d'une rafale venant d'en bas- et elles secondent l'effet stabilisateur du gouvernail de profondeur.

Avec mes modèles, les points de vue précédents, certes non envisagés de façon définitive, jouent un rôle important. Ils sont malheureusement très complexes, vu que c'est seulement sur un élément de la construction – l'aile battante- que sont produits la portance, la poussée et la traînée. C'est dans le manque de contrôle de la vitesse de vol que je soupçonne la cause des temps de vol relativement courts de mes ornithoptères construits jusqu'à présent. Les phases de vol dynamique les plus longues ne duraient guère plus d'une minute. Plus tard, il fallait toujours à cause d'une situation instable se remettre en vol plané- ou bien faire un atterrissage usuel. Une solution du problème est envisagée dans l'introduction d'une régulation entre la vitesse de vol et la vitesse de battement.

8.7 Mouvement haut et bas du corps de l'ornithoptère

L'alternance périodique de la portance conduit à un mouvement oscillatoire haut et bas de la masse de la maquette. Le centre de gravité du modèle se meut donc sur une trajectoire pendulaire verticale. Ce mouvement malheureusement n'est pas calculé, au-delà de ce qui l'a été pour les forces résultant de la circulation lors des battements en élévation et en abattée. Les ailes participent aussi au mouvement haut et bas du centre de gravité de l'ensemble. Il s'ensuit une composante verticale supplémentaire du vent qui agit sur l'angle d'incidence. La portance s'en trouve à son tour affectée. C'est le signe d'un couplage entre le mouvement et les efforts verticaux. Si par raison de simplicité on ne se préoccupe pas du déphasage entre le mouvement et les efforts, une portance plus grande conduit à une trajectoire montante et par là à une réduction de l'angle d'incidence. Il s'établit ultérieurement une élévation de la trajectoire, mais plus faible que dans le cas sans couplage.

En plus de cela, le mouvement vertical de la maquette est encore influencé par les forces d'inertie des masses qui la constituent. La maquette volante est vis-à-vis de ces forces un système fermé. Si par exemple la masse partielle « aile battante » se déplace encore vers le haut, une autre masse partielle doit se déplacer vers le bas. Le centre de gravité de l'ensemble de la maquette reste, au contraire de ses parties en mouvement, immuable en position verticale.

Le calcul des différents mouvements verticaux peut à coup sûr se résoudre. Il n'est cependant pas très simple. Il y a là-dessus quelques publications dans la littérature (Hewitt, 1985). Dans la pratique les effets de l'accélération des ailes sur le corps ne se laissent pas distinguer par l'observation de ceux de l'accroissement de la portance aérodynamique. Ces mouvements isolés sont trop faibles. Comme mes ornithoptères n'ont montré jusqu'ici que de faibles mouvements de va et vient vertical, sans importance particulière, je n'ai pas entrepris de recherche théorique plus avancée.

De la série des images suivantes, qui ont été mises l'une à côté de l'autre, fidèles à l'original, on peut conclure que le mouvement vertical de l'ensemble du corps correspond juste à son diamètre. Il en résulte un mouvement pendulaire de la valeur d'un demi- diamètre autour de la position moyenne d'environ 7mm en plus ou en moins.

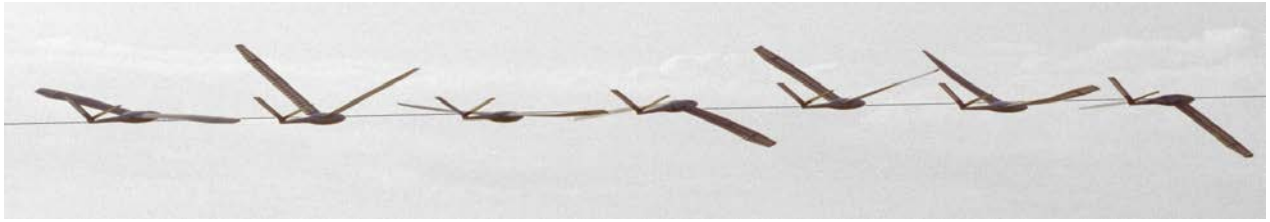


Fig. 8.9 Mouvement vertical de la maquette EV7 avec l'exemple d'une série d'images.

A partir de la longueur connue du corps de l'ornithoptère et de la fréquence des images de la caméra, on obtient la trajectoire et la vitesse de vol. La vitesse du vol dynamique se situe donc à environ 12,1 m/s et la durée d'une période est environ 1,2 seconde. On suppose de plus qu'il ne s'agit pas d'un vol ascensionnel, mais d'un vol horizontal .La légère montée de la ligne moyenne est due à la perspective.

Ces résultats diffèrent en partie nettement de ceux théoriques du EV7. Cet ornithoptère devait avoir une vitesse de vol de 12,4 m/s, une période de battement de 0,6 seconde et une vitesse de montée de 0,3 m/s.

On peut attribuer à l'influence du vent pendant les essais le léger écart des vitesses de vol. La différence des périodes de battement entre la théorie et la pratique pose plus de problème. La tendance à un allongement de la période de battement expérimentale est confirmée par d'autres observations de face. En dépit de cela, la maquette réagissait à une augmentation de la fréquence de battement seulement par un vol en piquer.

Ce comportement est vraisemblablement à attribuer à la torsion réduite des ailes de mes ornithoptères dans la région de la pointe de l'aile (voir photos). De ce fait, les variations maximales possibles de la circulation sont déjà atteintes avec des vitesses de battement relativement faibles. Les forces théoriques nécessaires dans la direction z existent sûrement aussi avec une répartition différente. La poussée totale recherchée suffit pour un vol horizontal. Si on augmente alors la vitesse de battement, l'écoulement décolle et la portance comme la poussée s'effondrent ensemble. Peut-être ce comportement est-il la conséquence de données sur le profil jugées trop optimistes.

Il y a pour mes maquettes la nécessité d'accroître la torsion de l'aile vers la pointe et de satisfaire mieux les prévisions théoriques (voir Fig. 6.12). Les pointes de l'aile déployées en éventail vues ici sur quelques photos ne furent pas encore une expérience tout à fait convaincante sur ce point.

8.8 Inclinaison du plan de battement

Le plan de battement est un plan artificiel que balaie l'axe des y pendant le battement de l'aile. L'inclinaison de ce plan peut se définir de deux façons. Soit on incline l'axe de battement sur l'axe du corps, soit le corps et l'axe de battement sont parallèles et le corps s'incline au cours du vol. Dans ce dernier cas, l'inclinaison du plan de battement est pour ainsi dire flottante. La différence entre les deux éventualités réside dans le comportement de l'angle d'incidence de l'aile. L'angle d'incidence varie avec l'inclinaison dite flottante et non dans l'autre cas. C'est ce dernier cas que l'on retient par la suite.

Si pour les gros oiseaux on projette la pointe de l'aile sur le plan x-z du corps de l'oiseau, sa trajectoire n'est pas toujours perpendiculaire à l'axe des x. Au lieu de cela, elle forme -au moins en première approximation- une ellipse plus ou moins allongée dont le grand axe est lors de l'abattée le plus souvent dirigé du haut en arrière vers le bas en avant – et en sens inverse pour l'élévation.

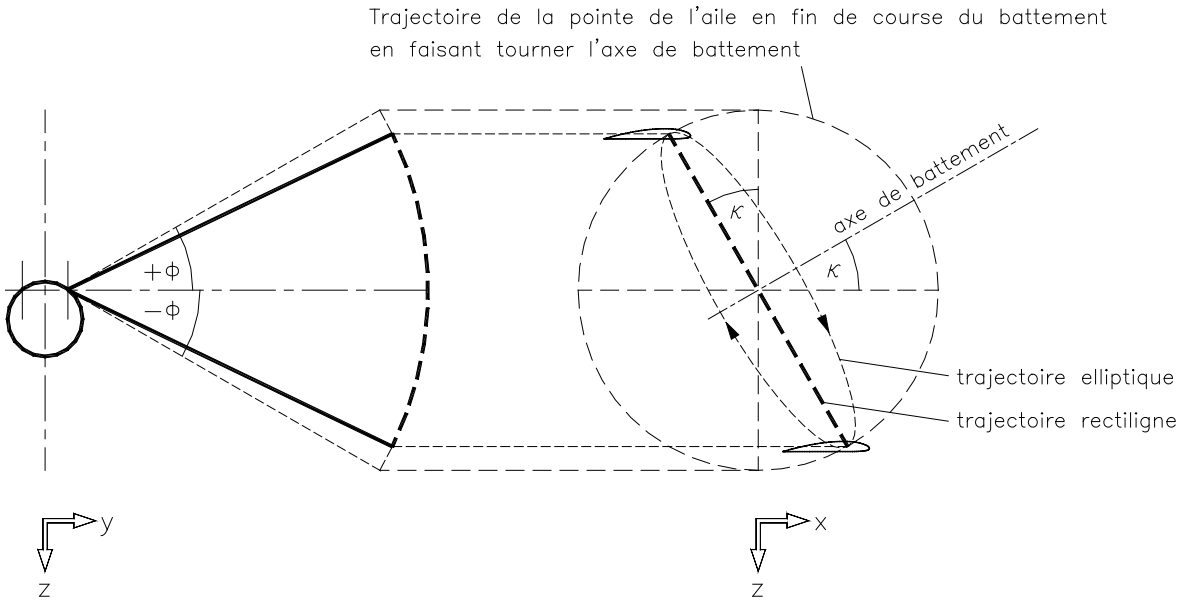


Fig. 8.10 Plan de battement de l'aile dans le cas de son inclinaison par construction

Si on simplifie ce mouvement en annulant le petit axe de l'ellipse, il subsiste le mouvement en ligne droite du haut en arrière vers le bas en avant. Le mouvement supplémentaire négligé d'avant en arrière de la trajectoire elliptique s'introduit sans doute automatiquement. Il résulte d'un accroissement de la poussée et de l'élasticité du longeron de l'aile. Il présente sans doute un avantage aérodynamique insignifiant.

Au début de l'abattée la vitesse du courant d'air s'élève par le mouvement en avant de la pointe de l'aile. L'accroissement de circulation sera plus fort et son maximum sera atteint plus rapidement. A la fin de l'abattée par suite du mouvement de recul de la pointe de l'aile, les tourbillons liés- avant qu'ils ne se détachent- restent plus longtemps dans l'épaisseur de l'aile et sont par là- même mieux utilisés. Ces effets de la trajectoire elliptique ne sont qu'hypothétiques. Jusqu'à présent, seule l'inclinaison de la trajectoire a été examinée par le calcul.

Quelques effets essentiels de cette inclinaison apparaissent sur la figure suivante. On y a représenté les vitesses en un point de l'aile de main. Il y a d'abord la vitesse de vol dynamique v_k et avec l'angle d'inclinaison κ (kappa) la vitesse latérale v_u. Il en résulte la vitesse de la trajectoire v_b soit en sens inverse la vitesse effective v_e du courant d'air sur le profil.

Dans l'exemple présenté, la vitesse de la trajectoire v_b du mouvement de battement est plus forte lors de l'abattée et plus petite lors de l'élévation que la vitesse de l'écoulement v_x. Lors de l'élévation, le changement de direction n'est pas uniforme. On peut facilement se représenter les changements de direction de la vitesse sur la trajectoire à l'aide de l'image vectorielle.

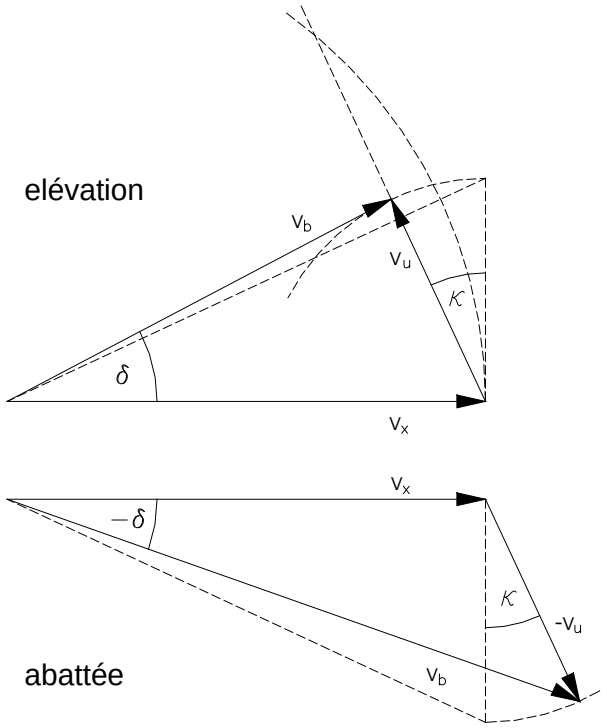


Fig. 8.11 Vitesses en un point de l'aile avec inclinaison du plan de battement.

L'expérience en question débute avec la vitesse latérale v_u nulle lors de l'élévation.

- La vitesse sur la trajectoire correspond dans ce cas à la vitesse de vol v_x
- Sitôt après on a une très petite vitesse latérale v_u. La vitesse sur la trajectoire v_b diminue donc.
- Si la vitesse de battement change un peu comme c'est présenté, les écarts sont faibles sur la vitesse de la trajectoire. Cette vitesse v_b est plus petite que la vitesse de vol v_x.
- Si la vitesse latérale augmente de façon notable, la vitesse de la trajectoire commence à croître lors de l'élévation comme la vitesse latérale.

La diminution préalable de la vitesse v_b résulte des combinaisons imposées entre l'inclinaison du plan de battement et les vitesses latérales. Il est donc tout à fait possible que lors de l'élévation la vitesse du courant d'air à la pointe de l'aile corresponde à la vitesse à l'emplanture – ou même soit plus petite. Les combinaisons de paramètres trouvées concernent néanmoins des valeurs bien extrêmes.

Si l'on prend pour le modèle de calcul κ= 5 degrés par exemple, la vitesse de la trajectoire n'est réduite que d'une façon insignifiante à la pointe de l'aile lors de l'élévation avec une inclinaison positive du plan de battement. La diminution de vitesse du courant d'air réduit de façon insignifiante la traînée de profil. La circulation déjà faible à la pointe de l'aile dans le mouvement en élévation diminue encore davantage. L'influence de l'inclinaison du plan de battement sur les efforts lors de l'élévation est dans l'ensemble relativement faible.

Les changements lors de l'abattée sont en revanche significatifs. Avec l'inclinaison du plan de battement, la vitesse du courant d'air est plus grande notamment dans la région de la main. La circulation déjà élevée augmente davantage en fonction du carré de la vitesse du courant d'air. On obtient une modification corrélative positive des forces sans avoir recours à étendre le domaine de fonctionnement c_a du profil.

Avec l'inclinaison du plan de battement, l'angle δ de la trajectoire d'un point de l'aile avec la direction du vol change aussi. Cet angle augmente lors de l'élévation – représentation Fig. 8.11- d'abord faiblement, puis il devient plus petit (v_b sur l'arc de cercle de rayon v_u). Lors de l'abattée, il devient toujours plus petit, au moins pour un angle positif κ de l'inclinaison du plan de battement. Comme on le voit sur la

figure 1.2 la diminution de l'angle δ a des effets négatifs sur la poussée. Avec κ=90° et corrélativement δ=0 il n'y a plus de poussée. On peut aussi s'en convaincre à partir de la figure 8.10. Si l'aile se meut en battant seulement en avant et en arrière, la portance seule est influencée.

De ce qui précède on peut conclure qu'entre 0 et 90° de l'angle d'inclinaison du plan de battement il y aura un maximum de la production de poussée. On peut encore déduire des résultats concrets des calculs correspondants. On utilise les expressions suivantes :

vitesse de l'écoulement $$v_{e(y)} = \sqrt{v_K^{\,2} + v_{u(y)}^{\,2} - 2 \cdot v_K \cdot v_{u(y)} \cdot \sin\kappa \cdot \cos\phi_{(t)}} \qquad (8.8)$$

inclinaison de la trajectoire $$\delta_{(y)} = \operatorname{asin}\left(\frac{v_{u(y)}}{v_{e(y)}} \cdot \sqrt{1 - \cos^2\varphi \cdot \sin^2\kappa}\right) \qquad (8.9)$$

moment de battement $$M_{S[y]} = y \cdot \left(F_{AF[y]} \cdot \cos\kappa + [F_{Wix[y]} + F_{Wpx[y]}] \cdot \sin\kappa\right) \qquad (8.10)$$

puissance de l'aile $$P_{(t)} = M_{S(t)} \cdot \omega_{(t)} \qquad (8.11)$$

énergie des accus $$E_{Batt} = U \cdot n_{Batt} \cdot Kap \cdot 3600 \quad [Ws] \qquad (8.12)$$

durée du vol dynamique $$t_K = \frac{E_{Batt} \cdot \eta_A}{P} \qquad (8.13)$$

Dans le cadre du modèle de calcul, l'inclinaison du plan de battement varie entre -30° et +30° et le résultat est présenté sur les deux diagrammes suivants.

Le premier diagramme montre les paramètres choisis qui conduisent aux résultats ultérieurs. Il y a d'abord le nombre de circulation de l'abattée (celui de l'élévation est maintenu constant, $c_{\Gamma 1}$=0). Ce nombre de circulation est choisi aussi grand que possible de façon systématique pour chaque valeur de l'inclinaison κ– dans le cadre du domaine de fonctionnement du profil.

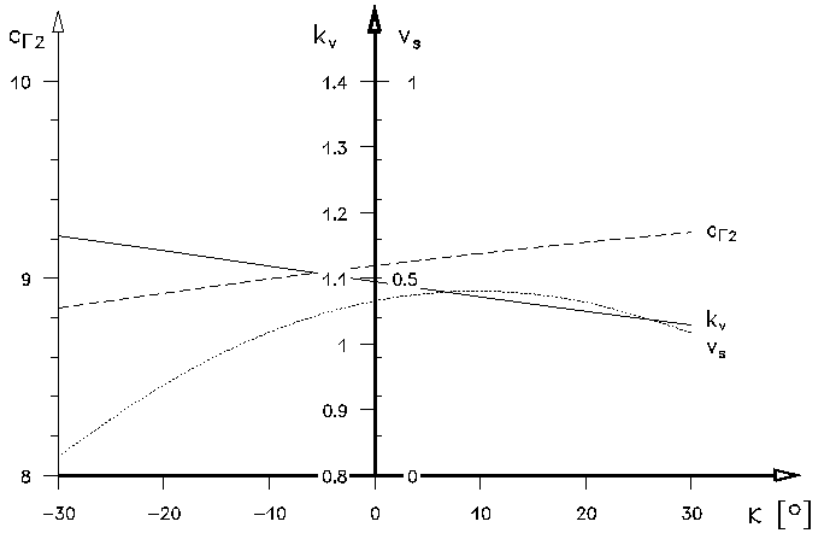


Fig 8.12 Evolution des nombres de circulation $c_{\Gamma 2}$ de l'abattée et variables pour établir l'équilibre des forces

dans la direction z la vitesse ascensionnelle v_s

dans la direction x le facteur de vitesse de vol k_v

en fonction de l'inclinaison κ du plan de battement.

Comme on le voit, le nombre de circulation $C_{\Gamma 2}$ peut toujours augmenter avec l'accroissement de l'inclinaison du plan de battement. Cela signifie une augmentation continue et un déplacement de la circulation vers la pointe de l'aile Dans le domaine de la main, la circulation peut être transformée en propulsion vers l'avant, c'est-à-dire en poussée par suite de la forte inclinaison de la force transversale.Avec le nombre de circulation maximum on recherche finalement un équilibre des forces dans les directions x et z.

Comme paramètres pour établir l'équilibre des forces, on a choisi la vitesse ascensionnelle v_s dans la direction x et le facteur de vitesse k_v dans la direction x. Un résultat essentiel est que la vitesse ascensionnelle du vol dynamique v_s montre le maximum atteint pour la production de poussée. Il se situe dans l'exemple de l'aile battante pour un angle κ du plan de battement d'environ 10°. Le maximum est sans doute relativement peu accentué. Par rapport à κ=0, la vitesse ascensionnelle ne s'élève que d'environ 5 cm/s pour κ=10°.

Il ressort simultanément de la figure suivante des données du vol que cette élévation n'est pas acquise gratuitement. En même temps que la vitesse ascensionnelle il faut augmenter la puissance du vol de battement P_k. Avec une dépense énergétique fixée, l'altitude h_s atteinte par l'hornithoptère est quand même maximale avec l'inclinaison de 10°.

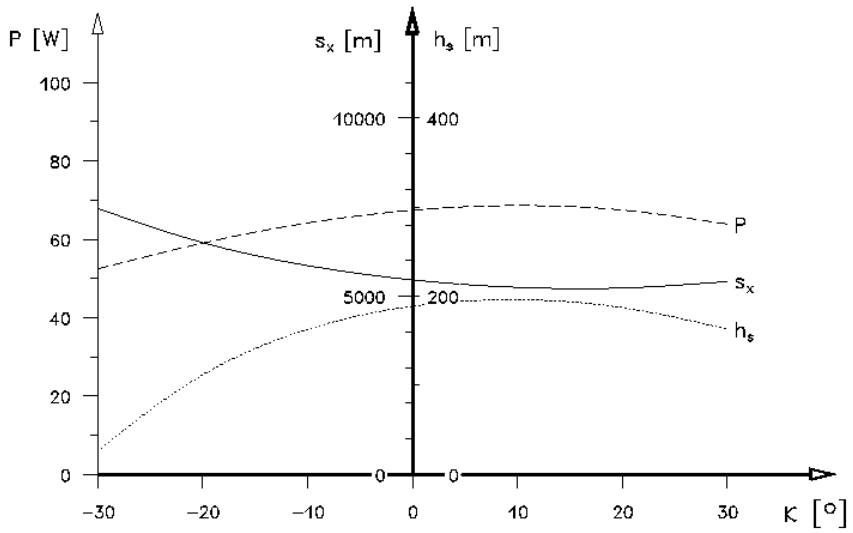


Fig. 8.13 distance de vol s_x, altitude h_s et puissance dépensée P_k en fonction de l'inclinaison du plan de battement

De façon inverse de même que l'altitude de vol h_s croît, la distance parcourue s_x diminue. La durée du vol est toujours plus petite avec l'accroissement de la puissance. L'étendue du vol dépend de la vitesse de vol.

Comme on peut en juger sur la figure 8.12, le facteur de vitesse k_v doit être adapté au nombre de circulation de l'abattée pour maintenir correctement l'équilibre des forces. La vitesse du vol dynamique et l'étendue s_x du vol (Fig. 8.13) augmentent toujours avec la diminution de l'inclinaison du plan de battement. C'est un avantage pour obtenir une plus grande étendue.

La question de savoir pourquoi les oiseaux pour couvrir de grandes étendues ne pratiquent pas l'inclinaison négative du plan de battement, c'est à dire le mouvement d'en haut en avant vers le bas en arrière, ne trouve pas facilement sa réponse sur les figures précédentes. De plus la puissance de propulsion diminue encore toujours. Il faut avoir à l'esprit que d'autres paramètres non décrits ici peuvent jouer un rôle. N'ont pas été non plus explorées toutes les possibilités du calcul. Il n'existe en outre à ma

connaissance d'observation d'inclinaison du plan de battement qui contredise le résultat du calcul que dans le cas du vol sur place de petits oiseaux.

On peut naturellement modifier l'inclinaison du plan de battement sans maintenir l'équilibre des forces. La somme de toutes les forces dans les directions x et z est modifiée de façon telle qu'elle apparaît sur la figure 9.8 du chapitre suivant. Là aussi, il faut reconnaître le maximum de la production de poussée.

La dépense pour construire le dispositif de propulsion de l'ornithoptère s'élève notablement avec l'introduction dans le corps du bâti incliné de la propulsion.

Il reste à voir si cela vaut la peine en général de fonctionner avec une inclinaison du plan de battement vu les faibles écarts de dépense d'énergie mise en jeu dans le vol. La décision est toutefois influencée positivement par une propriété de l'inclinaison, qui n'a pas été abordée jusqu'à présent. Il s'agit de la configuration de la transition aile- corps.

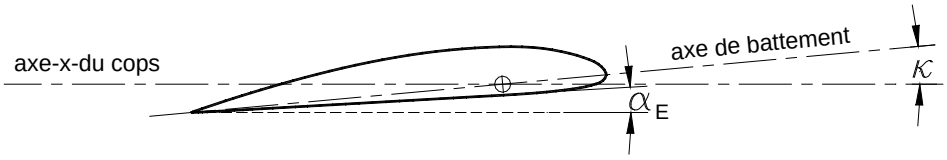


Fig. 8.14 Coïncidence de la position du bord de fuite du profil avec l'axe de battement dans la transition aile- corps avec inclinaison du plan de battement

En règle générale le bord de fuite se trouve nettement en dessous du nez du profil du fait de l'angle d'incidence α_E. Avec l'inclinaison du plan de battement l'axe de battement se trouve au-dessus du bord de fuite de l'aile. De cette façon, pendant tout le mouvement de battement une jonction avec le tronc est possible sans hiatus et bien profilée. Cet avantage en particulier m'a incité à adopter l'inclinaison positive pour quelques-uns de mes modèles à ailes battantes.

Les résultats du calcul et les diagrammes présentés ici pour une inclinaison du plan de battement sont sans doute à regarder avec précaution. Avec une inclinaison du plan de battement, l'angle d'incidence géométrique α_{E0} à l'emplanture change aussi avec l'angle de battement κ. On peut facilement se représenter cela en prenant pour l'angle de battement une valeur extrême élevée. L'inclinaison du plan de battement doit par exemple correspondre à l'angle d'incidence géométrique à l'emplanture, donc avoir environ la valeur de 5°. Si on débat maintenant l'aile de 90° vers le haut, l'angle d'incidence géométrique vis-à-vis du courant d'air devient nul. La même chose se produit avec un débattement de 90° vers le bas. Un redressement du tronc sur la direction du vol a le même effet.

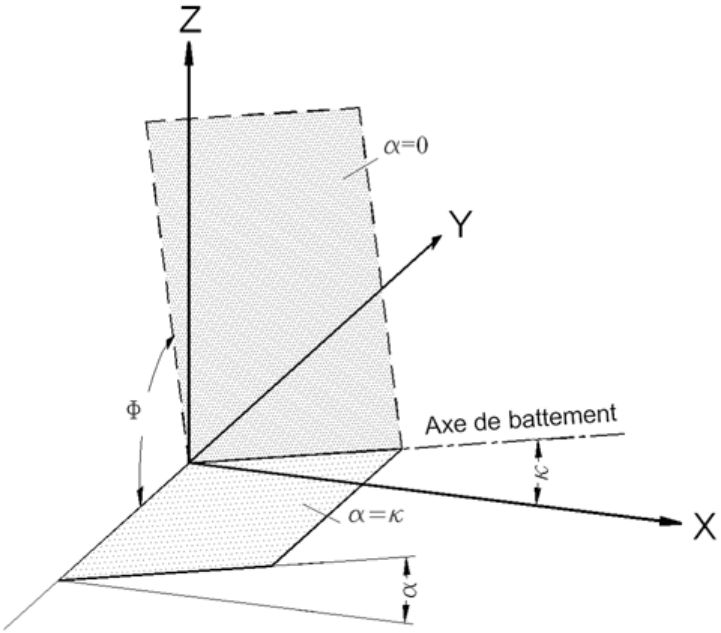


Fig. 8.15 Exemple montrant la dépendance de l'angle d'incidence α vis à vis de l'angle de battement ϕ avec une inclinaison du plan de battement (ici avec α=κ pour ϕ=0° et pour ϕ=+90°).

On peut modifier davantage l'influence de l'inclinaison du plan de battement sur l'angle d'incidence en inclinant par exemple vers l'intérieur l'axe de battement en avant du corps. Dans la position haute de l'aile l'angle d'incidence se trouve augmenté – il est diminué dans la position basse. Avec l'inclinaison vers l'extérieur de l'axe de battement, on a l'effet inverse.

Le souci de conserver constant l'angle d'incidence à l'emplanture est à la base des équations utilisées. Si cet angle change, les équations ne sont plus valables (Eq. 2.4 avec Eq. 2.30 ou 2.32). Le modèle de calcul utilisé ici ne peut donc décrire les changements de circulation entraînés par une inclinaison du plan de battement. Ce n'est que pour de petites inclinaisons du plan de battement que l'on peut saisir les tendances dues à ces changements.

9 Equilibre des forces

Quand il s'agit de l'équilibre des forces dans le vol stationnaire d'un ornithoptère, il s'agit en fait de l'équilibre des impulsions. Ce sont les équilibres des produits des forces par le temps d'action de ces forces, au cours duquel elles varient individuellement. Il est néanmoins peu intuitif d'envisager l'impulsion. On est habitué à penser en matière de forces. Les différentes impulsions des forces se transposent sur le plan pratique en forces moyennes, dont la valeur reste constante au cours d'un battement. De cette façon, on peut alors parler à nouveau d'équilibre des forces.

Déjà dans les applications pour la construction des ornithoptères, il est avantageux de pouvoir évaluer la force avec laquelle l'ornithoptère va réagir à diverses perturbations - à partir d'un vol stationnaire et linéaire-. Les diagrammes suivants ont été établis par le calcul pour avoir au moins une idée théorique de la question. Ils montrent les variations de la somme des forces dans les directions x et z avec la modification d'un paramètre des données d'entrée (sur l'axe horizontal des diagrammes) au voisinage de l'équilibre des forces. On n'a pas là les changements absolus dans leurs fondements, mais une première approche des changements relatifs des divers résultats les uns vis-à-vis des autres. C'est pour cela que l'on a choisi une même échelle en ordonnée des diagrammes. La comparaison des différentes évolutions des fonctions montre quel paramètre on modifie pour agir au mieux dans le bon sens sur la poussée et la portance.

Il faut faire attention néanmoins à ce que dans le programme de calcul seul varie le paramètre concerné. Dans la pratique la plupart du temps plusieurs paramètres changent. Si donc par exemple l'angle de battement s'accroît, il en est aussi de même de la durée de la période de battement. Ce n'est pas le cas avec le modèle de calcul.

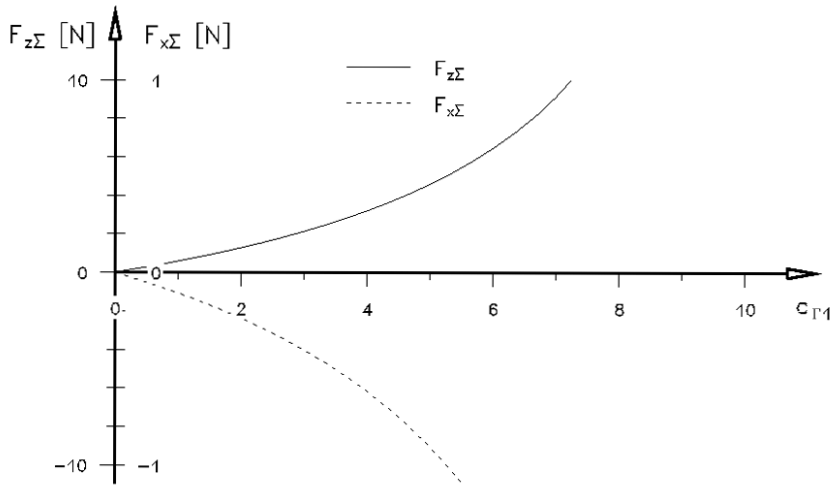


Fig. 9.1 Variation du nombre de circulation de l'élévation $c_{\Gamma 1}$

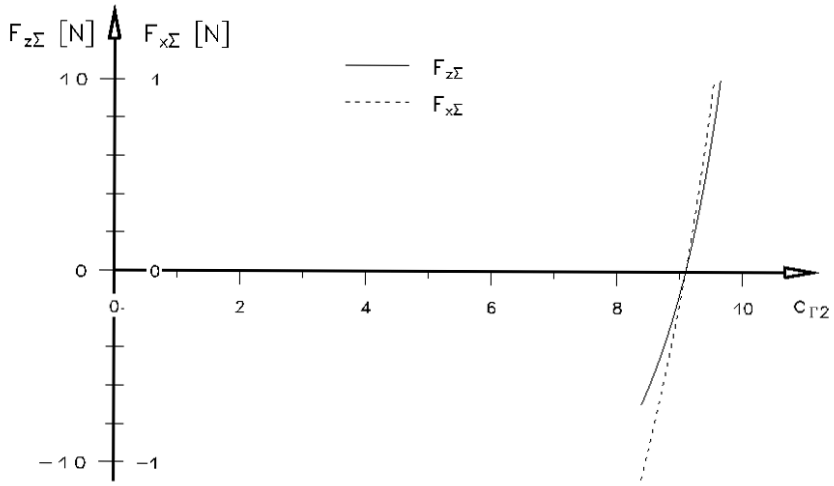


Fig.9.2 Variation du nombre de circulation de l'abattée $c_{\Gamma 2}$

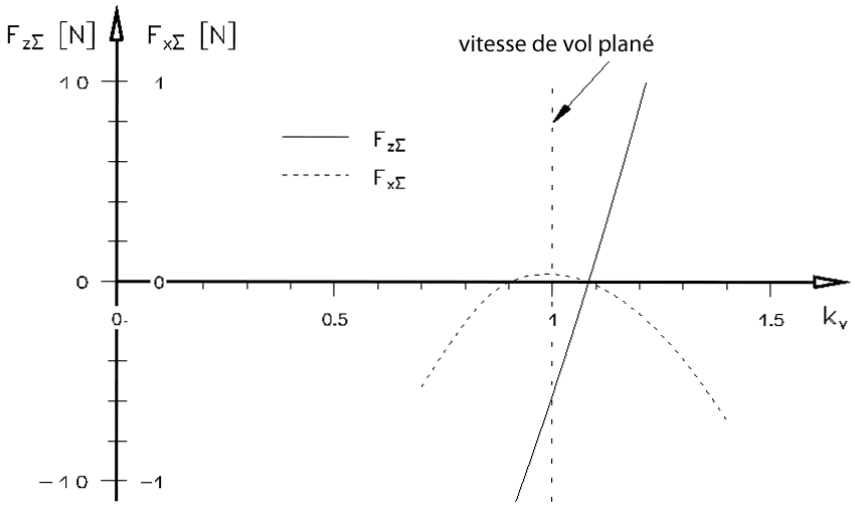


Fig.9.3 Variation du facteur de vitesse k_v (v_K/ v_G)

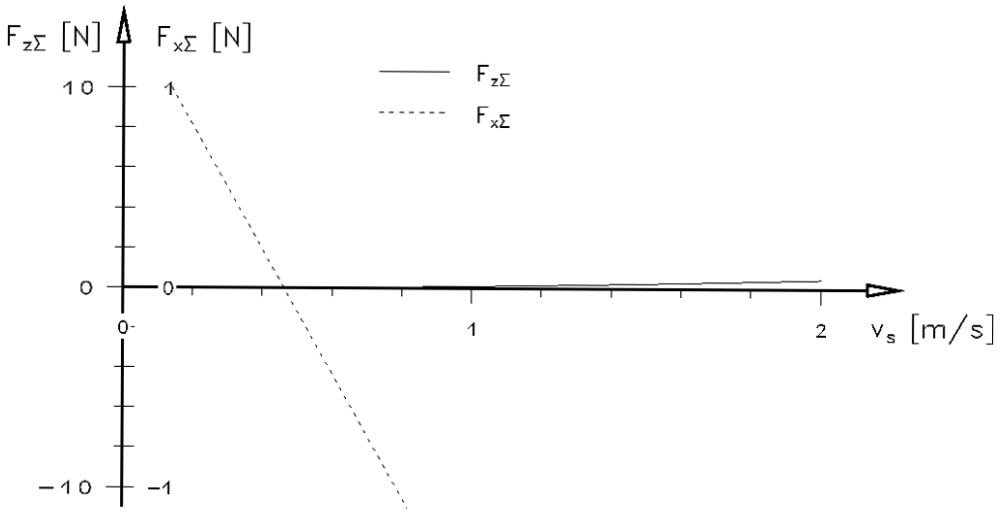


Fig.9.4 Variation de la vitesse ascensionnelle en vol dynamique v_s

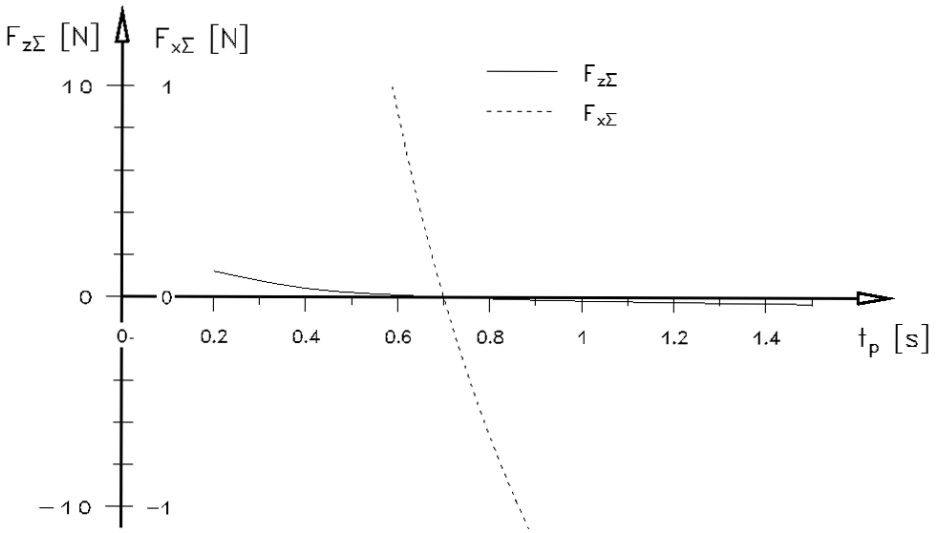


Fig.9.5 Variation de la période de battement t_p

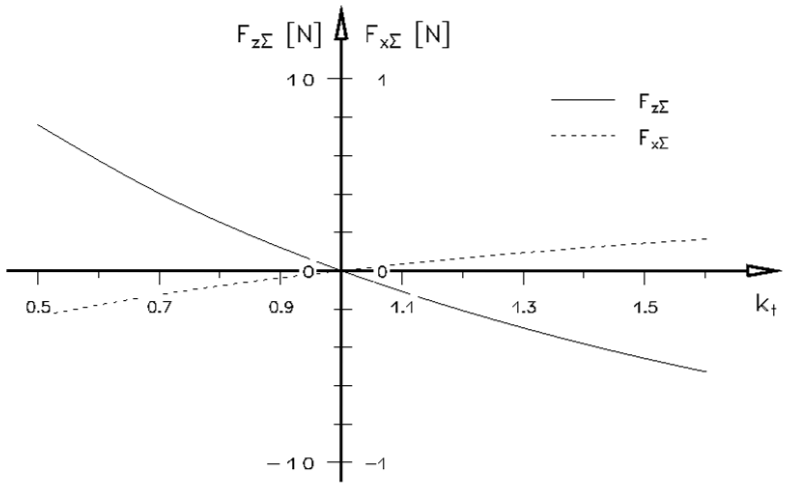


Fig.9.6 Variation du rapport des temps de battement k_t (t_1/ t_2)

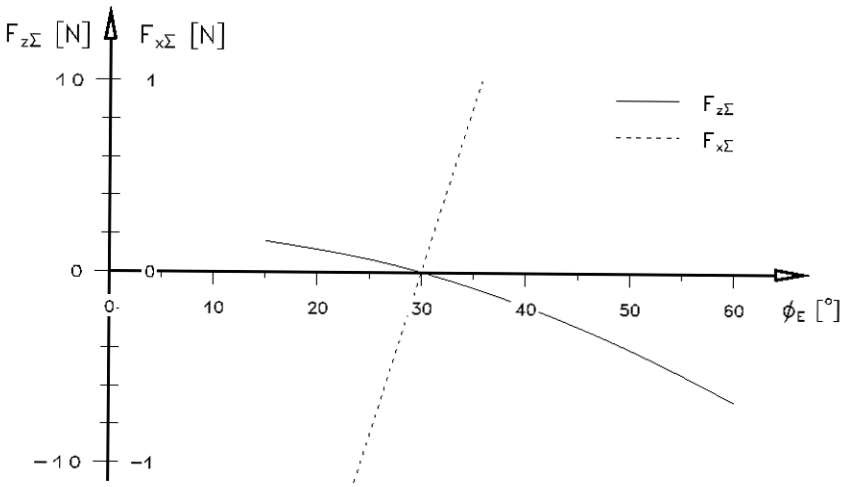


Fig.9.7 Variation de l'angle de battement en fin de course Φ_E

On distinguera les effets sur l'équilibre des forces présentés sur les deux premières figures 9.1 et 9.2 des différents nombres de circulation en particulier dans l'optimisation du vol horizontal. En vol ascensionnel par contre on doit toujours s'efforcer d'utiliser au maximum les données du profil. Comme paramètre de variation pour les performances ascensionnelles les nombres de circulation sont à peine à considérer.

Pour trouver dans la pratique du vol l'équilibre des forces suivant z, il est opportun – comme on peut le voir sur la figure 9.3 – de modifier le facteur de vitesse k_v. Avec assez de poussée en réserve on peut employer aussi pour trouver l'équilibre le rapport des temps de battement de la figure 9.6.

La poussée en revanche – suivant la position du problème- se présente au mieux à partir de la durée de la période de battement ou de la vitesse ascensionnelle (voir Fig. 9.4 et 9.5). Seulement avec l'emploi d'un dispositif de propulsion approprié il y a lieu de se préoccuper pour cela de l'angle de fin de course du battement (Fig. 9.7).

Annexes

A Modèle de calcul

Un programme de calcul adapté à l'aile battante a été développé sur la base des équations établies jusqu'à présent pour des conditions quasi-stationnaires. Le calcul des efforts sur l'aile résulte de la méthode par bandes déjà appliquée par Otto Lilienthal. L'aile est découpée par la pensée en étroites bandes suivant la direction du vol. Les forces appliquées à l'une de ces bandes sur l'aile à la distance y de l'emplanture de l'aile sont facilement déterminées par les équations – sous couvert des données propres aux profils-. La résultante des forces individuelles est obtenue par intégration numérique que les moyens actuels de calcul fournissent sans grand investissement.

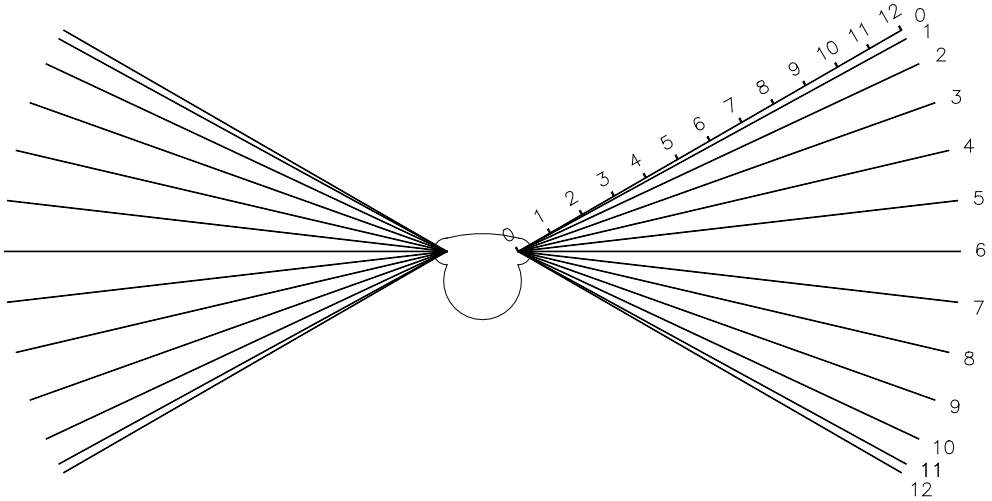


Fig.A.0 Coupe simplifiée d'un ornithoptère avec les positions successives de l'aile à « n » intervalles de temps égaux.

Les valeurs sur chaque bande sont d'abord calculées séparément le long de l'envergure dans chaque position « n » de l'aile et intégrées dans l'espace. On termine par l'intégration des n valeurs de chaque position - séparément pour l'élévation et pour l'abattée – au cours du temps pour la durée totale d'un mouvement. On additionne enfin les deux valeurs relatives à chaque mouvement pour avoir la valeur moyenne sur la période du battement.

Avec ces éléments on calcule les données qui constituent tout un vol. Ci- après sont consignés les paramètres d'entrée les plus importants ainsi qu'un choix des résultats du calcul et des diagrammes pour l'exemple d'ornithoptère désigné comme « modèle de calcul ».

La base du modèle de calcul fut le programme « Multigraf » de la Firme G-LOGIC Software GmbH, Heidelberg. Tous les diagrammes montrés ici furent aussi établis avec ce programme. Multigraf travaillait sous le système MS-DOS.

Malheureusement cela ne peut être fourni sur tout le cours du calcul. La description de toutes les équations, des algorithmes de calcul et de la gestion des données serait tout simplement trop volumineuse. De plus, il faut seulement ici introduire la discussion des équations de base sur lesquelles est établi le programme de calcul.

Paramètres d'entrée

Modèle de calcul

nombre de points de calcul par demi- envergure et par phase de mouvement de battement	n	12	

Vol plané

masse de la maquette	m_M	4,00	lg
envergure	b	2,8	m
allongement de l'aile (surface rectangulaire)	Λ	10	
coefficient de portance moyen	c_{amG}	0,6	
coefficient de traînée résiduelle	c_{wr}	0,020	
nombre caractéristique de circulation	$c_{\Gamma G}$	8,00	

Aile

profil d'aile, données (Althaus, 1980)	CLARK Y (11,7)		
angle de portance nulle	α_0	-2,8	degrés
angle tangente à l'intrados/ corde théorique	σ	2,0	degrés
minimum admissible du coefficient de portance	c_{amin}	-0,25	
maximum admissible du coefficient de portance	c_{amax}	1,05	
masse des deux demi-ailes	m_F	0,800	kg
distance du centre de gravité de la demi- aile à l'articulation de battement	r_{mF}	0,62	m
moment d'inertie	J_F	0,6	kg/m^2

Vol dynamique

nombre de circulation de l'élévation	$c_{\Gamma 1}$	0		
nombre de circulation de l'abattée	$c_{\Gamma 2}$	9,063		
facteur de vitesse de vol dynamique/plané	k_v	1,09		
vitesse ascensionnelle	v_s	0,44	m/s	
durée d'une période	t_p	0,70	s	
rapport des temps de battement élévation/abattée	k_t	1,0		
angle de fin de course de battement (à partir du milieu du battement)	ϕ_E	±30	degrés	
inclinaison du plan de battement	κ	0	degrés	
numéro d'ordre du point de référence du calcul de l'accélération	i_b	4		*)
accu - nombre de cellules	n_{Batt}	8		
accu - tension d'une cellule	U	1	V	
accu - capacité	Kap	2	Ah	
rendement du dispositif de propulsion	η_A	0,50		

*) On établit l'allure de la force avec le temps d'accélération $t_B = i_b/n \cdot t_N$, ici $t_B = 4/12 \cdot t_N$. Voir Fig.8.3 $t_B = 1/3 \cdot t_N$

Traduction Jean-Louis Solignac

Résultats pour le vol plané

Mesures propres à la maquette

surface de l'aile	A	0,78	m^2
profondeur moyenne de l'aile	l_m	0,280	m
demi- envergure	s	1,400	m
charge alaire	p_A	5,1	kg/m^2
poids de la maquette	F_{GM}	39,2	N
poids des deux demi- ailes	F_{GF}	7,8	N

Valeurs à l'emplanture de l'aile

profondeur de l'aile	$l_{(0)}$	0,280	m
nombre de Reynolds	$Re_{G(0)}$	223.000	
coefficient de portance	$ca_{G(0)}$	0,76	
angle d'incidence de la corde du profil	$\alpha G_{(0)}$	5,2	degrés
angle de la vitesse induite	$\alpha iG_{(0)}$	1,1	degrés
angle d'incidence géométrique (axe- x/tangente à l'intrados)	$\alpha EG_{(0)}$	4,3	degrés

Vol plané

coefficient de traînée induite	c_{wiG}	0,011	
coefficient de traînée de profil	c_{wpG}	0,010	
coefficient de traînée totale	c_{wgesG}	0,041	
circulation moyenne	Γ_{mG}	0,980	m^2/s
distance à l'emplanture du centre de pression (rapportée à la demi- envergure « s »)	$y_{\Gamma G}$	0,424	
vitesse de vol	v_G	11,7	m/s
vitesse de descente	v_{sG}	0,81	m/s
finesse de la maquette (v_G/ v_{sG})	ε	14,4	
puissance perdue	P_{VG}	31,6	W

Résultats du vol dynamique

Constantes dynamiques

vitesse	v_K	12,8	m/s
angle de battement à l'instant t_B	ϕ_b	16,8	degrés

Constantes sur une phase du battement

		élévation	**abattée**	
distance à l'emplanture du centre de pression (rapportée à la demi- envergure « s »)	y_Γ	0,00	0,48	
facteur de circulation	k_Γ	0,29	1,71	
durée de l'accélération	t_b	0,12	0,12	s
vitesse angulaire (valeur maximale)	ω	3,9	-3,9	rad/s
torsion de l'aile	$V_{\Delta\alpha}$	7,5	-9,3	degrés/m
pas ou tau de progression v_x/ v_u	λ	2,3	2,3	
force centrifuge maximale	F_{rBmax}	3,9	3,9	N

Valeurs moyennes sur une phase du battement

			élé-vation	**vol plané**	**abat-tée**	
portance		F_{AM}	15,9	39,0	62,5	N
traînée induite		F_{Wi}	0,56	0,75	1,92	N
traînée de profil		F_{Wp}	1,07	0,65	0,95	N
poussée		F_S	-1,99	-1,40	7,84	N
moment	- aérodynamique	M_{Schla}	3,8	23,1	43,5	Nm
	- pondéral	M_{SchlF}	-4,6	-4,9	-4,6	Nm
	- total	$M_{Schlges}$	-1	18	39	Nm
puissance (dépensée)	- aérodynamique	P_a	-3,9	-32	139	W
	- élévation de l'aile	P_{mF}	13,9	0	-13,9	W
	- totale	P_{ges}	10	-32	125	W
rendement de battement		η_S	0,13	0	0,65	

Vol dynamique

énergie des accus	E_{Batt}	57.600	Ws
puissance moyenne de l'aile	P_K	67	W
puissance moyenne de motorisation	P_{Mot}	135	W
rendement du vol dynamique	η_K	0,51	
angle d'inclinaison de la trajectoire de montée	γ	2,0	degrés
altitude de montée	h_s	189	m
étendue du vol	s_x	5.500	m
durée du vol	t_K	430	s
torsion de l'aile	$V_{\Delta\alpha}$	17	degrés/m

Diagramme

Pour décrire plus complètement les données relativement complexes du programme de calcul, on présente sous forme de courbes l'allure des principaux paramètres. Tant qu'il s'agit de leur évolution le long de la demi-envergure, la représentation en est donnée à l'instant du mouvement de battement correspondant au passage par le point milieu. Les figures sont explicites.

Voici d'abord la représentation de deux allures qui caractérisent le mouvement de battement

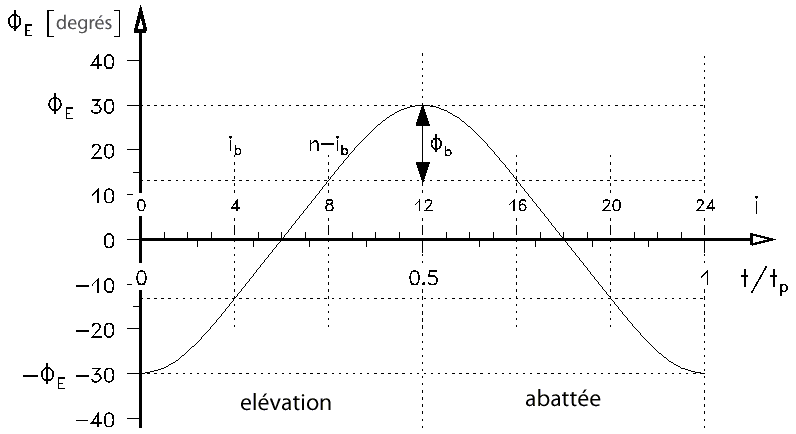


Fig. A.1 Evolution temporelle de l'angle de battement $\phi_{(t)}$

Un tiers du temps au début et à la fin du mouvement est employé pour l'accélération de la masse de l'aile ($n = 12$, $i_b=4$)

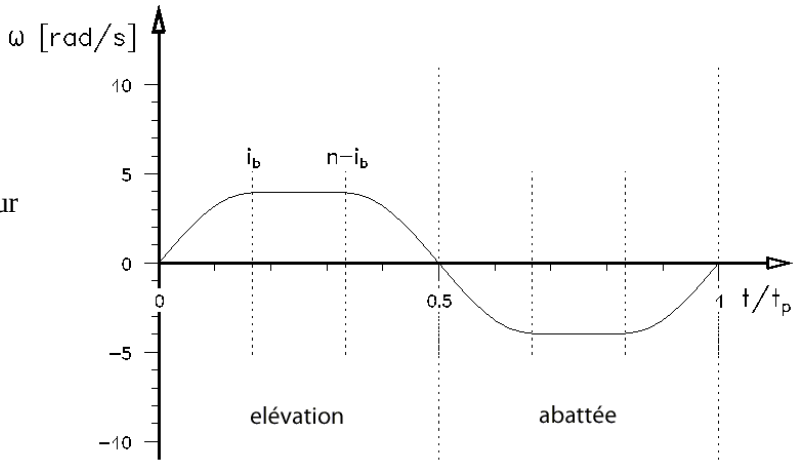


Fig.A.2 Evolution temporelle de la vitesse angulaire $\omega_{(t)}$

Les coefficients de portance de la figure 6.2 proviennent de cette répartition de circulation

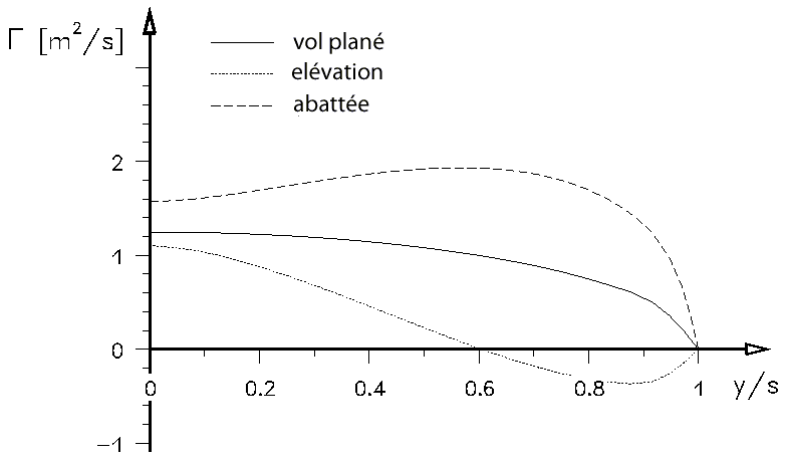


Fig. A.3 répartition de la circulation $\Gamma_{N(y)}$ le long de la demi- envergure

Cette figure révèle les rapports des traînées induites des phases individuelle du battement.

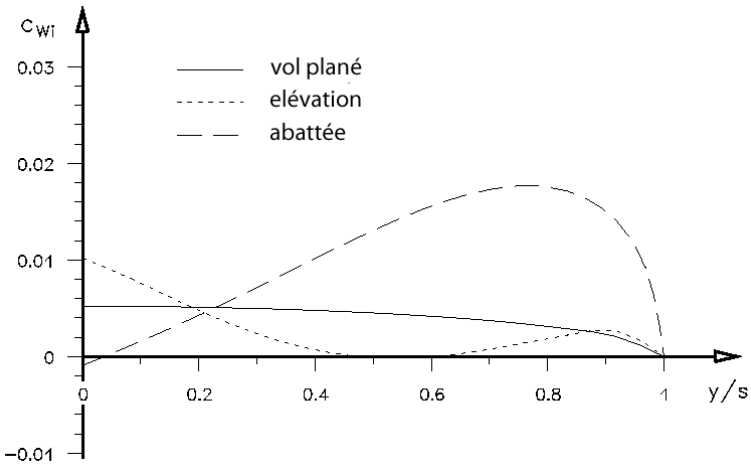


Fig. A.4 Coefficient de traînée induite $c_{wi(y)}$

Les traînées de profil des phases individuelles du battement sont sensiblement égales

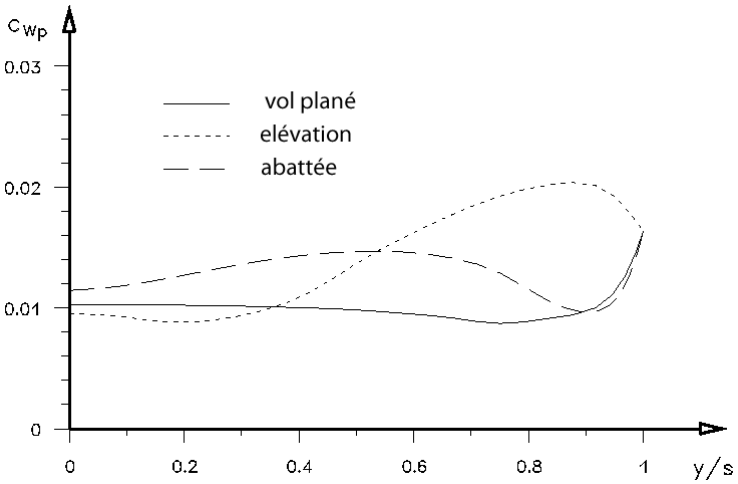


Fig.A.5 Coefficient de traînée de profil $c_{wp(y)}$

On peut voir ici le rapport des poussées entre l'élévation et l'abattée

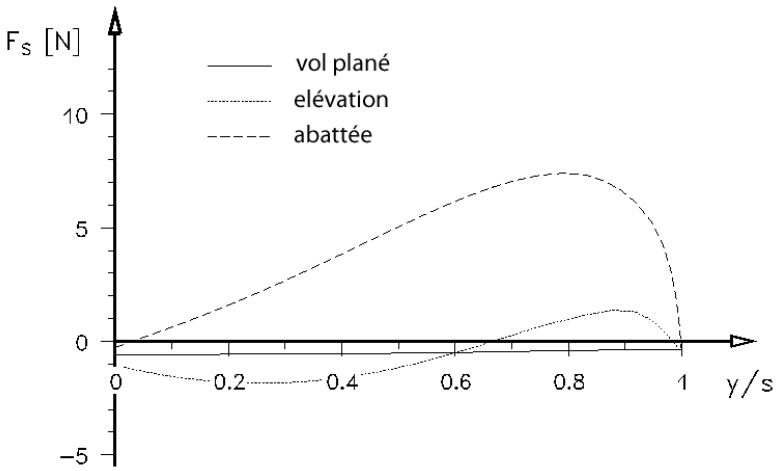


Fig. A.6 Poussée $F_{S(y)}$

On montre ici le moment par rapport à l'origine des forces aérodynamiques distribuées le long de la demi-envergure.

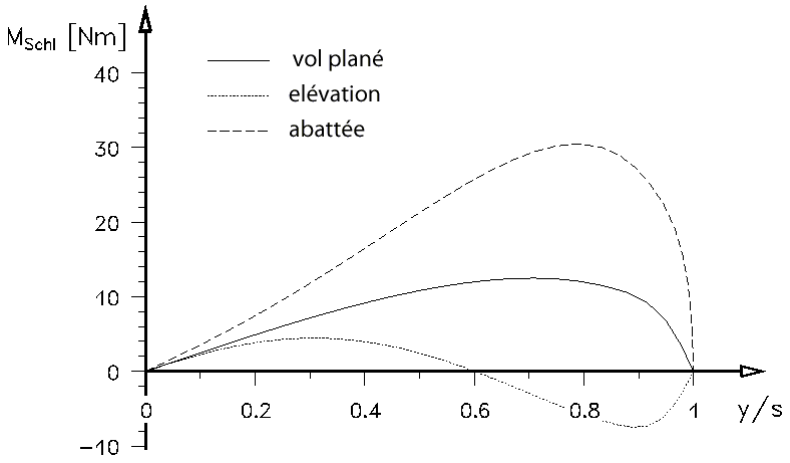


Fig. A.7 Moment de battement $M_{Schla(y)}$ des forces aérodynamiques

La torsion dans chaque phase du battement évolue de façon à peu près symétrique autour de la valeur nulle. On reconnaît en extrémité de l'aile une augmentation notable (voir Fig. 6.13 l'évolution de l'angle d'incidence géométrique α_E). A titre de référence, est aussi représentée l'évolution de l'angle δ de la trajectoire du point concerné de l'aile avec la direction du vol

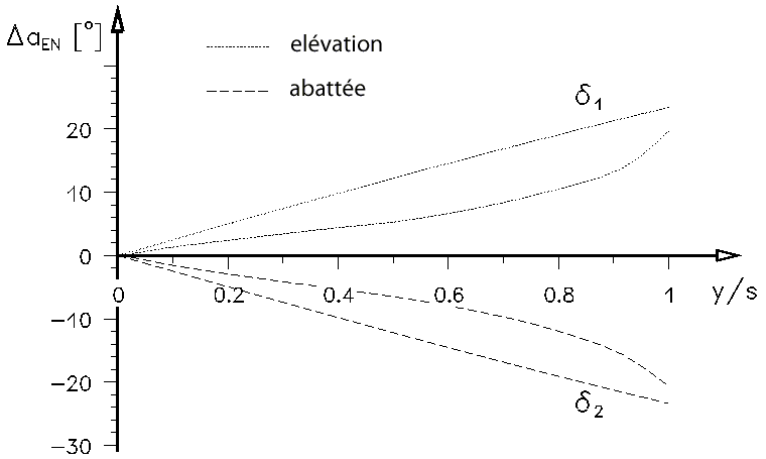


Fig. A.8 Torsion de l'aile $\Delta\alpha_{E(y)}$

La portance de l'aile dans les fins de course du mouvement de battement est supérieure à celle du vol plané (représentée en tirets) par suite de la plus grande vitesse de vol.

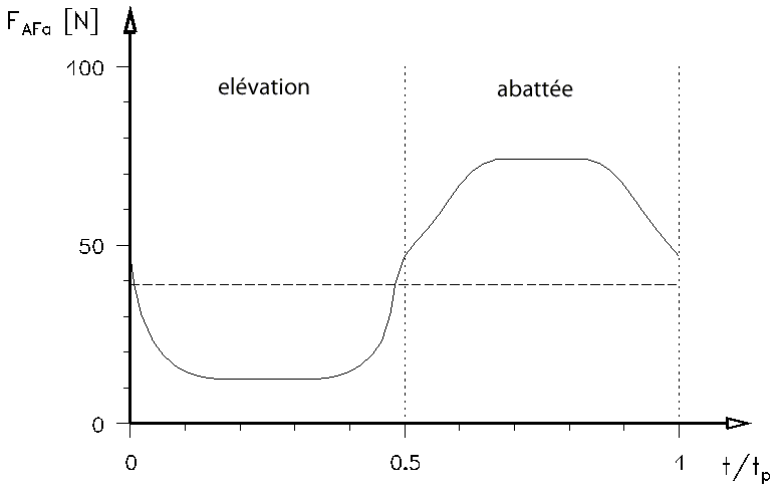


Fig. A.9 Portance aérodynamique $F_{AFa(t)}$ rapportée à l'aile au cours d'une période de battement

Dans les fins de course- avec un court temps d'arrêt de l'aile- on a pour le modèle de calcul la répartition de circulation du vol plané. De ce fait, on a d'abord dans le domaine des fins de course de l'élévation une traînée plus grande qu'au milieu du mouvement.
(ll ne s'agit ici que de la traînée de l'aile)

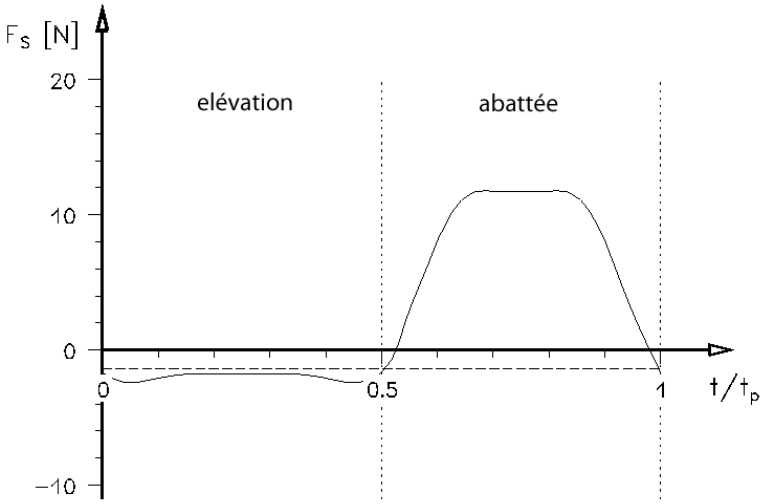


Fig.A.10 Poussée $F_{S(t)}$

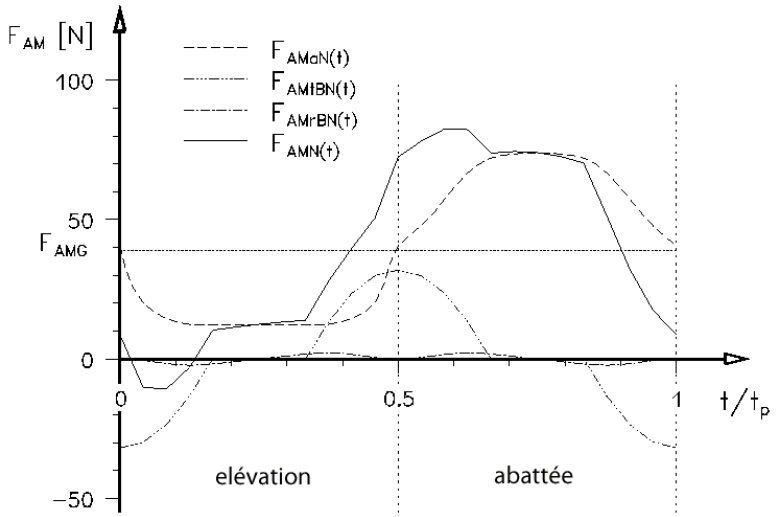


Fig.A.11 portance de la maquette $F_{AM(t)}$ pendant une période de battement

F_{AMa}	portance du modèle – forces aérodynamiques
F_{AMtB}	portance du modèle – force d'inertie tangentielle de la masse de l'aile
F_{AMrB}	portance du modèle – force d'inertie radiale de la masse de l'aile
F_{AM}	portance du modèle – total

La portance F_{AM} est rapportée à l'ensemble de la maquette et prend en compte – à la différence de la portance de l'aile F_{AF} envisagée plus haut- les changements de position de l'aile.

La portance due à l'accélération radiale de l'aile est négligeable pour le petit angle de battement choisi. De plus, elle est à peu près nulle sur une période de battement, comme celle qui est due à l'accélération tangentielle de l'aile. Au milieu d'une période de battement seule est donc efficace la portance due aux efforts aérodynamiques F_{AMa}. La portance due aux forces d'inertie est donc pratiquement insignifiante dans la vision simplifiée des choses envisagée ici.

Le moment de battement qui vient de l'accélération tangentielle se trouve être du même ordre de grandeur que celui des forces aérodynamiques. Il faut donc le prendre en compte lors de l'évaluation de la propulsion – quand on n'utilise pas de ressort de fin de course-.

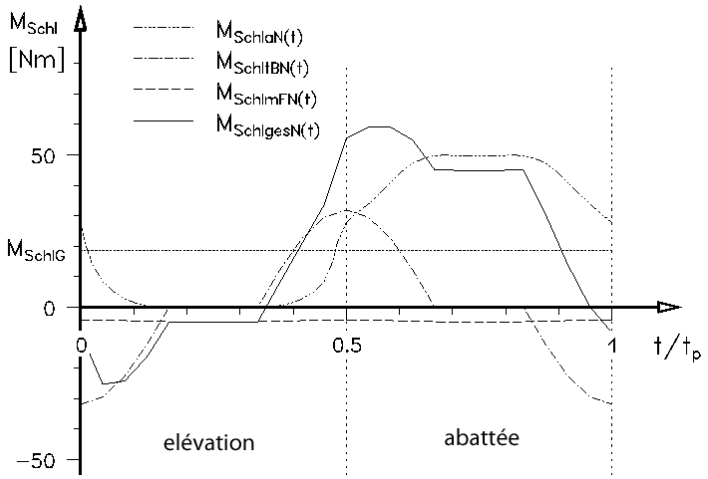


Fig. A.12 Moment de battement $M_{Schlag(t)}$ durant une période de battement

M_{Schla} moment des forces aérodynamiques

M_{Schltb} moment de la force d'inertie tangentielle de l'aile

M_{SchlmF} moment du poids de l'aile

$M_{Schlges}$ moment total de l'aile

Pour calculer la puissance de battement, il faut en plus du moment la direction du battement et la vitesse angulaire. A cause de celle-ci, le maximum de puissance se trouve décalé par rapport à celui du moment. La puissance due à la force de pesanteur sur la masse de l'aile P_{mF} est sur cet exemple encore presque négligeable.

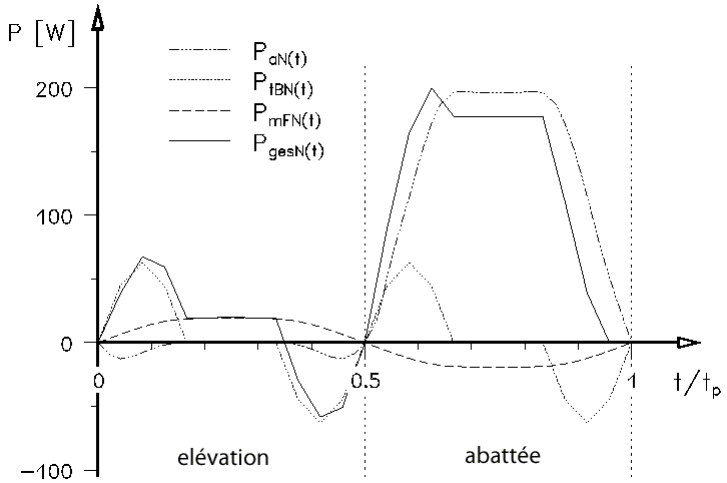


Fig. A.13 Puissance $P_{(t)}$ mise en jeu durant une période

P_a puissance des forces aérodynamiques

P_{tb} puissance de la force d'inertie tangentielle de l'aile

P_{mF} puissance provenant du poids de l'aile

P_{ges} puissance totale

La fonction décrite ici pour la puissance correspond à ce qui est fourni à l'aile. Avec un rendement de 50% par exemple du dispositif mécanique la puissance totale à introduire pour la motorisation est deux fois plus grande. Avec un ressort de compensation, elle est sensiblement égale dans les deux phases du mouvement.

Pour le moment de tangage autour du centre de gravité sont particulièrement importants :

- L'emplacement du centre de gravité de la maquette
- la position de l'aile
- l'évolution de la poussée
- l'évolution de la portance
- l'inclinaison du plan de battement

Le moment de tangage est ici positif quand il redresse la maquette. Les forces d'inertie ne sont pas prises en compte.

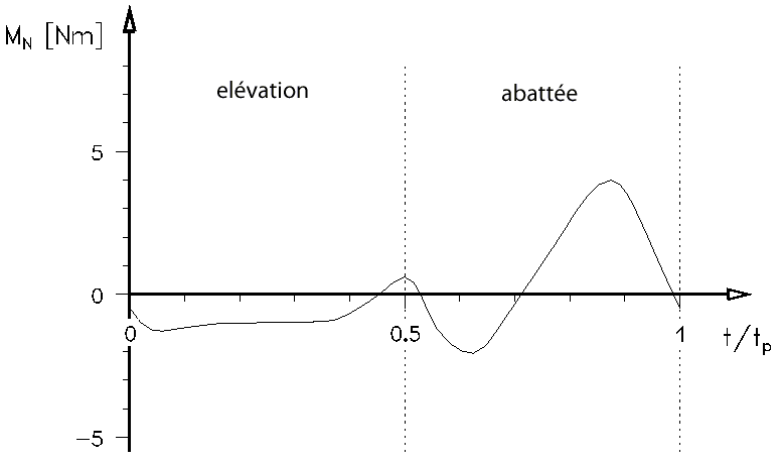


Fig. A.14 Moment de tangage des forces aérodynamiques autour de l'axe-y passant par le centre de gravité

Contrairement aux premières attentes, la configuration du vol d'un ornithoptère est peu influencée par le moment de tangage. Ses oscillations s'amortissent insensiblement. Le moment d'inertie du gouvernail de profondeur et les forces aérodynamiques qui agissent sur lui sont un fort facteur d'amortissement.

B Exemple de calcul de la torsion de l'aile

On présente ci-dessous un exemple de calcul pour définir la torsion de l'aile en vol plané et au milieu du battement en élévation et en abattée. Les paramètres d'entrée correspondent sensiblement à ceux du modèle de calcul.

Les valeurs fournies aux équations sont arrondies sur celles du programme de calcul. En appliquant une équation avec ces valeurs, on parvient à des écarts insignifiants.

Paramètres d'entrée

masse de la maquette	m_M	4,00	kg	
envergure	b	2,80	m	
profondeur moyenne de l'aile, contour rectangulaire	l_m	0,28	m	
coefficient moyen de portance en vol plané	c_{amG}	0,6		
nombre de circulation du vol plané	$c_{\Gamma G}$	8,0		
profil CLARK Y(11,7)				
calculé ici de façon approchée avec un gradient de portance	c_α	0,094		*) **)
angle de portance nulle	α_0	-2,8	degrés	
angle tangente à l'intrados/ corde théorique	σ	2,0	degrés	
nombre de circulation de l'élévation	$c_{\Gamma 1}$	0,0		
nombre de circulation de l'abattée	$c_{\Gamma 2}$	9,063		*)
facteur de vitesse	k_v	1,00		*)
durée d'une période	t_p	0,7	s	
angle de fin de course de battement				
à partir du milieu du battement	ϕ_E	± 30	degrés	
inclinaison du plan de battement	κ	0	degrés	
distance à l'emplanture du point considéré de l'aile, rapportée à la demi- envergure	y/s	0,5		
allure temporelle du mouvement		sinusoïdale		*)

---

* Ces valeurs diffèrent de celles du modèle de calcul du chapitre précédent. De plus, il n'a pas été employé ici de paramètre d'entrée arrondi.

**) Cette valeur est employée ici en remplacement de la fonction originelle $c_a=f_{(\alpha)}$ des données mesurées du profil.

Généralités sur le vol plané

Les valeurs qui sont à prendre en compte tout le long de l'envergure proviennent d'un calcul en chaque point de l'aile.

Vitesse du vol plané suivant l'équation 8.7

$$v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot m_M \cdot g}{\rho \cdot l_m \cdot b \cdot c_{amG}}} \qquad v_G = \sqrt{\frac{2 \cdot 4{,}0 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 0{,}28 \cdot 2{,}8 \cdot 0{,}6}} \qquad v_G = 11{,}7 \quad [m/s]$$

et nombre de Reynolds moyen

$$Re = v_G \cdot l \cdot 70.000 \qquad Re = 11{,}7 \cdot 0{,}28 \cdot 70.000 \qquad Re = 229.000$$

Connaissant le nombre de Reynolds, on peut déterminer le gradient de portance c_α à partir des données du profil et entrer comme paramètres d'entrée (voir paramètre d'entrée)

la circulation moyenne suivant l'équation 2.3

$$\Gamma_{mG} = \frac{m_M \cdot g}{\rho \cdot v_G \cdot b} \qquad \Gamma_{mG} = \frac{4{,}0 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 11{,}7 \cdot 2{,}8} \qquad \Gamma_{mG} = 0{,}98 \quad [m^2/s]$$

la distance à l'emplanture du centre de pression, rapportée à la demi- envergure, suivant l'équation 2.6

$$y_{\Gamma G} = \frac{c_{\Gamma G}}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma G} = \frac{8}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma G} = 0{,}424$$

Vol plané, données au point « y » de l'aile

Pour déterminer la torsion de l'aile, on choisit le point milieu y de la demi- envergure s. La valeur y/s rapportée à s vaut donc 0,5.

Circulation suivant l'équation 2.4

$$\Gamma_{G(y)} = \Gamma_{mG} \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6y_{\Gamma G} \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s}\right)^2} + \left(18y_{\Gamma G} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left(\frac{y}{s}\right)^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{s}{y}\right) \right]$$

$$\Gamma_{G(y)} = 0{,}98 \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0{,}424 \right) \cdot \sqrt{1 - 0{,}5^2} + \left(18 \cdot 0{,}424 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0{,}5^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{1}{0{,}5}\right) \right]$$

$$\Gamma_{G(y)} = 1{,}08 \quad [m^2/s]$$

Au point y=0, soit toutes les expressions contenant y dans les équations disparaissent, soit on prend une valeur très petite, par exemple y=0,000 001.

coefficient de portance suivant l'équation 2.8

$$c_{aG(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{G(y)}}{l \cdot v_G} \qquad c_{aG(y)} = \frac{2 \cdot 1{,}08}{0{,}28 \cdot 11{,}7} \qquad c_{aG(y)} = 0{,}66$$

angle d'incidence de la corde du profil suivant l'équation 6.8

$$\alpha_{G(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{aG(y)}}{c_\alpha} \qquad \alpha_{G(y)} = -2{,}8 + \frac{0{,}66}{0{,}094} \qquad \alpha_{G(y)} = 4{,}2 \quad [\text{degrés}]$$

vitesse induite suivant l'équation 2.5

$$v_{iG(y)} = \Gamma_{mG} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} + \left(\frac{\pi}{2} \cdot y_{\Gamma G} - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right]$$

$$v_{iG(y)} = 0{,}98 \cdot \frac{9}{1{,}4} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0{,}424 + \left(\frac{\pi}{2} \cdot 0{,}424 - \frac{2}{3} \right) \cdot 0{,}5 \right] \qquad v_{iG(y)} = 0{,}22 \quad [m/s]$$

angle de la vitesse induite suivant l'équation 6.9

$$\alpha_{iG(y)} = \arctan\frac{v_{iG(y)}}{v_G} \qquad \alpha_{iG(y)} = \arctan\frac{0{,}22}{11{,}7} \qquad \alpha_{iG(y)} = 1{,}1 \quad [\text{degrés}]$$

Avec la répartition de circulation elliptique les valeurs de la vitesse induite correspondent naturellement au milieu de la demi- envergure à celles de l'emplanture.

angle d'incidence géométrique suivant l'équation 6.11

$$\alpha_{EG(y)} = \delta_{G(y)} + \alpha_{G(y)} + \alpha_{iG(y)} - \sigma$$

où en vol plané δ est nul, soit :

$$\alpha_{EG(y)} = 4{,}2 + 1{,}1 - 2{,}0 \qquad \alpha_{EG(y)} = 3{,}3 \quad [\text{degrés}]$$

Généralités pour le vol dynamique

Vitesse en vol dynamique suivant l'équation 2.31

$$v_K = v_G \cdot k_v \qquad v_K = 11{,}7 \cdot 1{,}0 \qquad v_K = 11{,}7 \quad [m/s]$$

Vitesse angulaire maximale pour les deux phases du mouvement suivant l'équation 5.5, avec ϕ_E en degrés

$$\omega_{max} = \pm\frac{\pi^2 \cdot \phi_E}{90 \cdot t_p} \qquad \omega_{max} = \pm\frac{\pi^2 \cdot 30}{90 \cdot 0{,}7} \qquad \omega_{max} = \pm\ 4{,}7 \quad [rad/s]$$

Généralités pour l'élévation

Tout le long de l'envergure les valeurs sont tirées du calcul local.

distance à l'emplanture du centre de pression rapportée à la demi- envergure suivant l'équation 2.6

$$y_{\Gamma 1} = \frac{c_{\Gamma 1}}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma 1} = \frac{0}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma 1} = 0$$

facteur de circulation de l'élévation suivant l'équation 2.30

$$k_{\Gamma 1} = \frac{\dfrac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_{(0)} \cdot c_\alpha} + \dfrac{270}{b} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\dfrac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma 1}}{l_{(0)} \cdot c_\alpha} + \dfrac{270}{b} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 1}\right)} \cdot k_v$$

$$k_{\Gamma 1} = \frac{\dfrac{2 - \pi \cdot 0{,}424}{0{,}28 \cdot 0{,}094} + \dfrac{270}{2{,}8} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot 0{,}424\right)}{\dfrac{2 - \pi \cdot 0{,}0}{0{,}28 \cdot 0{,}094} + \dfrac{270}{2{,}8} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot 0{,}0\right)} \cdot 1{,}0 \qquad k_{\Gamma 1} = 0{,}269$$

circulation moyenne de l'élévation suivant l'équation 2.32

$$\Gamma_{m1} = \Gamma_{mG} \cdot k_{\Gamma 1} \qquad \Gamma_{m1} = 0{,}98 \cdot 0{,}269 \qquad \Gamma_{m1} = 0{,}26 \quad [m^2/s]$$

Elévation à la distance « y »

Pour déterminer la torsion de l'aile on choisit y au point milieu de la demi- envergure de l'aile. La valeur y/s rapportée à s vaut donc 0,5.

circulation suivant l'équation 2.4

$$\Gamma_{1(y)} = \Gamma_{m1} \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6y_{\Gamma 1} \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s} \right)^2} + \left(18y_{\Gamma 1} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left(\frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{s}{y} \right) \right]$$

$$\Gamma_{1(y)} = 0{,}26 \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0{,}0 \right) \cdot \sqrt{1 - 0{,}5^2} + \left(18 \cdot 0{,}0 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0{,}5^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{1}{0{,}5} \right) \right]$$

$$\Gamma_{1(y)} = 0{,}21 \quad [m^2/s]$$

vitesse transversale au point y/s=0,5 suivant l'équation 5.4 avec 5.5

$$v_{u1(y)} = s \cdot \frac{y}{s} \cdot \omega_{max} \qquad v_{u1(y)} = 3{,}3 \quad [m/s]$$

vitesse effective du courant d'air au point y suivant l'équation 5.6

$$v_{e1(y)} = \sqrt{v_{u1(y)}^{\ 2} + v_K^{\ 2}} \qquad v_{e1(y)} = \sqrt{3{,}3^2 + 11{,}7^2} \qquad v_{e1(y)} = 12{,}1 \quad [m/s]$$

coefficient de portance suivant l'équation 2.8

$$c_{a1(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{1(y)}}{l \cdot v_{e1(y)}} \qquad c_{a1(y)} = \frac{2 \cdot 0{,}21}{0{,}28 \cdot 12{,}1} \qquad c_{a1(y)} = 0{,}12$$

angle d'incidence de la corde du profil suivant l'équation 6.8

$$\alpha_{1(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a1(y)}}{c_\alpha} \qquad \alpha_{1(y)} = -2{,}8 + \frac{0{,}12}{0{,}094} \qquad \alpha_{1(y)} = -1{,}5 \quad [\text{degrés}]$$

vitesse induite suivant l'équation 2.5

$$v_{i1(y)} = \Gamma_{m1} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 1} + \left(\frac{\pi}{2} \cdot y_{\Gamma 1} - \frac{2}{3} \right) \cdot \frac{y}{s} \right]$$

$$v_{i1(y)} = 0{,}26 \cdot \frac{9}{1{,}4} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0{,}0 + \left(\frac{\pi}{2} \cdot 0{,}0 - \frac{2}{3} \right) \cdot 0{,}5 \right] \qquad v_{i1(y)} = -0{,}03 \quad [m/s]$$

angle de la vitesse induite suivant l'équation 6.9

$$\alpha_{i1(y)} = \arctan \frac{v_{i1(y)}}{v_{e1(y)}} \qquad \alpha_{i1(y)} = \arctan \frac{-0{,}03}{12{,}1} \qquad \alpha_{i1(y)} = -0{,}1 \quad [\text{degrés}]$$

angle de la trajectoire δ suivant l'équation 6.10 avec $v_K = v_G$

$$\delta_{1(y)} = \arctan \frac{v_{u1(y)}}{v_K} \qquad \delta_{1(y)} = \arctan \frac{3{,}3}{11{,}7} \qquad \delta_{1(y)} = 15{,}7 \quad [\text{degrés}]$$

angle d'incidence géométrique suivant l'équation 6.11

$$\alpha_{E1(y)} = \delta_{1(y)} + \alpha_{1(y)} + \alpha_{i1(y)} - \sigma \qquad \alpha_{E1(y)} = 15{,}7 - 1{,}5 - 0{,}1 - 2{,}0 \qquad \alpha_{E1(y)} = 12{,}1 \quad [\text{degrés}]$$

coefficient de torsion de l'élévation suivant l'équation 6.13

$$V_{\Delta\alpha 1} = \frac{2 \cdot (\alpha_{E1(y)} - \alpha_{EG(y)})}{s} \qquad V_{\Delta\alpha 1} = \frac{2 \cdot (12{,}1 - 3{,}3)}{1{,}4} \qquad V_{\Delta\alpha 1} = 12{,}6 \quad [\text{degrés}/m]$$

Généralités pour l'abattée

Tout le long de l'envergure les valeurs sont tirées du calcul local.

distance à l'emplanture du centre de pression rapportée à la demi- envergure suivant l'équation 2.6

$$y_{\Gamma 2} = \frac{c_{\Gamma 2}}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma 2} = \frac{9{,}063}{6 \cdot \pi} \qquad y_{\Gamma 2} = 0{,}481$$

facteur de circulation de l'abattée suivant l'équation 2 .30

$$k_{\Gamma 2} = \frac{\dfrac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_{(0)} \cdot c_{\alpha}} + \dfrac{270}{b} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G} \right)}{\dfrac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma 2}}{l_{(0)} \cdot c_{\alpha}} + \dfrac{270}{b} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 2} \right)} \cdot k_{v}$$

La vitesse du vol dynamique v_K lors de l'abattée est prise égale à celle du vol plané v_G.

$$k_{\Gamma 2} = \frac{\dfrac{2 - \pi \cdot 0{,}424}{0{,}28 \cdot 0{,}094} + \dfrac{270}{2{,}8} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot 0{,}424 \right)}{\dfrac{2 - \pi \cdot 0{,}481}{0{,}28 \cdot 0{,}094} + \dfrac{270}{2{,}8} \cdot \left(\dfrac{1}{\pi} - \dfrac{2}{3} \cdot 0{,}481 \right)} \cdot 1{,}0 \qquad k_{\Gamma 2} = 1{,}563$$

circulation moyenne de l'abattée suivant l'équation 2.32

$$\Gamma_{m2} = \Gamma_{mG} \cdot k_{\Gamma 2} \qquad \Gamma_{m2} = 0{,}98 \cdot 1{,}563 \qquad \Gamma_{m2} = 1{,}53 \quad [m^2/s]$$

Abattée à la distance « y »

Pour déterminer la torsion de l'aile on choisit y au point milieu de la demi- envergure de l'aile. La valeur y/s rapportée à s vaut donc 0,5.

circulation suivant l'équation 2.4

$$\Gamma_{2(y)} = \Gamma_{m2} \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6 y_{\Gamma 2} \right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{y}{s} \right)^2} + \left(18 y_{\Gamma 2} - \frac{24}{\pi} \right) \cdot \left(\frac{y}{s} \right)^2 \cdot \operatorname{arccosh}\left(\frac{s}{y} \right) \right]$$

$$\Gamma_{2(y)} = 1{,}53 \cdot \left[\left(\frac{12}{\pi} - 6 \cdot 0{,}481 \right) \cdot \sqrt{1 - 0{,}5^2} + \left(18 \cdot 0{,}481 - \frac{24}{\pi} \right) \cdot 0{,}5^2 \cdot \arccos\left(\frac{1}{0{,}5} \right) \right]$$

$$\Gamma_{2(y)} = 1{,}75 \quad [m^2/s]$$

vitesse transversale au point y/s=0,5 suivant l'équation 5.4 avec 5.5

$$v_{u2(y)} = s \cdot \frac{y}{s} \cdot \omega_{max} \qquad v_{u2(y)} = 1{,}4 \cdot 0{,}5 \cdot (-4{,}7) \qquad v_{u2(y)} = -3{,}3 \quad [m/s]$$

vitesse effective du courant d'air au point y suivant l'équation 5.6

$$v_{e2(y)} = \sqrt{{v_{u2(y)}}^2 + {v_K}^2} \qquad v_{e2(y)} = \sqrt{(-3{,}3)^2 + 11{,}7^2} \qquad v_{e2(y)} = 12{,}1 \quad [m/s]$$

coefficient de portance suivant l'équation 2.8

$$c_{a2(y)} = \frac{2 \cdot \Gamma_{2(y)}}{l \cdot v_{e2(y)}} \qquad c_{a2(y)} = \frac{2 \cdot 1{,}75}{0{,}28 \cdot 12{,}1} \qquad c_{a2(y)} = 1{,}03$$

angle d'incidence de la corde du profil suivant l'équation 6.8

$$\alpha_{2(y)} = \alpha_0 + \frac{c_{a2(y)}}{c_\alpha} \qquad \alpha_{2(y)} = -2{,}8 + \frac{1{,}03}{0{,}094} \qquad \alpha_{2(y)} = 8{,}2 \quad [\text{degrés}]$$

vitesse induite suivant l'équation 2.5

$$v_{i2(y)} = \Gamma_{m2} \cdot \frac{9}{s} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma 2} + \left(\frac{\pi}{2} \cdot y_{\Gamma 2} - \frac{2}{3}\right) \cdot \frac{y}{s}\right]$$

$$v_{i2(y)} = 1{,}53 \cdot \frac{9 \cdot 2}{2{,}8} \cdot \left[\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot 0{,}481 + \left(\frac{\pi}{2} \cdot 0{,}481 - \frac{2}{3}\right) \cdot 0{,}5\right] \qquad v_{i2(y)} = 0{,}41 \quad [m/s]$$

angle de la vitesse induite suivant l'équation 6.9

$$\alpha_{i2(y)} = \arctan \frac{v_{i2(y)}}{v_{e2(y)}} \qquad \alpha_{i2(y)} = \arctan \frac{0{,}41}{12{,}1} \qquad \alpha_{i2(y)} = 2{,}0 \quad [\text{degrés}]$$

angle de la trajectoire δ suivant l'équation 6.10 avec $v_K = v_G$

$$\delta_{2(y)} = \arctan \frac{v_{u2(y)}}{v_K} \qquad \delta_{2(y)} = \arctan \frac{-3{,}3}{11{,}7} \qquad \delta_{2(y)} = -15{,}7 \quad [\text{degrés}]$$

angle d'incidence géométrique suivant l'équation 6.11

$$\alpha_{E2(y)} = \delta_{2(y)} + \alpha_{2(y)} + \alpha_{i2(y)} - \sigma \qquad \alpha_{E2(y)} = -15{,}7 + 8{,}2 + 2 - 2{,}0 \qquad \alpha_{E2(y)} = -7{,}6 \quad [\text{degrés}]$$

coefficient de torsion de l'abattée suivant l'équation 6.13

$$V_{\Delta\alpha 2} = \frac{2 \cdot \left(\alpha_{E2(y)} - \alpha_{EG(y)}\right)}{s} \qquad V_{\Delta\alpha 2} = \frac{2 \cdot (-7{,}6 - 3{,}3)}{1{,}40} \qquad V_{\Delta\alpha 2} = -15{,}6 \quad [\text{degrés}]$$

Le coefficient de torsion total en vol dynamique s'élève alors à la valeur suivante

$$V_{\Delta\alpha K} = V_{\Delta\alpha 1} - V_{\Delta\alpha 2} \qquad V_{\Delta\alpha K} = 12{,}6 + 15{,}6 \qquad V_{\Delta\alpha K} = 28{,}2 \quad [\text{degrés}/m]$$

A titre de comparaison le tau de progression (V_x/ V_U) est intéressant :

$$\lambda = \frac{v_k}{\omega_{max} \cdot s} \qquad \lambda = \frac{11{,}7}{4{,}7 \cdot 1{,}4} \qquad \lambda = 1{,}8$$

Pour la propulsion d'une aile battante construite comme il se doit on peut déterminer approximativement avec des moyens simples le moment de battement (sans prendre en considération l'angle entre la force normale à l'aile F_Q et la force latérale F_U(voir Fig. 1.6).

Il s'obtiendra à partir de la portance moyenne en vol plané :

$$F_{AG} = m_M \cdot g$$

du bras de levier actif, c'est-à-dire de la distance à l'emplanture du centre de pression :

$$y_{DN} = y_{\Gamma N} \cdot \frac{b}{2}$$

et du facteur de circulation :

Il vaut donc :

pour le vol plané

$$M_{SG} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma G} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma G} \qquad M_{SG} = 4{,}00 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}424 \cdot \frac{2{,}80}{2} \cdot 1 \qquad M_{SG} = 23{,}3 \quad [Nm]$$

pour l'élévation

$$M_{S1} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma 1} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma 1} \qquad M_{S1} = 4{,}00 \cdot 9{,}81 \cdot 0 \cdot \frac{2{,}80}{2} \cdot 0{,}269 \qquad M_{S1} = 0 \quad [Nm]$$

pour l'abattée

$$M_{S2} = m_M \cdot g \cdot y_{\Gamma 2} \cdot \frac{b}{2} \cdot k_{\Gamma 2} \qquad M_{S2} = 4{,}00 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}481 \cdot \frac{2{,}80}{2} \cdot 1{,}563 \qquad M_{S2} = 41{,}3 \quad [Nm]$$

Programme de calcul « Orni 1 »

Les opérations précédentes sont calculées naturellement avec un programme de calcul (Par exemple MS-EXCEL) sur un PC et non sur une calculette. Sur le site

http://www.ornithopter.de/rechnung.htm

on peut charger un programme de calcul correspondant « Orni 1 ». La donnée xls s'ouvre avec le registre « brève introduction » que l'on consulte commodément pour travailler avec le programme. Dans le registre « Tableau » se tient le programme de calcul. En outre se trouvent quelques diagrammes qui montrent les effets du changement des valeurs d'entrée.

C Nomenclature utilisée

Pour faciliter les recherches, on a donné un minimum d'indication sur la place où le symbole en question est utilisé. On donne le numéro de l'équation concernée avec la désignation « G ». D'autre part, la lettre « B » indique le numéro de l'image.

Symbole	Unité	Signification	Utilisation
A	m^2	surface de l'aile	G 8.7
b	m	envergure de l'aile	G 2.2, B 2.4
c_a	-	coefficient de portance en général	G 2.8, G 6.2
c_{amG}	-	coefficient de portance moyen en vol plané	G 8.7
$c_{a(y)}$	-	coefficient de portance local	G 2.8
c_{aMax}	-	maximum admissible du coefficient de portance du profil, arbitrairement choisi	B 6.4
$c_{a\ Max\ d}$	-	maximum du coefficient de portance dynamique	G 6.14
c_{aMin}	-	minimum admissible du coefficient de portance du profil, arbitrairement choisi	B 6.8
c_F	N/mm	tau d'effort du ressort élastique	G 5.11
c_m	-	coefficient de moment de battement des efforts aérodynamiques	G 4.3
c_{m25}	-	coefficient de moment de rotation des efforts aérodynamiques, par rapport au point situé au quart de la profondeur du profil	G 6.4
c_{mx}	-	coefficient de moment de rotation des efforts aérodynamiques, par rapport à un point situé à la distance x du nez du profil	G 6.7
c_n	-	coefficient de la force normale	G 6.5
c_s	-	coefficient de poussée	G 4.2
c_v	-	coefficient de la force propulsive	G 4.1
c_{wi}	-	coefficient de traînée induite	B 4.3, B A.4
c_{wp}	-	coefficient de traînée de profil	B 4.3, B A.5
c_α	degrés $^{-1}$	Gradient de portance du profil	G 6.1

Symbols	Unité	Signification	Utilisation
c_Γ	-	nombre caractéristique de circulation	G 2.6
e	m	distance du centre de pression au quart avant du profil	G 6.6
E_{Batt}	Ws	énergie des accus	G 8.12
E_{kin}	Nm	énergie cinétique	G 5.7
E_{spann}	Nm	énergie de tension des ressorts	G 5.9
f	s^{-1}	fréquence de battement (des oiseaux)	G 8.4
F_{AF}	N	portance concernant l'aile battante	B 8.2
F_{AM}	N	portance concernant la maquette	B 8.2
F_L	N	force aérodynamique résultante	B 1.1, B1.6
F_{GM}	N	poids de la maquette	B1.11, B 8.2
F_Q	N	force aérodynamique normale à l'écoulement libre	G 2.9, B 1.6
F_{rBmax}	N	force d'inertie radiale maximale	G 5.18
F_S	N	force de poussée en prenant en compte la traînée de l'aile	B 1.6, B 8.8
F_{tBmax}	N	force d'inertie tangente maximale	G 5.17
F_U	N	force latérale en un point de l'aile	G 1.1, B 1.6
F_V	N	force de propulsion	G 1.2, B 2.11
F_{Wi}	N	traînée induite	G 3.1, B 1.6
F_{Wiell}	N	traînée induite avec répartition de portance elliptique	G 3.2
F_{Wp}	N	traînée de profil	B 1.1, B 1.6
F_{Wr}	N	traînée résiduelle de la maquette	B 1.11
$F_{x\Sigma}$	N	somme des efforts dans la direction x de la maquette	B 9.1-B 9.7
$F_{z\Sigma}$	N	somme des efforts dans la direction z de la maquette	B 9.1-B 9.7
g	m/s^2	accélération de la pesanteur ($9{,}81 m/s^2$)	G 2.3
h_s	m	hauteur ascensionnelle de la maquette	B 7.2, B 8.13

Symbols	Unité	Signification	Utilisation
J_F	kg m^2	moment d'inertie de l'aile	G 5.12,G 5.14
Kap	[Ah]	accu – capacité	G 8.12
k_{ma}	-	nombre caractéristique moment- portance	G 4.6
k_{ms}	-	nombre caractéristique moment- poussée	G 4.8
k_{mv}	-	nombre caractéristique moment- force propulsive	G 4.7
k_{sa}	-	nombre caractéristique poussée- force propulsive	G 4.5
k_t	-	rapport des durées des phases de battement élévation / abattée	G 8.6
k_v	-	facteur de vitesse, vol dynamique / vol plané	G 2.31
k_{va}	-	nombre caractéristique force propulsive- portance	G 4.4
k_Γ	-	facteur de circulation	G 2.30
l	m	profondeur de l'aile	G 2.9, G 6.4
$l_{(0)}$	m	profondeur de l'aile à l'emplanture	G 2.7
m_F	kg	masse des deux moitiés de l'aile battante	G 5.14
m_M	kg	masse de la maquette	G 2.3, G 8.7
M_B	Nm	moment de la force d'inertie dans la direction du battement	G 5.15
M_D	Nm	moment de rotation du profil	G 6.4
M_N	Nm	moment de tangage autour du centre de gravité de la maquette	B A.14
M_S	Nm	moment de battement de l'aile	G 8.10
P	W	puissance moyenne en vol dynamique du dispositif de mobilisation de l'aile	B 8.13, B A.13
$P_{(t)}$	W	puissance à l'instant "t" du dispositif de motorisation de l'aile	G 8.11
p_M	kg m/s	impulsion de la masse de la maquette dans la direction du vol	G 8.1
q	N/m^2	pression dynamique	G 2.9, G 4.1

Symbols	Unité	Signification	Utilisation
s	m	demi- envergure de l'aile	G 2.4, B 2.5
s_x	m	étendue du vol dynamique	B 7.2, B 8.13
t_B	s	durée de l'accélération de l'aile dans la direction du battement	B 8.3
t_1	s	durée de l'élévation	G 8.3
t_2	s	durée de l'abattée	G 8.3
t_p	s	durée de toute la période de battement	G 8.3
t_K	s	durée du vol dynamique	G 8.13
T_0	s	durée d'oscillation d'un pendule pesant	G 5.13
v_b	m/s	vitesse de parcours d'un point de l'aile	B 1.2, B 8.11
$v_{e(y)}$	m/s	vitesse effective du courant d'air en un point de l'aile	G 5.6, G 8.8
v_G	m/s	vitesse du vol plané	G 8.7
v_K	m/s	vitesse du vol dynamique	G 2.31
$v_{i(y)}$	m/s	vitesse induite en un point de l'aile	G 2.5
$v_{u(y)}$	m/s	vitesse latérale ou vitesse de battement en un point de l'aile	G 5.4
$V_{\Delta\alpha N}$	degré/m	valeur caractéristique de torsion déterminée au milieu de la demi- envergure, au milieu d'une phase de battement	G 6.13
$V_{\Delta\alpha K}$	degré/m	Valeur caractéristique de torsion en vol dynamique, obtenue comme différence entre les deux valeurs caractéristiques de torsion caractérisant l'une le battement en élévation, l'autre l'abattée ($V_{\Delta\alpha 1}$ - $V_{\Delta\alpha 2}$)	D.1
y	m	distance à l'emplanture le long de l'aile (direction –y)	G 2.4, B 2.4
y_Γ	-	distance du centre de pression à l'emplanture rapportée à la demi- envergure	G 2.6

Symbols	Unité	Signification	Utilisation
α	degrés	angle d'incidence de la corde du profil	G 6.8
α_A	degrés	angle d'incidence aérodynamique	G 6.12
$\alpha_{B(t)}$	rad/s^2	accélération angulaire de l'aile à l'instant « t »	G 5.3
$\alpha_{B\ max}$	rad/s^2	maximum de l'accélération angulaire avec loi sinusoïdale du mouvement	G 5.16
α_E	degrés	angle d'incidence géométrique du profil (tangente à l'intrados- direction du vol)	G 6.11
α_i	degrés	angle de la vitesse induite au niveau de l'aile	G 6.9, B 1.1
α_0	degrés	angle de portance nulle, d'après la polaire du profil	G 6.8
γ	degrés	angle d'inclinaison de la trajectoire de la maquette	B 1.10
$\Gamma_{(y)}$	m^2/s	circulation en un point de l'aile	G 2.4, G 2.12
Γ_{mG}	m^2/s	circulation moyenne en vol plané	G 2.3
Γ_{mN}	m^2/s	circulation moyenne d'une phase de battement	G 2.32
$\delta_{(y)}$	degrés	inclinaison de la trajectoire d'un point de l'aile sur la direction du vol	G 6.10, G 8.9
η_N	-	rendement moyen de l'aile battante à un instant déterminé	G 4.9, G 4.10
η_K	-	rendement moyen en vol dynamique	G 4.12
κ	degrés	inclinaison du plan de battement par rapport au plan y-z de la maquette	B 8.11, G 8.8
λ	-	pas ou tau d'avancement	G 1.6
ρ	kg/m^3	masse spécifique de l'air atmosphère normale: 1,225 kg/m^3	G 2.3, G 8.7
σ	degrés	angle de la corde théorique par rapport à la tangente à l'intrados du profil	B 6.12, G 6.11
$\phi_{(b)}$	degrés	angle de battement marquant la période d'accélération	B A.1
ϕ_E	rad	angle de fin de course du battement, symétrique de part et d'autre du milieu du battement	B 5.1, G 5.5
$\phi_{(t)}$	rad	angle de battement à l'instant « t », par rapport à la position médiane de l'aile	G 5.1, B 8.2, G D.7

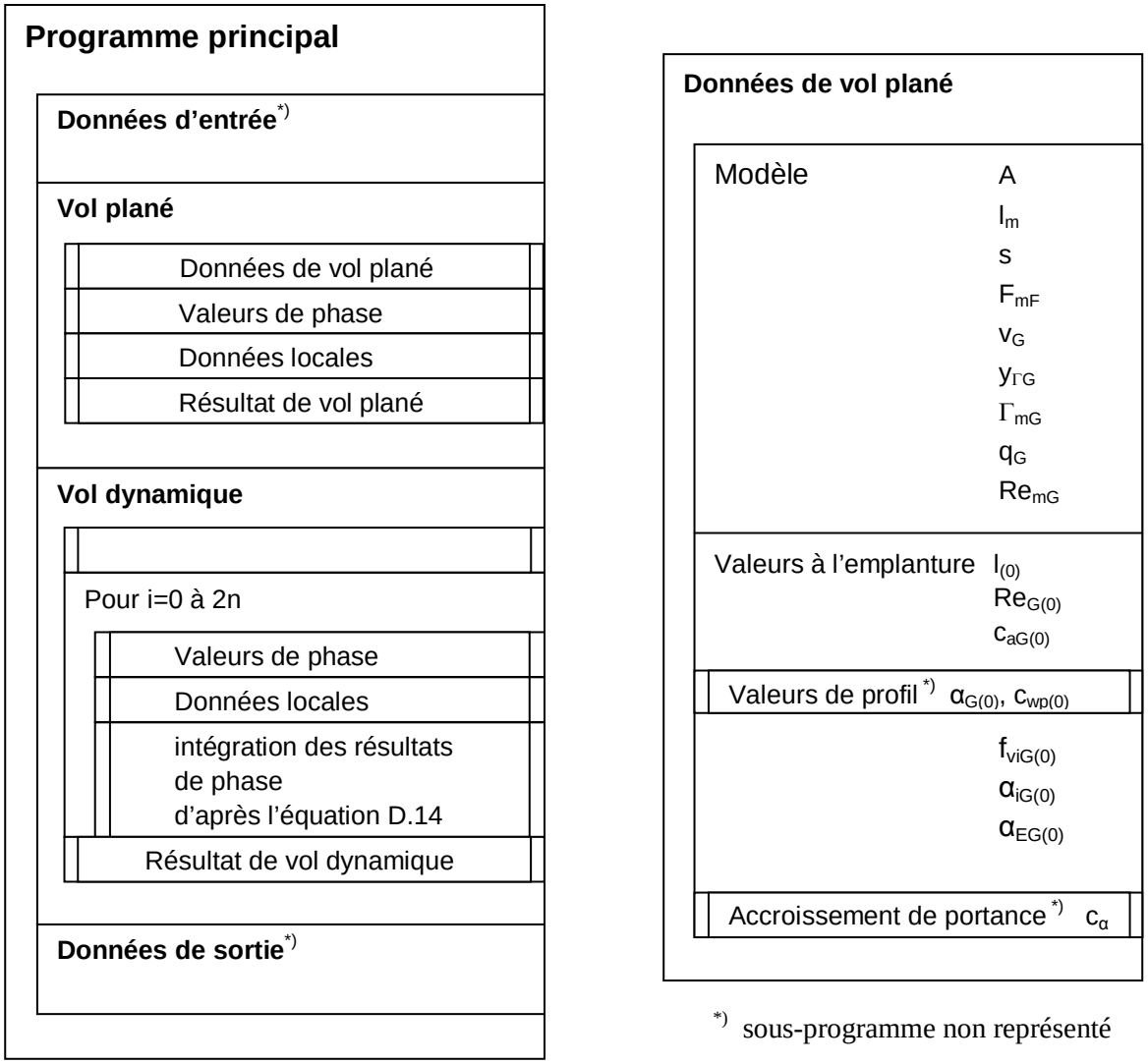
Symbols	Unité	Signification	Utilisation
$\omega_{(t)}$	rad/s	vitesse angulaire de l'aile battante à l'instant « t »	G 5.2, G D.6
ω_{max}	rad/s	vitesse angulaire maximale de l'aile battante par exemple avec un mouvement sinusoïdal	G 5.5, G D.5

D Schéma de calcul

D.1 Calcul du vol dynamique

Il y a toute une quantité de possibilités pour calculer l'aérodynamique d'une aile battante avec les équations décrites ici. Ci- dessous est présentée une démarche*) qui a fait ses preuves à l'aide des diagrammes de Nassi-Schneidermann. Elévation et abattée ne sont pas calculées séparément, mais en une fois sur toute une période. On suppose d'autre part une allure temporelle sinusoïdale du mouvement de l'aile battante. La structure du programme peut être établie avec la donnée des valeurs de phases comme celles de nombres caractéristiques et d'autres détails techniques. En plus, il est très commode de travailler avec la fourniture simultanée de diagrammes.

Pour obtenir automatiquement l'équilibre des forces plusieurs démarches de calcul sont nécessaires en ajustant les paramètres d'entrée (paragraphe D.3).



*) sous-programme non représenté

*) programme de calcul « Orni 2 » de http://www.ornithopter.de/rechnung.htm

Valeurs de phase

Vol plané	Vol dynamique
$v_K = v_G$	$v_K = v_K$
$\omega = 0$	$\omega = \omega_{(i)}$
$\phi = 0$	$\phi = \phi_{(i)}$
$y_\Gamma = y_{\Gamma G}$	$y_\Gamma = y_{\Gamma K(i)}$
$\Gamma_m = \Gamma_{mG}$	$\Gamma_m = \Gamma_{mK(i)}$

Exemple pour les valeurs de phase

Ce sont les différentes données de base temporelles pour le calcul le long de l'aile. Au cours d'une phase, elles sont constantes. Le calcul commence avec le battement en élévation dans la position basse de fin de course.

Indice temporel au cours d'une période « i » $i = 0 \ldots 2n$ (D.1)

temps $t_{(i)} = \frac{i}{2 \cdot n} \cdot t_p$ (D.2)

angle de débattement de la phase $\varphi_{(i)} = 2\pi \cdot \frac{t_{(i)}}{t_p} - \frac{\pi}{2}$ (D.3)

vitesse angulaire moyenne $\omega_m = \frac{4 \cdot \phi_E}{t_p}$ avec ϕ_E en radian (D.4)

vitesse angulaire maximale $\omega_{max} = 2\pi \cdot \frac{\phi_E}{t_p}$ (D.5)

vitesse angulaire $\omega_{(i)} = \omega_{max} \cdot \cos\varphi_{(i)}$ (D.6)

angle de battement $\phi_{(i)} = \phi_E \cdot \sin\varphi_{(i)}$ (D.7)

nombre de circulation si $i \leq n$ $c_{\Gamma K(i)} = c_{\Gamma G} - (c_{\Gamma G} - c_{\Gamma 1}) \cdot \cos\varphi_{(i)}$ (D.8)

sinon $c_{\Gamma K(i)} = c_{\Gamma G} + (c_{\Gamma G} - c_{\Gamma 2}) \cdot \cos\varphi_{(i)}$ (D.9)

distance réduite du centre de pression $y_{\Gamma K(i)} = \frac{c_{\Gamma K(i)}}{6 \cdot \pi}$ (D.10)

facteur de circulation
$$k_{\Gamma K(i)} = \frac{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma G}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma G}\right)}{\frac{2 - \pi \cdot y_{\Gamma K(i)}}{l_0 \cdot c_\alpha} + \frac{270}{b} \cdot \left(\frac{1}{\pi} - \frac{2}{3} \cdot y_{\Gamma K(i)}\right)} \cdot k_v \quad \text{(D.11)}$$

circulation moyenne $\Gamma_{mK(i)} = k_{\Gamma K(i)} \cdot \Gamma_{mG}$ (D.12)

Seules ces valeurs sont à changer si on préfère décrire une allure plus rectangulaire plutôt qu'une allure sinosoïdale (chapitre8). Il n'y a simplement qu'à introduire entre les accélérations de début et de fin de chaque phase les allures rectilignes des paramètres. La durée des temps d'accélération doit être arbitrairement choisie avec le paramètre d'entrée i_b.

Données locales

Pour j = 0 à n

$y_{(j)} = \frac{j}{n} \cdot s$

$l_{(y)}$

$v_{u(y)}$

$v_{e(y)}$

$q_{(y)}$

$f_{\Gamma(y)}$

$\Gamma_{(y)}$

$f_{vi(y)}$

$\alpha_{i(y)}$

$R_{e(y)}$

$c_{a(y)}$

$F_{Q(y)}$

$F_{Wi(y)}$

$c_{wi(y)}$

$\delta_{(y)}$

Valeurs de profil *) $\alpha_{G(y)}$, $c_{Wp(y)}$

$\alpha_{E(y)}$

$\Delta\alpha_{E(y)}$

$V_{\Delta\alpha(s/2)}$

$F_{Wp(y)}$

$F_{V(y)}$

$F_{Wix(y)}$

$F_{Wiz(y)}$

$F_{Wpx(y)}$

$F_{Wpz(y)}$

$F_{AF(y)}$

$F_{AM(y)}$

$F_{S(y)}$

$M_{Schl(y)}$

Intégration d'après Eq. D.13
et remplir le résultat de phase

calcul de vol plané

oui | non

remplir les valeurs de $\alpha_{E(y)}$

calcul de vol dynamique

oui | non

$P_{(t)}$

$V_{\Delta\alpha N}$

Résultat de vol plané

F_{WrG}

F_{WgesG}

c_{aG}

c_{wiG}

c_{wpG}

c_{wgesG}

ε

P_{VG}

v_{sG}

r_{mF}

M_{SchlG}

Données de vol dynamique

E_{Batt}

v_K

Résultats du vol dynamique

P

$V_{\Delta\alpha K}$

F_{WrK}

$F_{x\Sigma}$

$F_{z\Sigma}$

equilibre des forces atteint

oui | non

η_K

γ_K

h_s

s_x

t_K

*) sous-programme non représenté

Traduction Jean-Louis Solignac

D.2 Intégration numérique

L'intégration numérique est un procédé pour calculer de façon approchée la surface incluse sous la courbe représentative d'une fonction. On emploie ici la méthode d'intégration selon la règle de Simpson. De plus amples détails sont à rechercher dans les livres de Mathématiques. Dans ce qui suit, seulement les équations et la marche à suivre pour le calcul dans le cas de l'aile battante sont rapidement énoncés.

Avec les équations présentées dans le handbuch concernant l'aérodynamique et la dynamique, on peut représenter l'allure des différentes forces le long de l'envergure de l'aile. La surface incluse sous une telle courbe représentative correspond à la valeur globale de la force concernée. On la détermine donc par une intégration numérique.

Le procédé consiste d'abord à calculer une force au point de calcul j le long de la demi-envergure

j = 0, 1, 2, …. n

Plus est élevé le nombre n, meilleure est la précision du calcul. On a maintenu de 10 à 30 le nombre des emplacements de calcul le long de la demi- envergure. La distribution des n points de calcul doit être régulière pour appliquer la règle de Simpson. Pour la force globale F le long de la demi- envergure au temps t, on a donc

$$F_{(t)} = \frac{s}{3 \cdot n} \cdot \left[F_{(0)} + 4 \cdot F_{(1)} + 2 \cdot F_{(2)} + 4 \cdot F_{(3)} + \quad \ldots \quad + 4 \cdot F_{(n-3)} + 2 \cdot F_{(n-2)} + 4 \cdot F_{(n-1)} + F_{(n)}\right] \qquad \text{(D.13)}$$

La force pour l'envergure entière est le double. On introduit simplement l'envergure b au lieu de la demi-envergure s dans l'équation.

Si on a donné par exemple sous forme sinusoïdale (voir figure A.0) la courbe représentative de la vitesse de battement et la variation du nombre de circulation c_Γ la force globale à chaque instant d'un mouvement de battement se fait calculer par cette méthode d'intégration.

L'intégration dans le temps de toutes ces grandeurs au cours d'une période de battement s'obtient de façon analogue. On obtient ainsi la force développée au cours de toute une phase du mouvement, c'est-à-dire d'un battement en élévation ou en abattée.

$$F_N = \frac{1}{3 \cdot n} \cdot \left[F_{(t_0)} + 4 \cdot F_{(t_1)} + 2 \cdot F_{(t_2)} + 4 \cdot F_{(t_3)} + \quad \ldots \quad + 4 \cdot F_{(t_{n-3})} + 2 \cdot F_{(t_{n-2})} + 4 \cdot F_{(t_{n-1})} + F_{(t_n)}\right] \qquad \text{(D.14)}$$

Dans cette équation, on renonce à représenter l'impulsion (les forces sont plus évidentes, aussi il n'y a pas de facteur t_N sur la parenthèse). Ce calcul est conduit pour les deux phases du mouvement de battement.

Pour obtenir à partir d'un calcul séparé pour l'élévation et l'abattée la force globale de toute une période de battement, on additionne simplement les forces en question de chaque phase de battement. Une différence éventuelle sur la durée des phases est prise en compte par la multiplication par les partitions du temps

$$F_K = F_1 \cdot \frac{t_1}{t_p} + F_2 \cdot \frac{t_2}{t_p} \qquad \text{(D.15)}$$

En alternative avec la fourniture séparée des grandeurs dans chaque phase on peut intégrer dans le temps sur toute la période de battement.

D.3 Recherche numérique des racines

Au cours du calcul qui conduit à l'équilibre des forces se présentent toujours à nouveau des problèmes dans lesquels l'inconnue x n'est pas donnée de façon explicite dans une fonction $y=f_{(x)}$. C'est en particulier le cas :

- dans la recherche du maximum admissible du nombre de circulation c_Γ. L'allure du coefficient de portance le long de l'envergure doit présenter un maximum qui soit juste celui qui est admissible pour le profil. L'écart entre ces deux grandeurs doit être nul. Cela vaut aussi pour le minimum admissible du coefficient de portance.
- Dans le calcul d'une variable choisie qui doit conduire en vol dynamique stationnaire à un équilibre des forces dans la direction x de l'engin volant. De même pour l'équilibre des forces dans la direction y. La somme de toutes les forces dans n'importe quelle direction est alors nulle[*)].
- Dans le calcul de la construction de l'aile battante articulée. Dans l'approche des mesures correctes, la différence entre la torsion qu'il faut et celle qui existe doit devenir nulle.

Pour résoudre les problèmes de ce genre, on peut recourir à la recherche des racines par la méthode de Newton.

Il dépend du logiciel utilisé d'exiger pour le programme de calcul de l'aile battante une fonction particulière de mise à zéro. Différents programmes mathématiques offrent déjà des fonctions de recherche des racines toutes prêtes. Avec d'autres logiciels, tels en particulier que ceux qui utilisent un langage de programmation particulier, ce n'est pas le cas.

Pour programmer la recherche des racines on donne ici une méthode numérique. Elle se réfère à la méthode de Newton. La dérivée de la fonction est remplacée par l'approximation suivante

$$x_{i+1} = x_i - \Delta_i \cdot \frac{f_{x_i}}{f_{(x_i + \Delta_i)} - f_{x_i}} \qquad \text{(D. 16)}$$

mit $i = 0, 1, 2, 3, \ldots$

für $i = 0$ $\Delta_i = x/1000$

für $i > 0$ $\Delta_i = x_{i+1} - x_i$

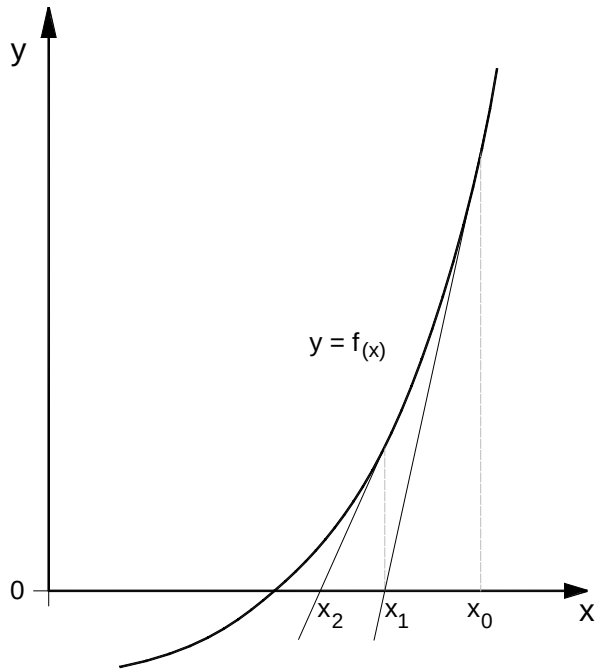


Figure D.1 Schéma de la progression

[*)] Pour la recherche de l'équilibre simultané dans les directions x et y les deux recherches des racines sont menées alternativement jusqu'à ce que les forces suivant les deux directions soient simultanément nulles. Pour les deux recherches, il faut choisir des variables différentes.

L’utilisateur doit d’abord présenter la fonction concernée dont on recherche la racine. Les valeurs de départ du calcul sont alors à définir. Il ya lieu de considérer pour cela :

- l’écart admissible par rapport à zéro
- une approximation de départ de la variable s et
- le nombre maximum d’itérations de la marche du calcul.

Plus l’approximation de départ de la variable est proche de la racine, plus sont réduites les démarches de calcul nécessaires.

La proposition suivante de recherche des racines sous forme d’organigramme est un peu simplifiée. Elle ne conduit pas à la solution pour toutes les données et toutes les allures de fonction. C’est le cas en particulier quand plusieurs racines se présentent pour une fonction ou que l’allure de la fonction présente des changements d’orientation et des maxima ou des minima. De plus, le pas n’est pas contrôlé. Pour les allures simples des fonctions du programme de calcul de l’aile battante, le programme proposé est suffisant.

Recherche des racines

Valeur de départ

Marche

Pour i=0 à n

Fonction

Itération

interruption entrée

oui | non

i = n
sortie

résultat entrée

oui | non

i = n
; retenir x et y

Valeurs de départ

n = 10	; nb de pas maximum
$\delta = 10^{-6}$	; écart admissible avec 0
V_0 = [valeur]	; approximation de départ de x ; une valeur appréciée ; le plus près possible ; de la racine pour y
F_0 = [valeur]	; grande valeur de la fonction ; de y p.e. valeur = 10
$\Delta = V_0 / 1000$	; premier pas (petite valeur)
Résultat = sortie	; mettre de côté
Interruption = sortie	; mettre de côté

Fonction

$y = f_{(x)}$; fournir la valeur de la fonction

par exemple pour l'équilibre des forces

$F_{z\Sigma} = f_{(kv)}$

Marche

Fonction

$F_1 = F_0$	; fonction actuelle
$V_3 = V_0$	; noter la variable actuelle
$V_1 = V_3 - \Delta$	; nouvelle variable
$V_2 = V_1$	; noter la nouvelle variable
$F_2 = F_1$	; noter la fonction actuelle
$x = V_1$	; nouvelle valeur de la variable

Itération

Pour i=1 à 10

$F_1 = y$; valeur actuelle de la fonction

$|F_1| < \delta$

oui | non

résultat = entrée

; à beaucoup de pa

oui | $i \geq n$ | non

interruption = entrée

; Eviter la division par zéro

$F_1 - F_2 = 0$

oui | non

interruption = entrée

$V_1 = V_3 - \frac{\Delta \cdot F_2}{F_1 - {}_2}$; nouvelle valeur de la variable

$\Delta = V_1 - V_2$; nouveau pas

$V_3 = V_2$; noter la variable actuelle

$V_2 = V_1$; noter la nouvelle variable

$F_2 = F_1$; noter la valeur actuelle de la fonction

$x = V_1$; nouvelle valeur de la variable

A cause de l'emploi sous diverses formes des méthodes présentées ici, les valeurs de x et de y sont représentatives des variables locales V_1 et F_1.

Traduction Jean-Louis Solignac

E Utilisation du système tourbillonnaire par le cortège d'oiseaux en formation

E.1 Chevauchée sur le faisceau de poussée

Avec un ornithoptère les deux tourbillons marginaux s'enroulent le long du trajet du vol autour de leur faisceau de poussée (voir Fig. 3.15). Les tourbillons marginaux ne forment donc pas d'échelons mais ils s'organisent en formant une hélice. Chacun a sensiblement la forme d'un ressort hélicoïdal fortement étiré, dont la section n'est pas absolument circulaire.

L'accroissement du tourbillon marginal de forme hélicoïdale le long du trajet de vol ne sera pas proportionnel à la distance parcourue. Il sera toujours naturellement influencé par la vitesse du vol supposée constante. D'autres facteurs d'influence interviennent à côté. Au voisinage du milieu du battement, c'est en particulier la vitesse angulaire de l'aile et au voisinage des fins de course, la vitesse du changement de la circulation.

Avec une évolution temporelle non sinusoïdale, mais plutôt d'allure rectangulaire de la vitesse angulaire de l'aile battante, il s'ensuit dans le domaine des fins de course du battement une transition relativement brève entre les répartitions de circulation (voir paragraphe 8.3). Les tourbillons marginaux vont donc alors vite de la région du tronc à l'extrémité de l'aile et vice versa. L'accroissement de l'hélice du tourbillon marginal sera probablement déjà par là seulement plus faible que sur le reste du trajet.

Entre les temps du battement le tourbillon marginal formé de la réunion commune de tous les filets tourbillonnaires acquiert, par sa partie fermée d'anneau tourbillonnaire (voir Fig. 3.14), une tendance supplémentaire à se disposer perpendiculairement au mouvement du vol. Les portions de tourbillon dans le domaine des fins de course du battement peuvent être désignées comme des « échelons transversaux ».

Il n'y a qu'une petite partie du système tourbillonnaire pulsant d'un ornithoptère qui s'étend tout le long de l'envergure et qui entoure par conséquent les deux faisceaux de poussée (dans le cas présenté c'est l'anneau tourbillonnaire pour Γ=1,3 m^2/s; voir paragraphe 3.2.7). Cette part du système tourbillonnaire n'est pas ici examinée de plus près. Non plus les anneaux tourbillonnaires enfermés à l'intérieur des deux demi- envergures, qui entourent le faisceau de poussée le long du chemin de l'abattée (voir Fig. 2.10 et Fig. 3.14). Tous ces anneaux tourbillonnaires renforcent les échelons tourbillonnaires transversaux du dessus et du dessous et diminuent leur extension.

En dessous des échelons tourbillonnaires du bas et au-dessus de ceux du haut, il y a comme pour le papillon une unique direction de l'écoulement vers l'avant (voir Fig.3.10). Par la diminution de l'extension du filet tourbillonnaire le long de la ligne de l'hélice, il y a à cet endroit un vigoureux courant dirigé vers l'avant. Si on en retient qu'avec les gros oiseaux il existe un système tourbillonnaire* comparable à celui des ornithoptères, la participation du courant d'air dirigé vers l'avant est sans doute la raison pour laquelle beaucoup de cortèges d'oiseaux volent sur une ligne déterminée en formation serrée les uns contre les autres.

Les oiseaux utiliseront vraisemblablement la partie haute du tourbillon marginal hélicoïdal car les échelons tourbillonnaires qui suivent l'aile étendue sont mieux formés là qu'en bas. En outre, l'air

* Jeremy Rayner (1986) écrit dans BIONA Report 5 page 50 en annotation, que les recherches de Spedding sur les oiseaux montrent une paire de tourbillons, qui suit le mouvement d'un point de l'aile situé entre l'articulation de la main et la pointe de l'aile. Aussi le tourbillon marginal chez les oiseaux va et vient sur le segment externe de l'aile.

accéléré à la pointe de l'aile, présente en haut une légère vitesse induite positive dirigée obliquement vers le haut (Cf. paragraphes 3.2.3 et 6.9).

Les échelons transversaux des tourbillons marginaux constituent comme un chemin de roulement les uns derrière les autres avec une impulsion communicative. L'oiseau suiveur s'emploie à placer son corps sur ce chemin de roulement, pour utiliser le courant d'air dirigé vers l'avant comme un vent arrière (Figure suivante).

Le vent arrière agit en particulier sur le dessous de l'aile de l'oiseau considéré. La circulation de l'aile s'en trouve assistée. Les systèmes tourbillonnaires des deux oiseaux s'influencent mutuellement.

L'oiseau considéré placera de préférence son corps situé toujours à la même hauteur sur le chemin de roulement. Il « chevauche » pour ainsi dire le faisceau de poussée de son prédécesseur. Simultanément, les tourbillons des autres oiseaux ne doivent pas causer de perturbation. Ainsi s'explique l'engagement sur un côté de l'essaim ou la forme en V de la formation du cortège d'oiseaux.

Comme le diamètre des tourbillons derrière l'aile doit se développer jusqu'à une certaine grosseur, puis lentement se disloquer au loin, les oiseaux sont contraints à conserver la distance optimale et par conséquent à voler les uns derrière les autres à une distance unique.

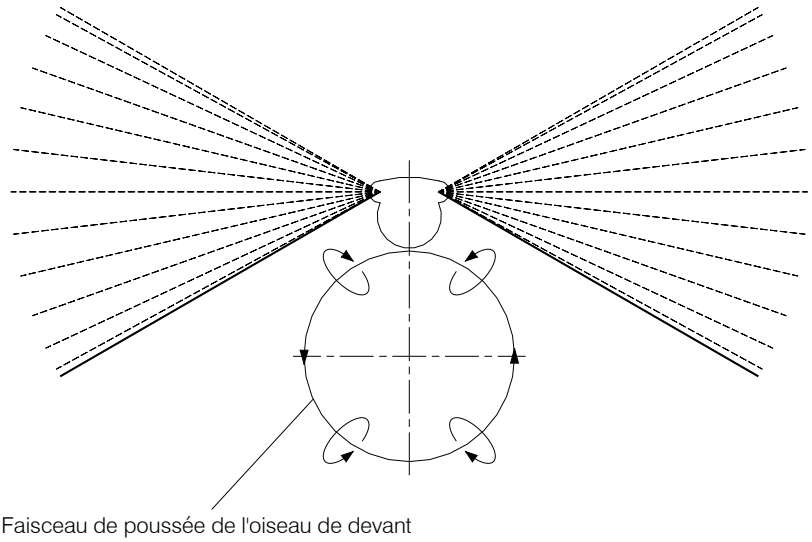


Figure E.1 « Chevauchée » d'un ornithoptère sur le faisceau de poussée de son prédécesseur. Vue arrière de la ligne gauche de la formation en V.

Si l'oiseau survole les échelons tourbillonnaires de son prédécesseur toujours à un instant auquel ses propres ailes atteignent leur fin de course, les segments de l'aile de bras peuvent sur une courte durée bénéficier du vent arrière (voir la figure suivante). A l'approche de la fin de course du bas, l'un des côtés de l'aile reçoit d'abord un peu du vent arrière et lors de l'abandon de la fin de course, c'est l'autre côté de l'aile. La position du suiveur est donc centrée sur une direction latérale.

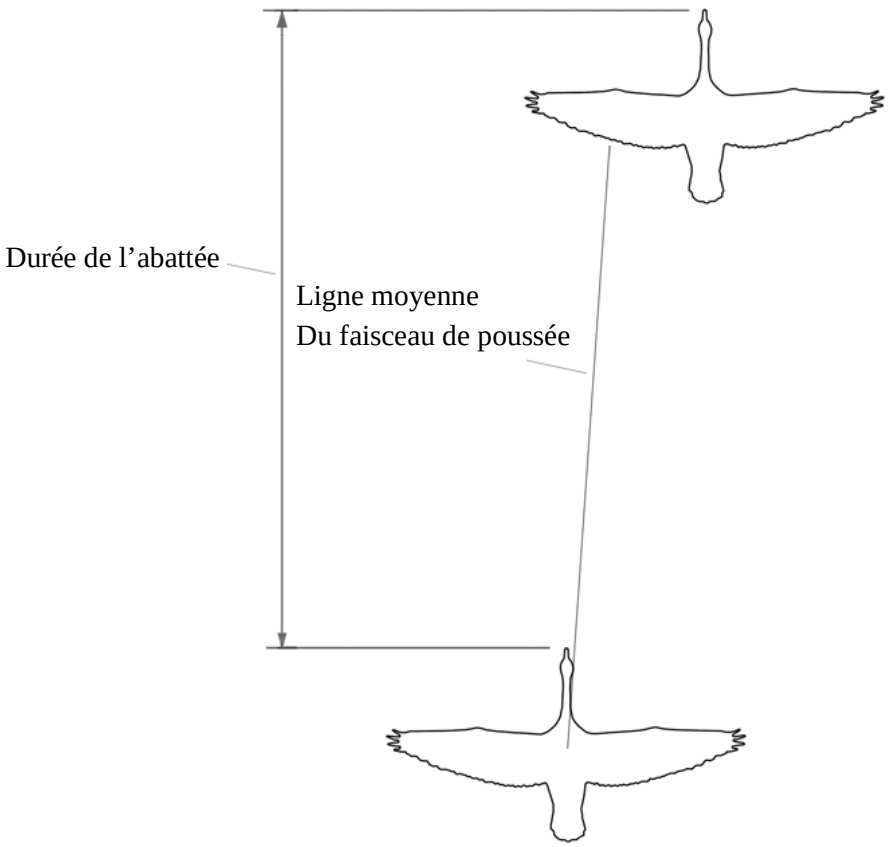


Figure E.2 Disposition à l'échelle de la formation lors de la « chevauchée » d'un faisceau de poussée
Exemple d'une oie grise avec b= 1,63 m, v = 17,4 m/s, f = 3 Hz

Si le survol de l'échelon tourbillonnaire avec les ailes en fin de course vers le bas est réellement un avantage et que les oiseaux d'une partie de la formation –comme on l'observe parfois- battent des ailes au même rythme sur une période plus longue, leur distance dans la direction du vol correspondra au trajet effectué pendant l'abattée. Ce serait intéressant de vérifier une fois cette supposition à l'aide d'enregistrement cinématographique correspondant d'un cortège d'oiseaux.

Le vent arrière agit au cours du temps sur les deux ailes de bras. La position oblique de l'échelon tourbillonnaire nécessite sans doute des compromis certains. Les muscles des deux ailes sont sollicités de façon différente. La part du système tourbillonnaire de l'oiseau de tête qui entoure les deux faisceaux de poussée (ici pour environ Γ=1,3 m^2/s), n'exerce une influence que sur un des deux côtés de l'aile. En outre, l'une des pointes de l'aile peut ralentir le système tourbillonnaire du deuxième faisceau de poussée de l'oiseau de tête. L'importance selon laquelle ces influences mutuelles se renforcent ou s'affaiblissent n'est pas connue.

Dans tous les cas, l'oiseau peut compenser les efforts dissymétriques de son aile par une disposition de côté ou une légère position oblique de son corps par rapport au faisceau de poussée de son prédécesseur. Il subsiste néanmoins vraisemblablement une sollicitation musculaire dissymétrique. Avec une formation en V du cortège des oiseaux, on peut toujours observer de nouveau des oiseaux qui changent de côté de la formation en V. Avec des cortèges en ligne, avec un engagement d'un seul côté, l'engagement dissymétrique des deux côtés semble ne pas se produire.

Contrairement à cette disposition théorique du vol en formation, il y a en particulier l'utilisation presque exclusive au milieu de l'envergure du tourbillon de démarrage relativement faible de l'oiseau qui précède. Ces tourbillons ne peuvent d'ailleurs être utilisés qu'un court instant au cours d'une période de battement.

Un léger centrage automatique de la position latérale du suivant sur le faisceau de poussée est avantageux, quand ses ailes se trouvent en position basse en fin de course et survolent l'échelon tourbillonnaire. L'image en formation que l'on ne rencontre que rarement, avec son léger engagement de côté des oiseaux isolés n' accrédite pas beaucoup cette hypothèse.

E.2 Utilisation du vent induit ascensionnel

Une autre théorie souvent mentionnée énonce que l'oiseau suiveurt peut utiliser le vent ascensionnel que le prédécesseur produit par son tourbillon marginal. Pour examiner de plus près les relations concernant l'aile battante, on a employé les données du vol de croisière d'un modèle de calcul pour un ornithoptère. Les données initiales n'ont été que grossièrement optimisées.

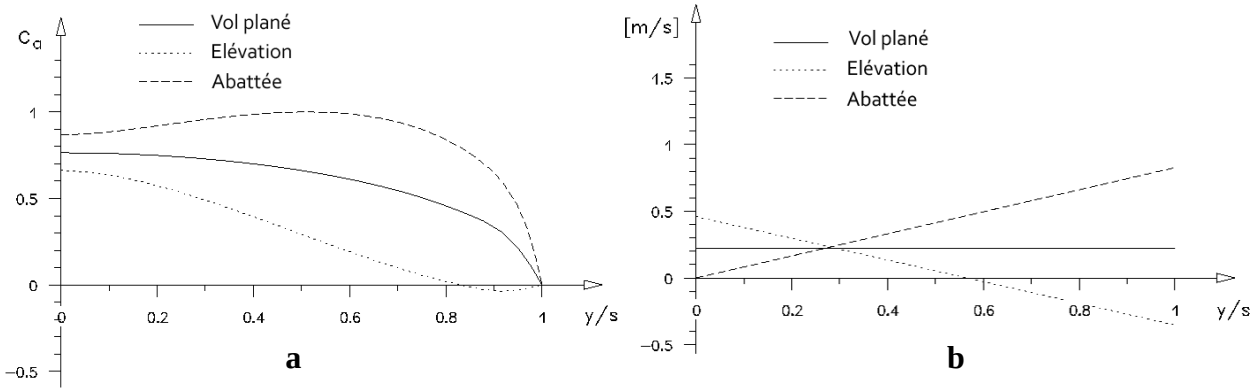
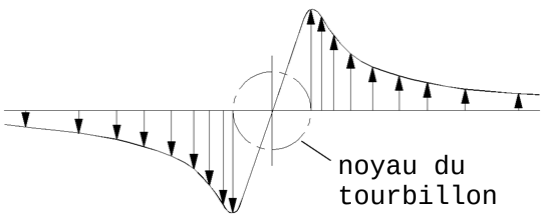


Figure E.3 Répartition des coefficients de portance et de la vitesse induite lors du vol de croisière du modèle de calcul au milieu du battement pour $c_{\Gamma 1}$=5 $c_{\Gamma 2}$=9 $k_{\Gamma 1}$=0,52 $k_{\Gamma 2}$=1,57 t_p=0,8s v_K=12,1 m/s P_K=40W



Des lois des tourbillons, il est connu que la vitesse de rotation d'un tourbillon isolé diminue de façon hyperbolique en fonction de la distance au noyau. On voit sur la figure ci-contre l'allure correspondante de la vitesse.

Figure E.4 Vitesse transversale d'un tourbillon

Les tourbillons doubles symétriques comme ils se présentent derrière les surfaces portantes montrent au moins sur leur côté extérieur une vitesse d'allure comparable à celle d'un tourbillon unique. Sur la figure suivante sont représentées de tels comportements pour le vol plané et l'abattée. On reconnaît nettement un courant induit ascensionnel à l'extérieur de l'aile, qui diminue vite sur le côté. A l'intérieur du domaine de l'aile, s'établit un vent induit dirigé vers le bas.

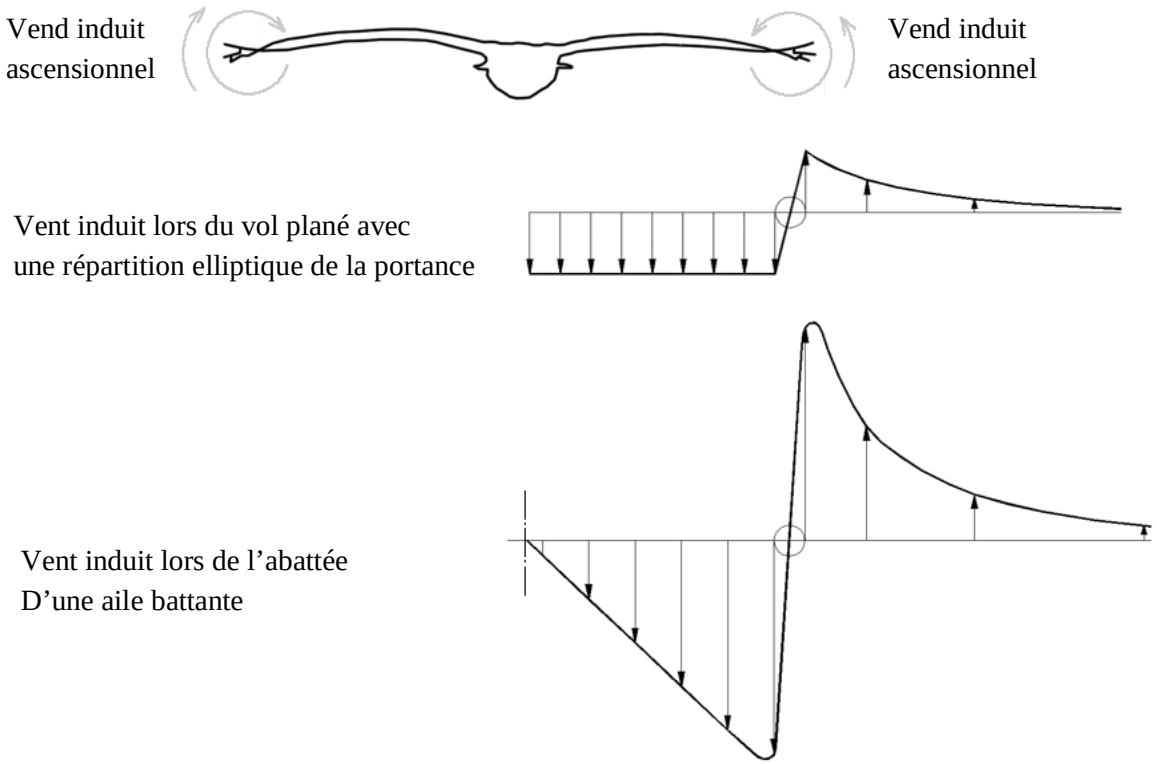


Figure E.5 Vue de dos d'une oie en vol et répartition du vent induit d'un côté de l'aile. L'allure serait estimée sur la base de la figure E.3b, comme du reste le diamètre du noyau tourbillonnaire.

Le vent induit ascensionnel du vol plané est très faible déjà à la distance d'une demi- envergure sur le côté. La distance mutuelle des deux noyaux tourbillonnaires se réduit loin derrière les deux pointes de l'aile à la valeur théorique 0,78b.

L'allure de la vitesse du tourbillon marginal lors de l'abattée ressemble à celle d'un tourbillon unique. Déjà à cause seulement de la circulation élevée de cette phase du battement le champ de vitesse ascensionnelle est très fortement développé. Mais également lors de l'abattée, à l'éloignement d'une demi- envergure la vitesse du vent ascensionnel est déjà petite. La distance des noyaux tourbillonnaires du tourbillon double ne se réduira dans ce cas qu'après un élargissement de courte durée dû à l'effet éventail de l'aile battante (Voir chapitre 3.2.3).

En outre, il faut considérer que le tourbillon double de l'abattée juste comme celui du vol plané, exécute un mouvement propre vers le bas. Pour l'oiseau qui vole derrière il y correspond une vitesse ascensionnelle plus faible. Le champ aérodynamique du tourbillon double limite en outre latéralement l'étendue du vent ascensionnel.

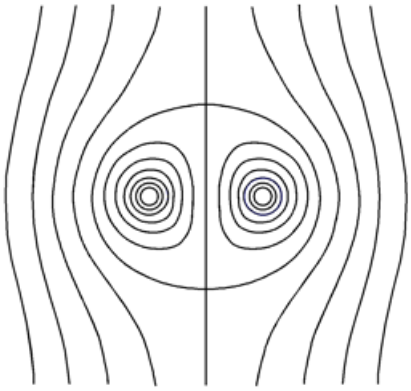


Figure E.6 Tourbillon double avec son mouvement propre

Un peu plus complexe est la configuration du tourbillon marginal lors de l'élévation. Il faut d'abord constater que la circulation du battement en élévation dans l'exemple de calcul n'atteint environ que le tiers de la circulation de l'abattée (voir les facteurs de circulation de la figure E.3). Cela joue aussi sur l'intensité du tourbillon marginal.

En outre, la figure E.3 montre que lors de l'élévation, il y a deux « tourbillons marginaux » d'un même côté de l'aile. Un tourbillon marginal intérieur se trouve environ au milieu de la demi- envergure de l'aile, un peu en dehors, là où sur la figure E.3b la vitesse induite s'annule. C'est le principal tourbillon du battement en élévation. Son sens de circulation est le même que pour l'abattée. Sur la moitié externe de la demi- envergure règne donc un vent induit ascensionnel. Le tourbillon même ne se formera d'une seule pièce que derrière l'aile. Les filets tourbillonnaires qui y participent sont répartis sensiblement symétriquement sur une grande partie de la demi- envergure.

La répartition de la circulation de l'élévation se termine à la pointe de l'aile avec un deuxième tourbillon plus petit. Il se trouve dans le champ de vitesse induite ascensionnelle du tourbillon principal. Sur la base des rapports de grandeur un plus petit tourbillon dans le sillage de l'aile tournera autour du tourbillon principal et sera pratiquement absorbé par lui. Ce petit tourbillon est généralement négligé dans l'attention portée au vol de formation. En outre, on ne voit pas clairement comment les choses se passent à côté de l'aile dans le champ induit ascensionnel du tourbillon principal. Sans calcul, c'est difficile à approfondir. C'est la raison pour laquelle l'allure de la vitesse induite ascensionnelle du battement en élévation n'est pas non plus représentée ici. Elle ne doit toutefois pas jouer un grand rôle dans le vol en formation.

Pour utiliser le vent ascensionnel dans l'abattée du prédécesseur on peut se représenter une formation d'oiseaux en vol comme sur l'image suivante. Deux oiseaux doivent se trouver juste dans la situation d'extension de leurs ailes dans la phase de l'abattée. Leur distance dans la direction du vol est choisie arbitrairement (d'où les lignes interrompues). Uniquement la position approximative de la pointe de l'aile sur la ligne médiane du tourbillon marginal du prédécesseur est une condition à respecter pour le suivant. Il choisira devant lui la distance avec le prédécesseur qui donnera la croissance optimale du tourbillon.

Les deux tourbillons marginaux de l'abattée sont derrière un peu écartés. Ils sont d'abord accélérés vers l'extérieur sur l'aile (voir paragraphe 3.2.3). L'angle d'écartement est ici choisi arbitrairement. Au cours du temps, soit à quelque distance derrière le prédécesseur, le tourbillon double de l'abattée s'enroulera et de ce fait deviendra plus étroit.

Lors de l'élévation au milieu du temps de battement, les tourbillons principaux se trouvent au milieu de la demi- envergure. Ils sont en arrière à coup sûr nettement moins écartés que dans le cas de l'abattée. Avec la disposition choisie ici sans écartement l'oiseau qui suit est en général à peine touché par les tourbillons provenant du mouvement en élévation de son prédécesseur. Par suite avec le modèle imaginé pour l'utilisation du vent induit ascensionnel on néglige non seulement le tourbillon marginal externe du mouvement en élévation, mais aussi l'interne. N'a d'importance pour le gain énergétique que le tourbillon du mouvement de l'abattée.

Le champ de vitesse induite ascensionnelle du tourbillon de l'abattée avec sa répartition de vitesse hyperbolique peut s'obtenir avec l'organisation choisie du vol seulement sur la demi- envergure droite de l'oiseau suiveur. La vitesse ascensionnelle atteindra là probablement une valeur significative seulement sur la moitié externe. Il faut alors éclaircir la question de savoir où en général se situe l'avantage pour le suivant, si le vent ascensionnel n'agit que d'un côté de l'aile.

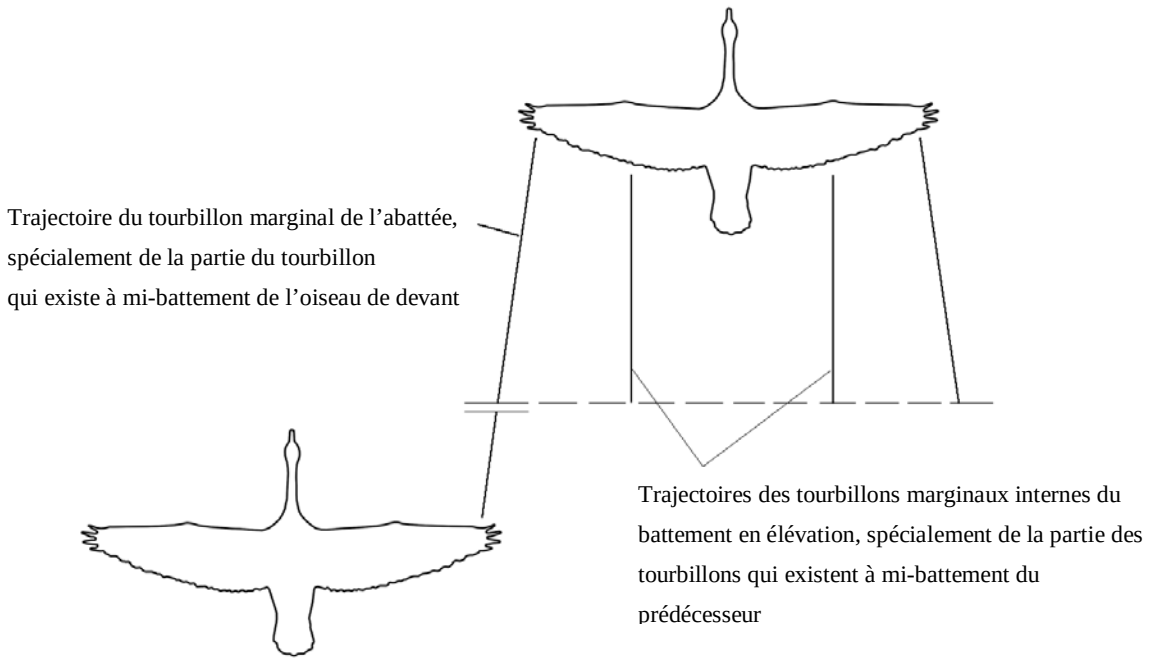


Figure E.7 Arrangement en vol de formation avec utilisation d'un des deux tourbillons marginaux de l'oiseau précédent. La participation des tourbillons mentionnés sur la figure des battements en élévation et en abattée arrive avec un décalage de temps sur l'oiseau qui suit.

La vitesse induite ascensionnelle se présente du côté considéré de l'aile du poursuivant comme un facteur d'augmentation de l'inclinaison du courant d'air. Il s'ensuit un accroissement de l'angle d'incidence et de la portance. En particulier, le moment inégal des deux côtés de l'aile laisse prévoir théoriquement un problème. Quoi qu'il en soit, le cours des choses est rétabli par les lois de l'action et de la réaction des deux côtés de l'aile. La dissymétrie propre à l'oiseau dans ce cas est relativement simple. Il n'a besoin de diminuer l'angle d'incidence de l'aile sur la valeur précédente que dans les parties de l'aile touchées par le vent ascensionnel (La correction de torsion nécessaire à cette adaptation correspond à peu près à la vitesse ascensionnelle à l'intérieur de l'aile). Portance et moment de battement ont alors de nouveau de chaque côté de l'aile les mêmes valeurs que sans vent induit ascensionnel. L'oiseau est ainsi de nouveau en équilibre. Mais où se situe donc alors l'avantage du vent induit ascensionnel ? La fatigue de l'oiseau doit être la même avec et sans vent induit ascensionnel.

En dépit de l'adaptation par la torsion de l'aile subsiste la direction de l'écoulement modifiée par le vent ascensionnel. C'est pourquoi dans les deux sens du battement la force aérodynamique qui est normale à l'écoulement s'incline davantage vers l'avant. Lors de l'abattée la poussée augmente donc et lors de l'élévation la résistance diminue (effectuez la comparaison sur la figure 1.2 ; la vitesse transversale v_u est à compléter par la vitesse induite ascensionnelle). L'oiseau doit compenser cet écart des efforts d'un côté, Il commencerait sinon par tourner et sortir du cortège des oiseaux. Mais il peut sûrement maintenir droite sa route sans grande consommation d'effort avec ses techniques habituelles de navigation. Ce à quoi ressemblent ces techniques en vol battu est encore incertain.

L'avantage du vent ascensionnel d'un seul côté réside donc dans un accroissement supplémentaire de la poussée d'un côté. En compensation, l'oiseau peut battre plus lentement des ailes. Les exigences sont fortes pour maintenir exactement la position de vol. D'un côté l'oiseau suiveur abandonne la part importante du champ de vitesse induite ascensionnelle. De l'autre, la pointe de son aile plonge dans le champ de vitesse induite négative. En suivant le trajet circulaire des pointes de l'aile autour de

l'emplanture ce n'est que pendant un court instant que peut s'arrêter l'aile dans une position effective de vent ascensionnel latéral. A droite et à gauche, la poussée supplémentaire devient rapidement à nouveau plus petite.

La démarche d'utiliser le champ de vent ascensionnel endosse un grief supplémentaire. Si un oiseau vole avec la pointe de son aile dans le noyau du tourbillon marginal de celui qui le précède, son aile traverse dans le temps le plus bref (de l'ordre du centième de seconde) le tourbillon marginal en question. Si on observe le mouvement du tourbillon dans cette section, il n'y a pas le temps, à faible distance du noyau pour que toutes les particules d'air d'un trajet circulaire atteignent la phase d'un mouvement ascensionnel. Il y a lieu de considérer aussi les courants d'air qui évitent l'aile. Après la traversée de cette zone par l'aile, le tourbillon marginal se déforme mais dans l'ensemble continue à tourner, n'étant que peu diminué. Beaucoup d'énergie reste acquise dans le tourbillon. Il s'ensuit que peu d'énergie est utilisée en tant que vent ascensionnel.

E.3 Réduction de la traînée

Il y a un mécanisme supplémentaire qui peut introduire une plus grande participation du tourbillon marginal dans le transfert d'énergie. A la pointe de l'aile de l'oiseau suiveur les mouvements de circulation provenant de la rencontre des tourbillons des oiseaux prédécesseur et suiveur sont dirigés en sens inverse l'un de l'autre (voir la figure suivante). Le tourbillon marginal de l'oiseau suiveur ne pourra se développer à sa valeur habituelle. Cela conduit à une diminution de la traînée induite de ce côté de l'aile. L'organisation de la formation de vol est alors à peu près la même que pour l'utilisation du vent ascensionnel sur la figure précédente. L'effet a déjà été pratiquement démontré par la NASA en 2001 avec deux avions à réaction en formation de vol échelonnée.

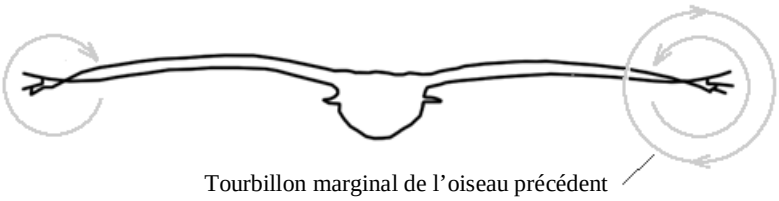


Figure E.8 Recouvrement par le tourbillon marginal à la pointe droite de l'aile de l'oiseau suiveur lors de son abattée.

L'oiseau doit réagir à cette diminution d'un seul côté de la traînée. Chaque écartement sur le côté de la route de l'oiseau qui précède signifie pour le suivant une influence sur sa propre direction de vol tantôt d'un côté, tantôt de l'autre. Cela signifie une capacité instable à maintenir un cap. Dans l'esquisse d'un remède on ne connaît aucun système de gouverne stabilisatrice automatique. Cela explique un peu la grande largeur de l'ondulation de l'engagement latéral que l'on peut observer à l'intérieur d'une formation en V. Cela vaut tout particulièrement si on considère le processus de régulation pour stabiliser la course de plusieurs individus qui volent les uns derrière les autres. Mais aussi l'économie d'énergie relativement faible de seulement 2,5%* joue un rôle pour les oiseaux pour qu'ils se contraignent à conserver une distance déterminée. On peut sans doute considérer dans ce contexte comme une

* Cutts, C. J. Speakman J.R. : Energy savings in formation flight of pink-footed geese. Journal of Experimental Biology (1994) 189 : 251-261

confirmation de cette hypothèse du vol en formation la grande largeur de l'ondulation que l'on peut observer.

La préférence que l'on accorde au procédé qui consiste à minimiser la traînée sur celui de chevaucher sur le tourbillon marginal repose particulièrement sur l'utilisation du puissant tourbillon marginal de l'abattée. A cause du trajet circulaire de la pointe de l'aile autour de l'articulation de l'épaule on peut se demander si la réduction de la traînée peut être utilisée pendant toute la durée du battement. Les trajets des pointes battantes des ailes c'est-à-dire leurs tourbillons marginaux ne se recouvrent comme sur la figure E.7 qu'un court instant. L'action mécanique qui suit apporte une aide importante.

Le procédé de réduction de la traînée fonctionne alors quand le tourbillon marginal de l'oiseau qui précède atteint non pas la pointe de l'aile du suivant mais seulement le domaine externe de l'aile. A l'existence d'un tourbillon marginal de l'aile se rattache toujours aussi un écoulement le long de l'aile. A l'intrados cet écoulement se dirige vers le tourbillon marginal et il s'en éloigne à l'extrados (prochaine figure). Le tourbillon qui vient de l'oiseau qui précède agit sur cet écoulement qui longe l'aile du suivant. Le tourbillon marginal du suivant est affaibli. La diminution de traînée qui y est liée se relâche d'autant plus que le tourbillon marginal de l'oiseau qui précède se rapproche de l'emplanture du suivant.

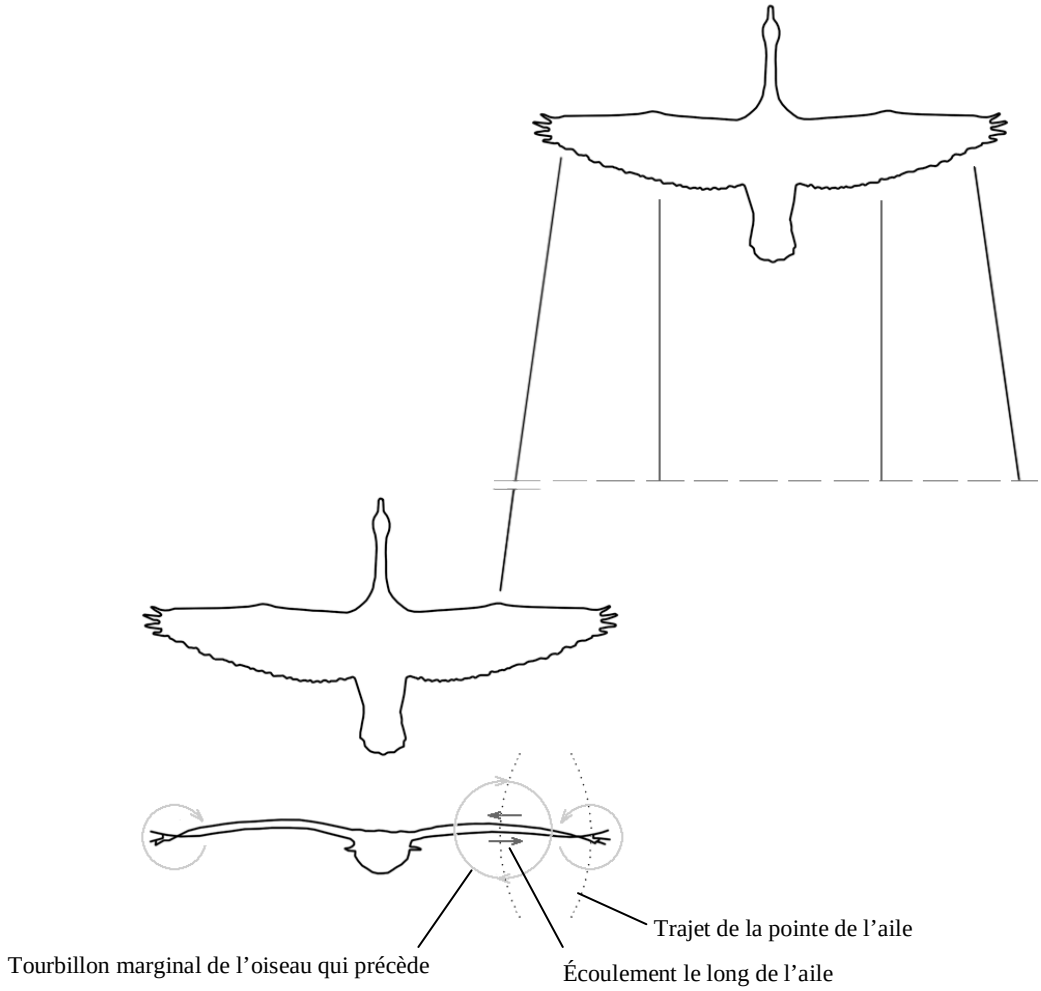


Figure E.9 Couverture par le tourbillon marginal aux environs du milieu de l'aile de l'oiseau qui suit

Dans ce cas de fonctionnement la tolérance autorisée de la distance latérale entre le prédécesseur et son suivant est relativement grande. L'utilisation du procédé durant toute la durée du battement à un degré élevé est vraisemblablement possible. Un gain de poussée suivant un vent ascensionnel va sans doute être

perdu. La question se pose si à sa place lors de l'élévation, après l'écartement du tourbillon et son engagement sur le côté, le vent ascensionnel du tourbillon du battement en élévation de l'oiseau qui précède est utilisé.

Il est probable que les oiseaux utilisent plusieurs des possibilités d'économiser de l'énergie qui ont été décrites, simultanément, alternativement, ou d'une autre façon suivant leur art propre. Dans tous les cas, la recherche pour accorder les différentes hypothèses avec la réalité est semée de difficultés. Si on compare en particulier les distances latérales entre les oiseaux qui volent l'un derrière l'autre, une formation de vol ne s'accorde que rarement avec une des tentatives décrites ici. Les distances longitudinales et latérales constatées sur beaucoup de photographies sont trop différentes et trop dissymétriques. On trouve pour ainsi dire pour chaque hypothèse la « preuve » photographique qui convient. Avec le choix au hasard de quelques photographies d'oiseaux, on tombe difficilement sur un tas de l'une plutôt que de l'autre disposition de formation d'oiseaux.

Des mesures en soufflerie à des nombres de Reynolds correspondants- même seulement avec des ailes portantes rigides- et des calculs détaillés des tourbillons marginaux seraient sûrement d'un grand secours pour éclairer davantage la compréhension du vol en formation des oiseaux.

Documentation Photographique

Les photographies suivantes peuvent fournir une idée sur la manière de voler déjà bien attractive de l'ornithoptère. Elles ont été prises par mon frère Wolfgang, qui a suivi photographiquement les expériences de vol.

Dans cette version- Web aucune photographie n'est retenue pour raison d'encombrement de fichier.

Bibliographie

Althaus Dieter: Profilpolaren für den Modellflug. Neckar-Verlag, VS-Villingen 1980

Althaus Dieter: Profilpolaren für den Modellflug Band 2. Neckar-Verlag, VS-Villingen 1985

Archer R. D., J. Sapuppo, D. S. Betteridge: Propulsion characteristics of flapping wings. Aeronautical Journal, Sept. 1979, S. 355-371

Bilo Dietrich: Flugbiophysik von Kleinvögeln. Zoologisches Institut der Universität München, 1970

Betz Albert: Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Nachrichten von der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, mathematisch-physikalische Klasse, Weidmannsche Buchhandlung, Berlin 1919

Brodsky, A. K. and V. D. Ivanov: The role of vortices in insect flight. Zool. Zh. 63/1986, Seite 197-208

Clauss Günther: Schlagflügel und Wirbelstraße. Fortschritt Berichte, VDI Zeitschrift, Reihe 7, Nr. 7, Juni 1968

Dubs F.: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Stuttgart, 1979

Durand William Frederick: Aerodynamic Theorie. Julius Springer, Berlin 1935

Göbel D. und Oehler C. :Untersuchung über die Beschleunigung von Nachlaufströmungen für Vortriebszwecke. Z. Flugwissenschaft , 12/1964, Heft 11, S. 402 bis 407

Händler Horst: Schwingenflugmodelle. Flug + Modelltechnik, 326-3/83, S. 207-209, Verlag für Technik und Handwerk GmbH, Baden-Baden 1983

Hertel Heinrich: Struktur Form Bewegung, Biologie und Technik. Krausskopf-Verlag GmbH, Mainz 1963

Herzog Karl: Anatomie und Flugbiologie der Vögel. Gustav Fischer Verlag, Stuttgart 1968

Herzog Karl: Der Schwingenflug in Natur und in der Technik. Mechanikus, Heft 1-4/63; 10-12/63; 1-3/64, J. F. Schreiber Verlag, Esslingen am Neckar 1963

v. Holst Erich: Zur Verhaltensphysiologie bei Tieren und Menschen. Gesammelte Abhandlungen, Band II, R. Piper & Co Verlag, München 1970

Jones Robert T.: The spanwise distribution of lift for minimum induced drag of wings having a given lift and a given bending moment. National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note 2249, Sept. 1950

Jones Robert T.: Wing flapping with minimum energy. Aeronautical Journal, July 1980, S. 214-217

Kramer Max: Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragflügeln bei plötzlicher Anstellwinkelvergrößerung. Zeitschrift für Flugtechnik, 23. Jahrgang, Nr. 7, 14. April 1932

Liebe Wolfgang: Die Hinterkante als Quelle der Kraft zum Fliegen und Schwimmen. BIONA-report 3, S. 219-230, Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985

Lilienthal Otto: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst, R. Gärtner, Berlin 1889, (Neudruck Oldenbourg Verlag München, 1977)

Lippisch Alexander: Theoretische Grundlage des Schwingenfluges. Flugsport, 17. Jahrgang 1925, Nr. 11, S.246-253

Lippisch Alexander: Schwingenflugmodell des NSKF. NSKF Berlin 1938, S. 18-32

Lyon Christopher A., Andy P. Broeren, Philippe Giguère, Ashok Gopalarathnam and Michael S. Selig: Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume 3. SoarTech Publications Virginia Beach, Virginia, USA, 1997

Nachtigall Werner: Funktionen des Lebens. Hoffmann und Campe Verlag, Hamburg 1977

Nachtigall Werner: Warum die Vögel fliegen. Verlag Rasch und Röhring, Hamburg-Zürich 1985

Nachtigall Werner (ed): BIONA-report 3: Bird flight – Vogelflug. Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985

Oehme Hans: Flug und Flügel von Star und Amsel, Teil 1. Biologisches Zentralblatt, Band 82, Heft 4, VEB Georg Thieme, Leipzig, 1963

Oehme Hans: Über den Kraftflug großer Vögel. Beiträge zur Vogelkunde, Band XI, Akademische Verlagsgesellschaft Geest & Portig K.-G., Leipzig, 1965

Oehme Hans: Physiologische und morphologische Aspekte der Muskelleistung fliegender Tiere. Biologische Rundschau, Band 6, Heft 5, 1968

Oehme Hans: Möglichkeiten und Grenzen der Flugleistungsbestimmung unter Verwendung aerodynamisch begründeter Rechenmodelle. BIONA-report 3, S. 231-254, Publ. Akad. Wiss. Lit. Mainz, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1985

Oehme Hans: Vom Flug des Habichts Accipiter gentilis (L.). Ann. Naturhist. Mus. Wien, 88/89, B, 67-81, 1986

Phillips Hewitt: The Fuselage Motion of Ornithopters. The Eighteenth Annual Symposium Report of the National Free Flight Society, 1985, pp.49-53

Piskorsch Adolf: Bewegte Schwingen. Selbstverlag, Sontheim an der Brenz 1975

Pröll Arthur: Grundlagen der Aeromechanik und der Flugmechanik. Springer Verlag, Wien 1951

Rayner Jeremy M. V.: Vertebrate flapping flight mechanics and aerodynamics, and the evolution of flight in bats. BIONA-report 5, S. 27- 74, Gustav Fischer Verlag, Stuttgart, 1986

Schmitz F. W.: Aerodynamik des Flugmodells. Luftfahrt-Verlag Walter Zuerl, Steinebach-Wörthsee 1975

Selig Michael S., Donovan John F. and Fraser David B.: Airfoils at low speed, Soartech 8. H. A. Stokely, publisher, 1504 North Horseshoe Circle, Virginia Beach, Virginia 23451 USA, 1989

Selig Michael S., Christopher A. Lyon, Philippe Giguère, Cameron P. Ninham and James J. Guglielmo: Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume 2. SoarTech Publications Virginia Beach, Virginia, USA, 1996

Simons Martin: Flugmodell-Aerodynamik. Übersetzt von Hans-Walter Bender, Verlag für Technik und Handwerk GmbH, Baden-Baden 1968

Stolpe Max, Zimmer Karl: Der Vogelflug. Akademische Verlagsgesellschaft mbH, Leipzig 1939

Tennekes Henk: Kolibris und Jumbo-Jets. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin 1997