Élodie Roux
Élève ingénieur en mécanique
INSA de Rouen
Auditrice à SupAéro

Projet Personnel

Hélicoptère

Élodie Roux
Elodie.Roux@supaero.org

Préambule :

Ce rapport est le fruit du travail effectué en cours de cycle ingénieur (projet personnel) à l'INSA de Rouen en mécanique. Il avait pour but d'effectuer une étude sur un sujet au choix. Alors pourquoi l'hélicoptère ? Et bien, c'est un appareil qui m'a toujours fascinée et attirée au point de vouloir travailler par la suite, au sein d'une entreprise dont l'activité tournerait principalement autour de ce merveilleux appareil.
Cette étude se divise en sept grandes parties qui sont la synthèse de concepts que j'ai étudiés auprès de services de recherche, des concepteurs, des exploitants et des pilotes.

Elle commence par une approche qualitative de l'hélicoptère (son histoire, ses utilisations), quelques notions d'aérodynamiques sont ensuite évoquées, ainsi que le fonctionnement mécanique du rotor, afin de comprendre les spécificités dynamiques et la motorisation de ce type d'appareil. Pour finir, une approche « pilotage » permet de faire la synthèse des notions abordées dans les parties précédentes et de mieux cibler les besoins qui serviront de bases d'étude aux évolutions futures.

Je tiens à remercier SupAéro et tout particulièrement M. Boiffier, de m'avoir accueillie en tant qu'auditrice dans cet établissement, ce qui m'a permis de suivre des cours sur les aéronefs (hélicoptères mais aussi avions), et par conséquent a élargi ma vision des choses en m'ouvrant d'autres horizons…

Merci aussi à l'INSA-ROUEN ainsi qu'à toutes les personnes qui m'ont aidé de près ou de loin à réaliser ce projet. Notamment:

- M. Gérard Bringué et M. Christophe Serr d'EUROCOPTER
- M. Charles Schmitt et M. Christian Sainderichin du GFH
- M. Jean-Jacques Philippe de l'ONERA
- M Jean-Luc Boiffier de l'ONERA/SupAéro pour ses précieuses remarques.
- M. Pierre Legault et M. Dave B. Wyatt de BELL HELICOPTER TEXTRON
- Mme Christine Lambert et Mme Marie-Christine Lagarde de TURBOMECA
- M. Eric Tossavainen de MDHELICOPTER
- M. Jean-Charles Ville de l'ENSICA
- M. A. Glad, C. Primois et M. Texeileau de l'ENSMA
- M. Lutin David (evhr)
- M. Jean-Marie MMZ
- M. Jorge Gazzola de HELIS
- M. René Kunz de la société HELISWISS

Table des matières

TABLE DES MATIERES 5
I] APPROCHE GENERALE 6
1°) Historique et description 6
2°) La place de l'hélicoptère dans la société actuelle 10
II] COMMENT SE FAIT LA PORTANCE ? 17
1°) Les profils 17
2°) Bernoulli 17
3°) Force 19
III] LE ROTOR 22
1°) Le plateau cyclique 22
2°) Le vrillage des pales 28
3°) Les articulations 29
4°) liaisons mécaniques /matériaux 31
5°) Conicité du rotor 33
6°) Équations du mouvement 33
IV] SPECIFICITE DE LA VOILURE TOURNANTE: 45
1°) théorie de Froude 45
2°) couple de réaction 47
3°) Limitation en vitesse 54
4°) Limitation en altitude: 56
5°) Vibrations 60
6°) résonance au sol 63
V] LA PUISSANCE A FOURNIR POUR VOLER 65
1°) Énergie 65
2°) Transmission 68
VI] LE PILOTAGE 71
1°) les commandes de vol 71
2°) couplage rotor de queue/principal 73
3°) le pilotage 73
4°) Pilote Automatique PA 77
5°) les outils de bord 77
VII] PREPARATION AU FUTUR 82
1°) simulateur pour la formation 82
2°) amélioration du système existant: 83
3°) Convertible 84
4°) La lutte contre le bruit 85
5°) Du côté militaire 86
6°) Vol en tout temps 87

Hélicoptère

I] Approche générale

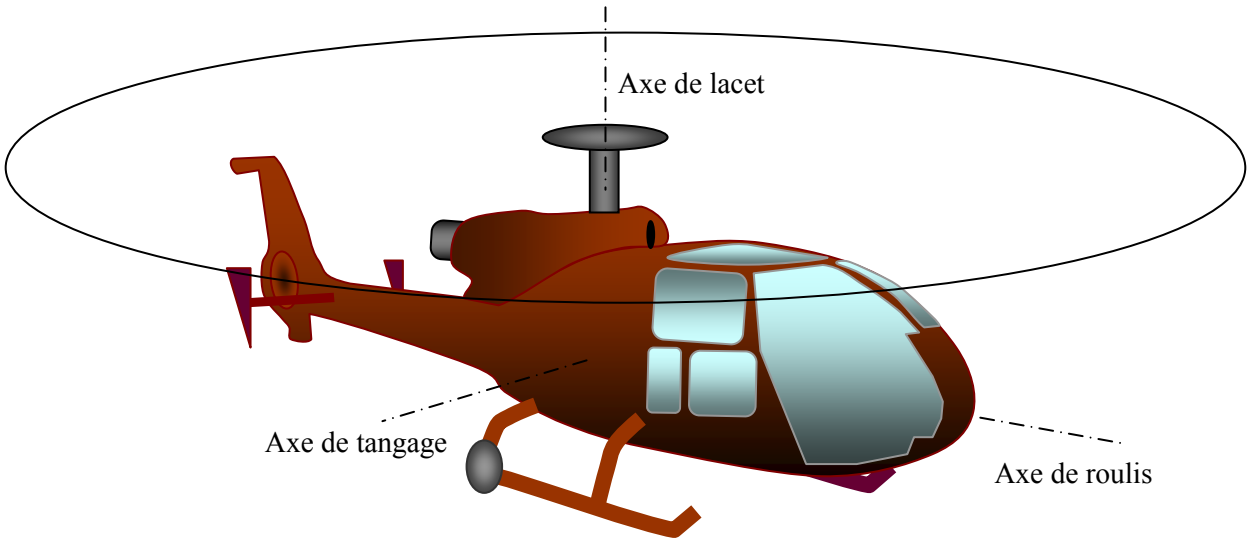
Nous allons présenter dans cette partie, ce qu'a été et ce que représente aujourd'hui l'hélicoptère. Nous commencerons par un bref descriptif de l'appareil et son évolution au cours de l'histoire, pour ensuite étudier le rôle qu'il joue actuellement.

1°) Historique et description

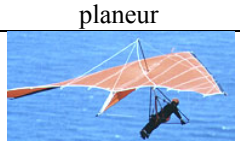
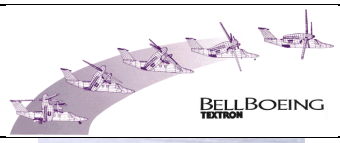
a) Description

L'hélicoptère est un giravion dont la ou les voilures tournantes assurent à la fois la sustentation mais aussi la propulsion de l'appareil. Il a la particularité de pouvoir rester en vol stationnaire et de se mouvoir verticalement, ce qui lui permet de décoller et atterrir dans un espace très restreint.
Afin de mieux se familiariser avec cet appareil étrange, voici ses principaux éléments :

Le rotor de queue permet à l'hélicoptère de contrer le moment de lacet provoqué par le rotor principal (nous le verrons plus en détail dans la partie *IV] 2°) couple de réaction*) ainsi que de s'orienter selon l'axe de lacet. Le rotor principal, quant à lui, permet d'avancer dans toutes les directions. Nous verrons comment par la suite.



L'hélicoptère est un appareil permettant de s'élever dans les airs, parmi d'autres. Pour mieux le connaître sa famille voici son arbre généalogique :

Aéronef	Aérostat		Montgolfière	
			Dirigeable	
	Aérodyne	Avion / aéroplane	Avion sans moteur :	planeur
				 deltaplane
			Avion motorisé :	ULM
				Avion touristique
				Avion de ligne
				Avion de chasse
		Giravion	Convertible	
			Hélicoptère	Civil
				De l'armée
			Combiné	
			Autogire	

b) Un peu d'histoire

Hélicoptère vient des mots « hélikos » qui signifie : spirale et de « Pteron » qui veut dire aile.
L'hélicoptère est donc une aile qui tourne, d'où le terme de voilure tournante.
On retrouve dans l'histoire des objets ayant pour concept de se « visser » dans l'air, un jouet chinois : "la toupie volante". On faisait tourner la toupie très rapidement à l'aide d'une ficelle ce qui la faisait s'élever dans les airs.
Toutefois, le concept même de l'hélicoptère revient à Léonard de Vinci qui réalisa le croquis d'un appareil ayant une aile hélicoïdale aux environs de 1480. Celle-ci tournant devait se « visser » dans l'air. Mais ceci ne put aboutir, faute d'une motorisation conséquente car elle devait être assurée par l'homme qui ne pouvait pas développer l'énergie musculaire suffisante.

Schéma de Léonard de Vinci

Il fallut attendre la fin du XIXème siècle pour que les hommes se penchent sérieusement sur le problème de la voilure tournante. La France a été précurseur dans ce domaine avec l'établissement des bases théoriques des appareils à hélice sustentatrice par Charles Renard et Louis Breguet entre 1903 et 1907. Par ailleurs, c'est en 1906 que, pour la première fois, un hélicoptère fut piloté (premiers vols verticaux) par Paul Cornu et Louis Breguet.
Bientôt les autres pays (les États-Unis, la Russie, …) se mirent à en fabriquer, chacun améliorant le concept petit à petit. Les pales de l'hélicoptère bénéficièrent de l'étude des profils aérodynamiques des ailes des avions mais leurs vols se restreignait à des « sauts de puces ».
Mais grâce aux travaux de l'Espagnol Juan de la Cierva sur les autogires, l'hélicoptère fit un véritable bond en avant. Car cet homme avait remarqué qu'en avançant, l'appareil se penchait (roulis) car ses pales n'avaient pas la même portance en raison de leur différente vitesse par rapport à l'air (pale avançante, pale reculante). Alors il eut vers 1922, l'idée d'articuler la pale pour qu'elle puisse, se lever lorsqu'elle subit trop de portance (c'est le battement), et avoir du retard ou de l'avance due à l'inertie (c'est la traînée). Cette ingénieuse idée apporta enfin la stabilité à ces appareils. Ainsi, les hélicoptères devinrent beaucoup plus maniables et capables d'avancer.

le Focke 61

Une voilure tournante engendre un couple de réaction sur le fuselage dans le sens contraire de rotation des pales. Pour contrer ce couple, les études différaient. En 1936, Louis Breguet et René Dorand mirent au point le Gyroplane-laboratoire à rotors coaxiaux qui vola 44 km en circuit fermé durant 1h20 min. Cette année là, l'Allemand Heinrich Focke opta pour des rotors transversaux : le Focke 61 qui bâtit tous les records de l'époque.

Igor Sikorsky, pour sa part, réalisa le VS-300, premier monorotor fiable.
Puis la deuxième guerre mondiale éclata et ensuite, on comprit que l'hélicoptère pourrait être utile à l'armée.

le VS-300

Sikorsky XR-4

Ainsi, l'US Air Force utilisa le Sikorsky R-4. Bientôt les hélicoptères devinrent beaucoup plus maniables et leurs performances de plus en plus étonnantes. L'industrie fit des progrès considérables sur les matériaux de plus en plus légers et plus résistants. Les matériaux composites ont révolutionné le domaine des pales qui en bois résistaient très mal à la torsion.

La France n'avait pas dit son dernier mot car durant l'après guerre, elle sortit toutes sortes de prototypes et des appareils qui allaient marquer leur époque. Notamment, le Djinn qui avait la particularité de mouvoir son rotor par des jets d'air éjectés en bout de pale et ainsi, ne pas avoir de rotor de queue (nous développerons plus amplement ce système dans la partie *IV] 2°) a) δ) Éjection de gaz en bout de pale*).

SO.1221 Djinn

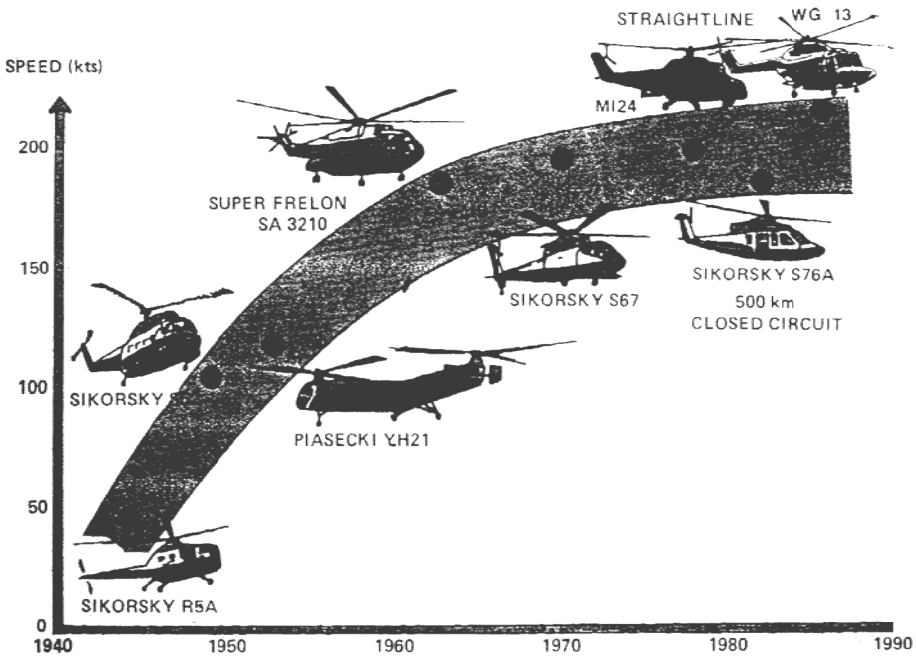
SE 3130 Alouette II

Mais le plus remarquable de tous fut l'Alouette II, le premier hélicoptère au monde à être motorisé par une turbine. Ceci avait deux avantages : une certaine maîtrise des vibrations, ce qui est un des problèmes majeurs des hélicoptères, mais surtout d'obtenir un grand gain en puissance. L'entreprise Turboméca développa un système de régulation des gaz de la turbine, afin d'éviter au pilote de se préoccuper d'une manette des gaz.

Des progrès ont été faits dans beaucoup de domaines : les profils aérodynamiques, les formes du fuselage et des pales (afin de réduire la traînée) mais aussi les turbines, les matériaux, …

Année	1977	1980	1989
Modèle	SA 365 C	SA 365 N	SA 365 N
Cx S en m^2	1.4	1.05	0.85

L'hélicoptère a vu sa masse et sa consommation se réduire, sa vitesse s'augmenter, et ainsi devenir aujourd'hui un appareil très performant.



2°) La place de l'hélicoptère dans la société actuelle

a) Les secours d'urgence

α) Au SAMU

Les hélicoptères représentent un véritable atout pour le secours car ils permettent d'évacuer très rapidement les blessés qui nécessitent des soins urgents. Rappelons que pour une hémorragie grave, on a 15% de décès après 20 min et plus de 50% passé 30min !
Des pistes très petites (un H dans un cercle de 14 m de diamètre environ) sont alors aménagées sur le toit de certains hôpitaux. Les hélicoptères permettent d'aller d'un point à un autre dans un délai plus rapide que des ambulances, retardées par la circulation malgré leurs gyrophares et ceci en « ballottant » moins le blessé (ce qui est pour la traumatologie, notamment les lésions du rachis, un avantage certain).

Sa capacité d'atterrir sans infrastructures est sans doute sont plus bel atout : il suffit d'un terrain assez dégagé. Cette dernière possibilité est très précieuse pour porter secours dans des zones dévastées par un cyclone ou un tremblement de terre. Plus fréquemment, en zone urbaine, il est envoyé pour les AVP (Accidents de la Voie Publique), les infarctus du myocarde à domicile,…C'est en fait, le régulateur qui décidera de la nécessité ou non, d'envoyer un hélicoptère selon le bilan de la situation qu'on lui aura fourni.

Mais qu'en est-il de la situation en France ? Et bien, la France semble en retard vis à vis des autres pays européens notamment en Suisse (la Croix-Rouge suisse REGA) et en Allemagne. Le SAMU dispose seulement d'une dizaine d'hélicoptères et en nécessiterait 6 fois plus pour couvrir correctement le territoire français. Les hélicoptères de la gendarmerie, de la Sécurité Civile ou encore de sociétés privées (location hélico+pilote) sont alors utilisés. A titre d'exemple, le SAMU 64 a effectué près de 190 interventions en 1997 dans l'hélicoptère bleu de la gendarmerie (hélitreuillages, sauvetages, évacuations, …sans compter les recherches de personnes) et dispose aussi de leur propre appareil à Bayonne (transports sanitaires…). Plus généralement, sont employés les propres hélicoptères du SAMU près des agglomérations et ceux de la gendarmerie ou de la Sécurité Civile près des montagnes.

β) Secours en montagne

On a vu que l'hélicoptère pouvait se poser dans un espace restreint, ceci est aussi très avantageux pour les interventions en montagne.
Par ailleurs certains skieurs se retrouvent coincés dans des crevasses impossibles d'accès. Là encore l'hélicoptère pourra aller leur porter secours en hélitreuillant un homme.
Sur la photo, on voit bien le rôle du technicien qui hélitreuille l'homme : il le descend progressivement (la vie de celui-ci est entre ses mains) et indique au pilote qui ne voit pas au-dessous, la position à maintenir.

La montagne est un terrain difficile à cause des vents violents près des cols mais surtout parce que l'hélicoptère est limité en altitude : il y a un certain plafond au-delà duquel la turbine n'est plus capable de fournir l'énergie nécessaire pour voler plus haut. Cependant, il est à noter qu'il existe des hélicoptères très performants pouvant voler à haute altitude : en général, leur plafond est entre 3000 à 5500 m mais le Lama a, en 1972, battu tous les records d'altitude en volant à 12 000 m.

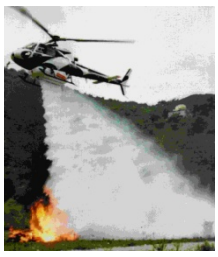
Par ailleurs il est délicat de se poser dans la neige : il ne faut pas qu'un des patins soit dans la poudreuse et s'enfonce, alors que les autres soient sur du verglacé…
Bref, vous l'aurez compris, les pilotes qui effectuent ce type de missions sont très expérimentés et ont une bonne connaissance de la montagne.
La Sécurité civile, désormais basée à Nîmes, possède 26 Alouettes III, 5 Écureuil et 3 Dauphin, répartis sur vingt bases à travers la France. Elle va bientôt recevoir 32 BK 117 C2 afin de prendre la relève des Alouettes III dont 24 ont donné de leur bons et loyaux services pendant plus de 20 ans ! Chaque année, ce sont plus de 6 000 personnes qui sont secourus.

χ) Extinction d'incendie : Fire fighting systems

Chaque été, il y a des incendies de forêt. On voit alors les avions canadair intervenir ainsi que, de plus en plus, des hélicoptères. Ils y démontrent ainsi leur efficacité. En effet, ils peuvent :

- Décharger en une seconde, 830l d'eau additionnée à des produits pour combattre le feu.
- Opérer dans des zones qui nécessitent un vol quasi-stationnaire, ce que le canadair ne peut pas faire.
- Remplir son réservoir en 30s dans divers points d'eau comme des cuves, des rivières, des piscines. Le temps d'intervention est ainsi réduit par rapport aux canadairs qui doivent retourner au lac le plus proche pour se recharger, tandis que l'hélicoptère en vol stationnaire peut le faire dans n'importe quel point d'eau proche de l'incendie.

AS 350 écureuil



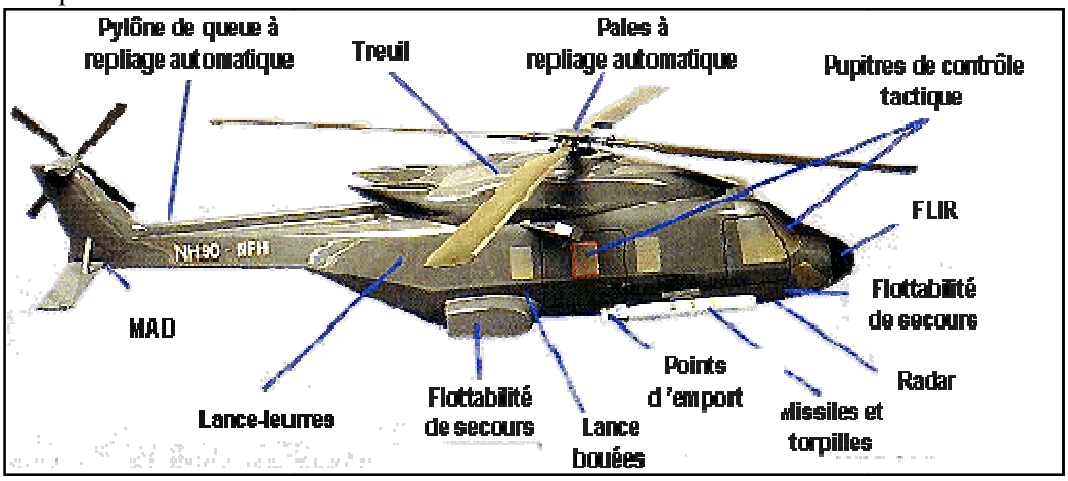
b) L'armée

Les hélicoptères de l'armée française prennent de plus en plus part aux différentes interventions et conflits. En effet, on a pu voir les Super Frelons et les lynx partir en Adriatique (embargo), quelques appareil pour la Somalie, à Haïti (assistance) ou en Albanie (pour la catastrophe naturelle) ou encore en Yougoslavie en 1999. Mais étudions plutôt en quoi l'hélicoptère est utile à l'armée.

α) Transport de troupe

Depuis la guerre du Vietnam, l'hélicoptère prend vraiment sa place au sein de l'armée pour transporter ses soldats dans les endroits stratégiques (transport de troupes) ou les rapatrier (évacuations sanitaires) ainsi que du matériel : matériels d'artillerie, munitions…

Désormais, les hélicoptères dans l'armée sont de plus en plus ambivalents, remplissant des missions de plus variées. Par exemple, le NH90 sert à transporter les troupes ou bien du matériel (jeep), parachuter des soldats, …tout en évoluant dans les milieux hostiles (Missiles anti-navire, Torpilles MURENE, Lance-leurres, éventuellement missiles air-air, détecteur d'anomalie magnétique (MAD), détecteur de lancement de missile, …).
La place étant comptée dans les hangars et porte-avions, la queue et les pales se replient automatiquement.



NH 90

β) Un outil de stratégie

AH 64 Longbow Apache muni d'un arsenal impressionnant

L'hélicoptère ne se contente plus de transporter des hommes ou du matériel mais prend un véritable rôle au sein du combat. Il est utilisé pour :

- Repairer les positions ennemies : en volant très près du relief (vol tactique) il peut passer outre certains radars.
- Détruire les chars : il se cache dans le relief, repère le char sur ses radars, sort de sa cachette, tire et se cache à nouveau. Il n'aura été à découvert que quelques instants. Il procède de la même manière pour les avions de chasse car il est loin de gagner contre eux en vitesse.

L'apache AH-64A caché derrière un buisson

Le Kiowa Warrior OH-58D : éclaireur et d'attaque

Le Tigre

- Lutte anti-navires.
- Plus récemment, est sorti un modèle furtif, indétectable au radar comme l'avion de chasse F117. Ses formes très brisées, son étroitesse (le pilote et le tireur sont l'un au-dessus de l'autre), sa peinture spéciale, la réduction de sa signature infrarouge, et le voilà confondu avec les oiseaux sur les radars.

Comanche furtif RAH-66

NH90

c) Pour l'industrie et autres …

α) Une grue volante

L'hélicoptère peut transporter de lourdes charges lui permettant d'installer des dispositifs de paravalanches, corrections de torrents, télécabines, téléphériques, équipement de climatisations, cheminée d'usine, …

A titre d'information :

Modèle d'hélicoptère	Bell 206 B « JetRanger III »	AS 350 B « écureuil »	SA 315 B « Lama »	Bell 205 A-1	Bell 214 B1 « Big Lifter »
Charge utile max.	400 kg	700 kg	900 kg	1850 kg	3073 kg

le CH54A Sky crane de Sikorsky

Il est à noter que certains hélicoptères sont destinés à porter de lourdes charges, alors ils ne comportent qu'une cabine pour le pilote, la place à l'arrière étant réservée pour la charge, afin d'éviter le balancement de celle-ci.
Certains appareils ont le siège pilote dirigé vers la charge afin de mieux voir celle-ci lors de manœuvres.
Aussi surprenant que ça puisse paraître, une autre solution consiste à mettre un homme à l'extérieur afin de guider le pilote ! C'est le cas du K-max.

β) L'agriculture

L'hélicoptère est utilisé dans l'agriculture pour répandre des produits phytosanitaires sur les champs. Ce travail était auparavant assuré par de petits avions qui effectuaient un travail moins précis.
Aujourd'hui les fermiers se regroupent pour faire venir un hélicoptère ce qui diminue les coûts d'intervention. L'hélicoptère est alors amené sur camion et réalise ainsi l'épandage de plusieurs champs.

χ) Reportage médiatique

écureuil AS 350

Que ce soit pour les reportages du type Ushuaia, les vols publicitaires, les prises de vue aérienne, les films, les séries comme Supercopter (Airwolf : Bell 222 revu et corrigé) ou plus récemment Médicopter (Bk 117), ou encore des jeux

Supercopter (Bell 222 modifié)

d'aventure tels que la carte au trésor (3 écureuils), l'hélicoptère est toujours là car c'est un outil pratique et qui symbolise un brin d'aventure. Mais c'est aussi un outil des paparazzis qui traquent les stars...c'est d'ailleurs une des raisons pour laquelle les hélicoptères sont menacés de ne plus pouvoir survoler les alentours de St Tropez.

δ) Touristique et transport d'hommes d'affaire

Bell 206

Beaucoup de domaines les utilisent : transports de skieurs, transports d'homme d'affaire, visites aériennes de châteaux, …
Le marché semble si fleurissant qu'une entreprise « Protéus Hélicoptère » travaille avec la SNCF sur un projet de création d'hélistations à moins de cinq minutes de toute descente de TGV. Et oui, parfois cela revient plus cher à une entreprise de voir son PDG bloqué dans les embouteillages plutôt que de lui payer le voyage en hélicoptère.

ε) Police et gendarmerie

Bell 47

Les hélicoptères sont de plus en plus employés dans toutes les polices du monde. On peut penser notamment aux fameuses poursuites de la police américaines…
En France, la gendarmerie possède une flotte de 50 appareils (écureuils, Alouette III, …) qui effectuent des missions diverses et variées : patrouille de circulation routière, recherches de personnes, transports sanitaires urgents, secours en montagnes,…

gendarmerie française

Bell 206 de la police

ϕ) Pour les barges de forages

Pour amener les hommes à la barge de forage ou même le ravitaillement et le matériel, l'hélicoptère est parfois le seul moyen, car le bateau mettrait trop de temps et un avion n'aurait pas l'espace suffisant pour atterrir.

Les barges de forages ont été un réel tremplin pour la commercialisation des hélicoptères dans le civil car c'est dans ce domaine que leur caractère indispensable c'est en premier révélé.

γ) EDF

Le STH (**S**ervice et **T**ravaux **H**éliportés) de l'EDF a été créé en 1987 en vue d'améliorer l'entretien des lignes mais aussi les temps et la sécurité d'installation.

- **Pour l'installation :** elle se fait ainsi dix fois plus rapidement que par la pose traditionnelle. L'hélicoptère dispose d'une bobine de 2.5 km de câble enroulé, accrochée en dessous de lui. De pylône en pylône, le pilote déroule le câble. Arrivé au pylône, celui-ci doit viser des fourches ayant une ouverture de 60 cm, une fois entré dans cette fourche, le câble est directement guidé sur une poulie.

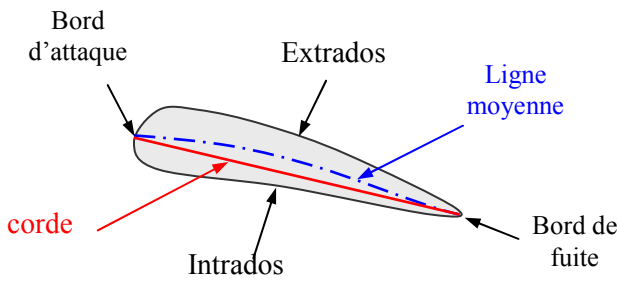
- **Pour la maintenance :** pour des interventions de courtes durées, l'hélicoptère porte une nacelle où se tiennent des techniciens devant effectuer le travail. Il se met en vol stationnaire au-dessus de l'endroit où les techniciens doivent opérer. Par ailleurs cette méthode permet de ne pas couper le courant et de gagner énormément sur les temps d'interventions (par exemple : le changement de manchon se fait en 20 min, au lieu d'une journée sans hélicoptère). Ce gain de temps sur ces interventions réduit les coûts mais aussi augmente la sécurité des techniciens. L'hélicoptère est aussi utilisé pour la surveillance de lignes, notamment après les tempêtes...

II | Comment se fait la portance ?

La portance est une force qui permet à l'appareil de voler, de rester en l'air…

1°) Les profils

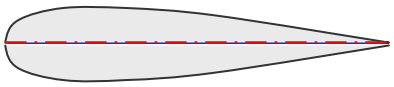
Afin de voler, des éléments créant de la portance sont nécessaires : les ailes pour un avion, les pales pour un hélicoptère. Ces pales ont une section bien particulière que l'on appelle profil.



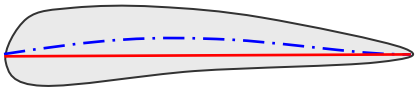
Voici quelques définitions qui nous serviront par la suite.
La partie supérieure est appelée **extrados**, la partie inférieure, l'**intrados**, le devant : le bord d'attaque, et l'arrière : le bord de fuite.
La **corde** est la ligne qui rejoint le bord d'attaque au bord de fuite. Elle mesure entre 20 cm à 1 m selon les modèles d'hélicoptères.
La **ligne moyenne** décrit le milieu entre l'intrados et l'extrados.

Il existe plusieurs types de profil qui ont des propriétés aérodynamiques différentes.
En voici les principaux :

- Les profils **symétriques** : l'intrados est le symétrique de l'extrados par rapport à la corde. Ce qui veut dire que la corde est confondue avec la ligne moyenne.
- Les profils **dissymétriques** ou cambrés : l'extrados plus important que l'intrados. Ils peuvent être biconvexes, ou bien l'intrados peut être plan ou concave.



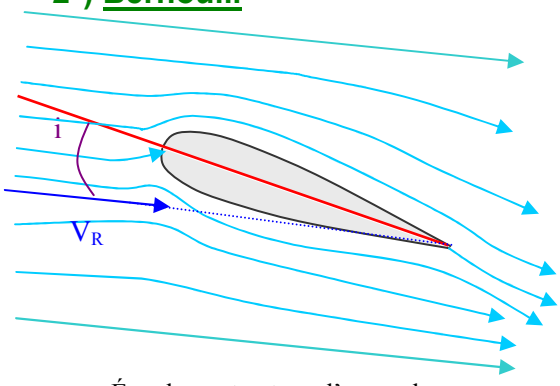
Profil symétrique



Profil dissymétrique

Les profils symétriques ont la particularité d'avoir à incidence nulle, aucune tendance à tourner, c'est à dire ont un moment $Cm_0 = 0$. Ceci a l'avantage de ne pas générer de torsion dans la pale, ce qui n'est pas le cas des profils dissymétriques. Par contre, ces derniers ont l'avantage d'avoir des coefficients de portance maximaux Cz_{max} bien supérieur.

2°) Bernoulli



Écoulement autour d'une pale.

La pale de l'hélicoptère va ainsi fendre l'air : une partie va passer au-dessus, par l'extrados et l'autre en dessous, par l'intrados. L'air a une certaine vitesse par rapport au profil que l'on appelle **vitesse relative : V_R**. L'angle que fait la direction de V_R et la corde du profil s'appelle : **angle d'incidence i**.
L'air frappe donc la pale avec un angle i, se sépare en deux pour contourner l'obstacle. A partir d'une certaine distance l'air qui s'écoule autour de profil, n'est pas perturbé par celui-ci.

Si on considère les sections de fluide entre ces lignes de courant non perturbées et le profil, on s'aperçoit que l'air à moins de place à l'extrados qu'à l'intrados pour passer. Il est ainsi facile de comprendre que l'air s'écoule plus vite au-dessus qu'en dessous.

Par ailleurs, Bernoulli dit que pour un écoulement stationnaire, homogène et incompressible, on a :

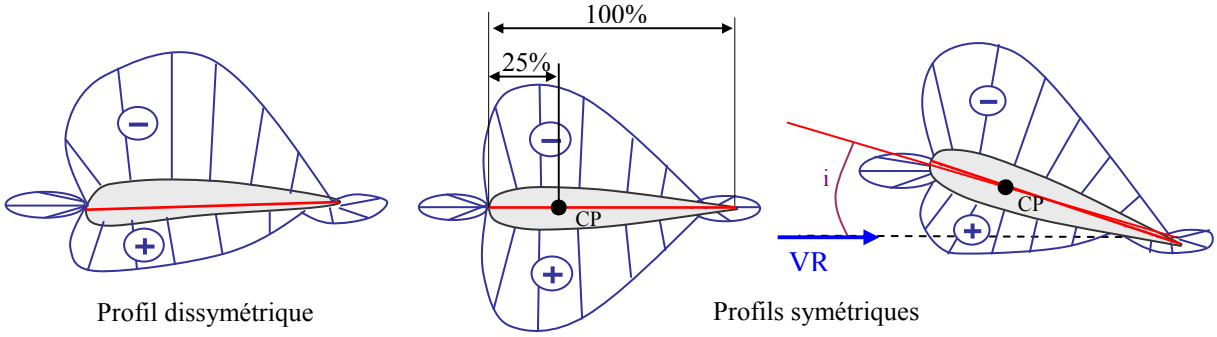
$$\frac{1}{2} \rho V^2 + \rho g z + P = cte$$

On se rend alors bien compte que cette différence de vitesse entre l'air s'écoulant par l'extrados et par l'intrados va créer une dépression en haut et une surpression en bas.

Avec :
- ρ : masse volumique de l'air
- V : vitesse de l'air
- g : gravité
- z : altitude
- P : pression

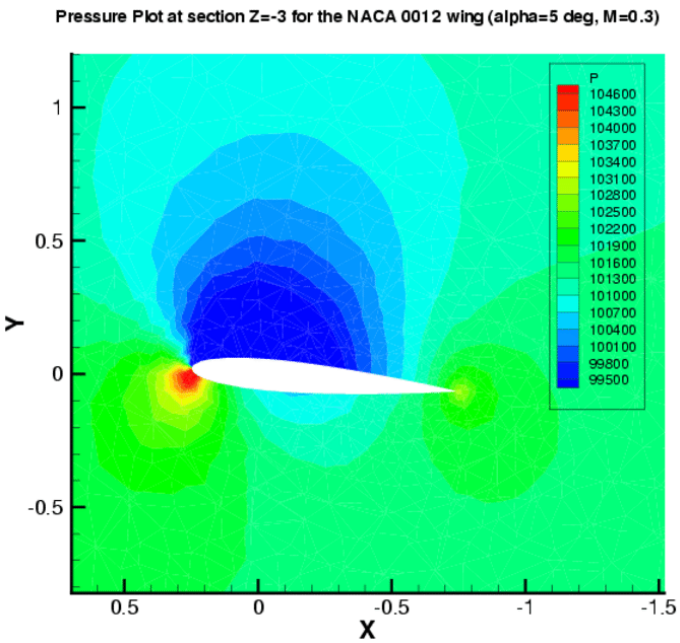
Or, une force F est homogène à une pression P multipliée par une surface S : F = - P.S orientée par la normale sortante à la surface. Ainsi, la pale va être tirée vers le haut et poussée par le bas. Cette force ainsi créée va permettre à l'appareil de voler. La résultante de ces forces s'applique en un point que l'on appelle **centre de poussée**.
On parle aussi de foyer F d'un profil : point fixe où le moment Cm (dû au transport de la portance) y est constant quelque soit l'incidence : Cm_0.
La position du centre de poussée varie selon les profils (de l'ordre de 25% de la corde pour un profil symétrique. Dans ce cas, le foyer F est confondu avec le centre de poussée CP) et selon l'incidence pour les profils dissymétriques. On verra plus tard que l'incidence peut varier sur un tour de rotor, c'est pourquoi les hélicoptères utilisent plutôt des profils symétriques (notamment pour les pales métalliques).
Remarquons que la norme de cette force dépend de l'incidence i : car i va changer la différence de chemin à parcourir entre l'air qui passe par le haut et celui qui passe par le bas.

Voici les diagrammes de pression représentés sur les profils par rapport à la pression ambiante P_o :



Profil dissymétrique

Profils symétriques



Pour un profil symétrique, si l'incidence i est nulle, la résultante des forces est nulle : il faut donc avoir au moins une incidence positive pour avoir de la portance.
Intéressons-nous plus particulièrement à cette force.

3°) Force

a) $F = \frac{1}{2}\rho(z)SV_R^2\,Cr(i)$

Une pale avançant dans un milieu fluide est soumise à une force F dont l'expression est :

$$F = \frac{1}{2}\rho S V_R^2\, Cr$$

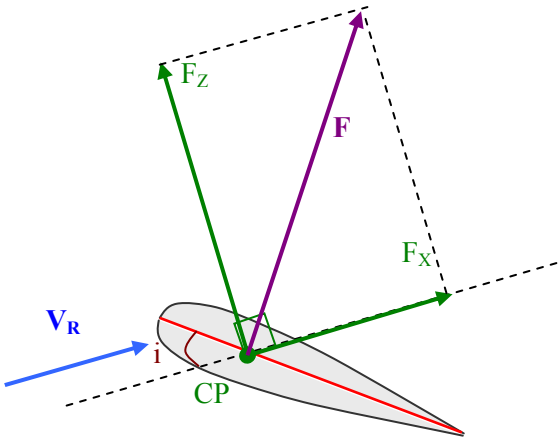
Cette force se décompose en deux forces perpendiculaires que l'on appelle portance F_Z et traînée F_X dont l'expression est :

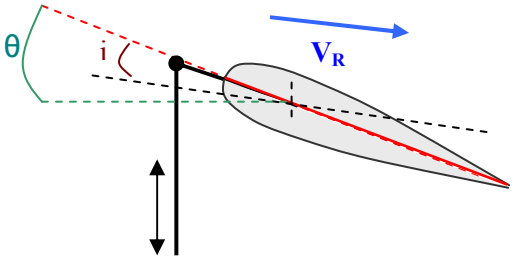
- $F_Z = \frac{1}{2}\rho S V_R^2\, C_Z$
- $F_X = \frac{1}{2}\rho S V_R^2\, C_X$

La direction de la traînée est la même que celle de la vitesse relative.
La portance lui est perpendiculaire.

Avec :
- **F :** force aérodynamique
- **ρ :** masse volumique de l'air qui dépend de l'altitude z.
- **V_R :** vitesse relative
- **S :** surface de la pale
- **Cr :** coefficient de frottement qui dépend de la forme du profil et de l'état de surface de la pale et de l'angle d'incidence i. Pour une pale donnée on a : Cr(i). Les coefficients C_X et C_Z sont mesurés en soufflerie en fonction de i.

Retenons que la traînée est un parasite car elle représente de la résistance au mouvement. C'est de la perte pure de puissance mais inévitable.
En ce qui concerne les normes de ces vecteurs, à la vue de leur expression, plusieurs paramètres peuvent changer leur valeur. Pour une pale donnée (Cz(i) et S donnés), la valeur de ces forces est fonction de l'altitude par ρ (les molécules d'air subissant aussi la gravité) Ce résultat sera exploité dans la partie *IV] 4°)limitation en altitude*. Ces forces dépendent aussi de la vitesse : lorsque l'on se rapproche de Mach 1, le comportement aérodynamique se modifie (passage en transsonique). Ce résultat sera lui aussi exploité, dans la partie *IV] 3°)limitation en vitesse*.



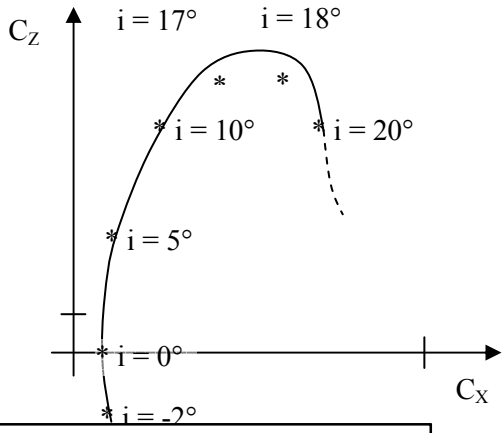


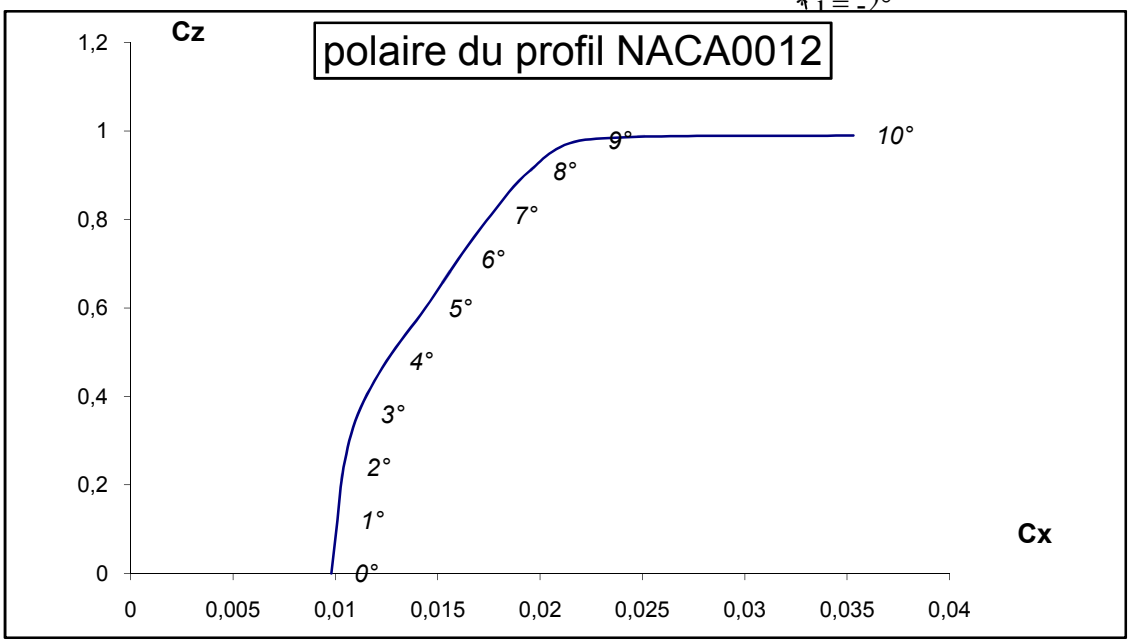
Par ailleurs plus la vitesse relative augmente, plus F est grande.
Comme F dépend aussi de la surface S, alors l'envergure et la profondeur de la pale jouent également un rôle.
Les coefficients C_X et C_Z dépendant de l'état de surface de la pale et de sa forme, il est aisé de se rendre compte de l'influence du givre sur les pales.
Mais si on considère un hélicoptère avec une vitesse V_R et altitude z données, et sans catastrophes comme le givre, le paramètre que l'on peut faire varier pour contrôler la norme de ce vecteur est l'incidence i par l'intermédiaire de C_X et C_Z.

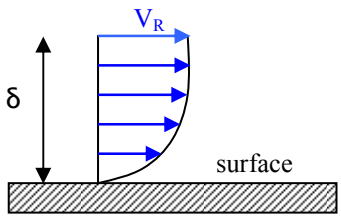
Le pilote a la possibilité de faire varier l'angle de pas θ défini entre un plan de référence (perpendiculaire au mât du rotor) et la corde de la pale. En faisant varier θ d'une certaine valeur, il fait varier de la même valeur l'incidence i : $\Delta\theta = \Delta i$, et donc la portance de l'hélicoptère, afin de le manœuvrer.

b) Les coefficients Cx et Cz

Pour un profil donné, on détermine les coefficients C_X et C_Z par soufflerie. Voici l'allure des courbes que l'on obtient (ci-contre).
A l'étude de cette courbe, on s'aperçoit que plus on augmente i, plus on augmente la force aérodynamique. Ceci est vrai jusqu'à un certain point.
Au delà le coefficient C_Z se réduit et on perd de la portance.
Sur certain type de profil, le coefficient Cz stagne alors alors que la traînée Cx augmente brusquement : on a alors l'impression que le rotor « flotte »

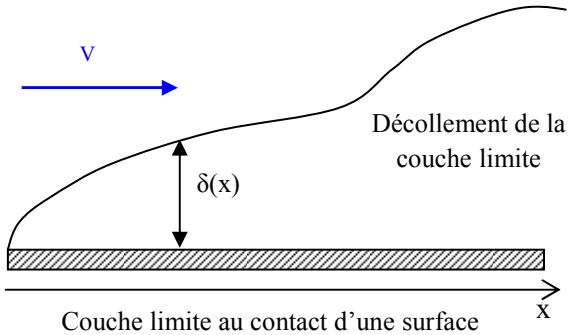




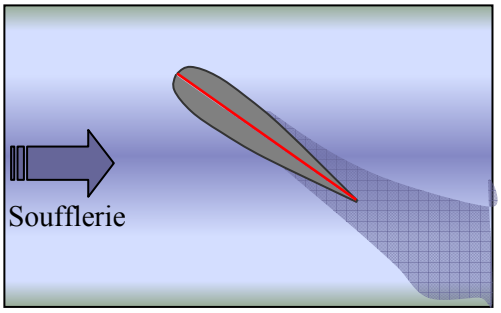


Profil des vitesses au contact d'une surface

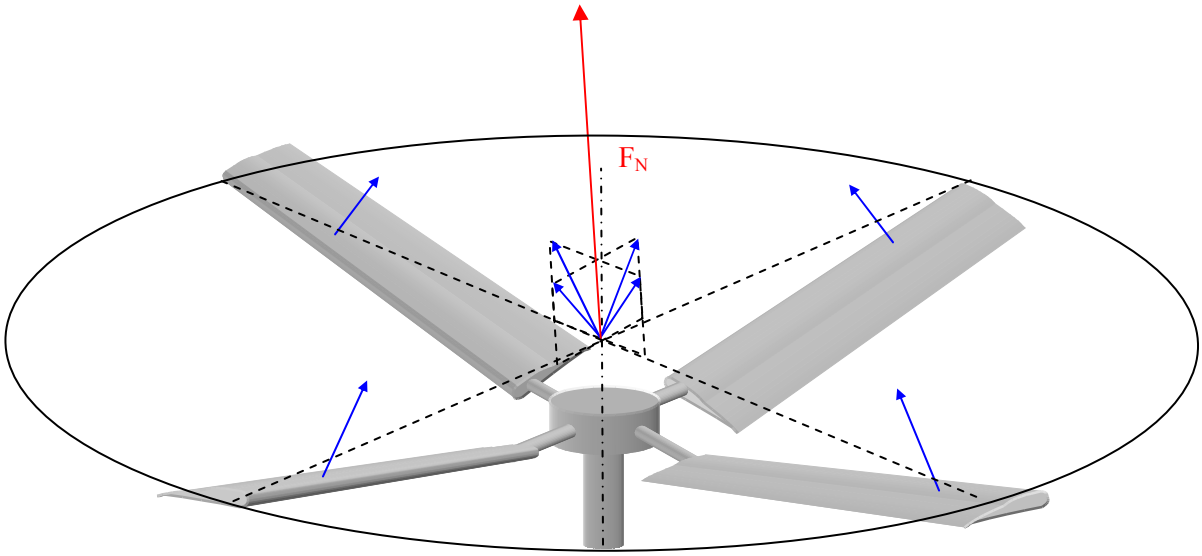
On appelle couche limite la hauteur δ où le fluide est ralenti par la surface avec laquelle il est en contact (frottement sur la surface).
Cette couche limite peut se décoller si on augmente trop i, empêchant ainsi le fluide de circuler sur la surface : c'est le décrochage, la pale perd sa portance.
Ceci se produit pour une incidence de l'ordre de grandeur de i >20°.



Couche limite au contact d'une surface



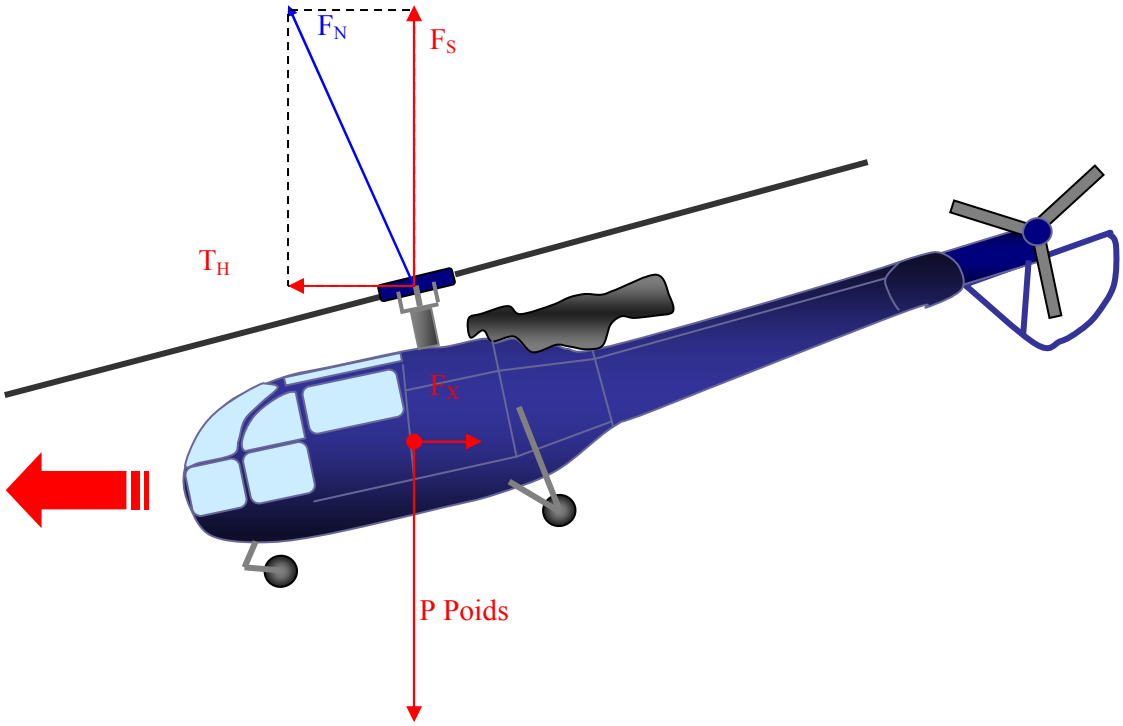
c) La force résultante du rotor



Chaque pale a une force aérodynamique.
La somme vectorielle de ces forces est la portance F_N qui est sensiblement appliquée au centre du rotor et perpendiculairement au disque rotor.
Cette force peut être décomposée en deux forces :

- **La sustentation F_S :** verticale
- **La force de translation T_H :** horizontale

La composante verticale sert à compenser le poids P de l'appareil et à mouvoir l'hélicoptère verticalement.
La composante horizontale compense la traînée F_X (résistance de l'air au mouvement) et lui permet de se mouvoir horizontalement.



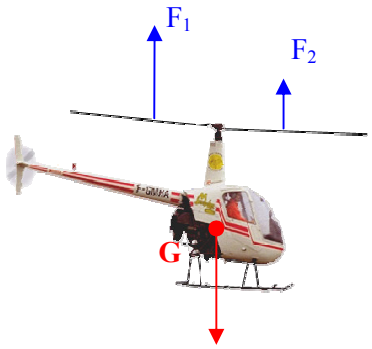
III | Le rotor

1°) Le plateau cyclique

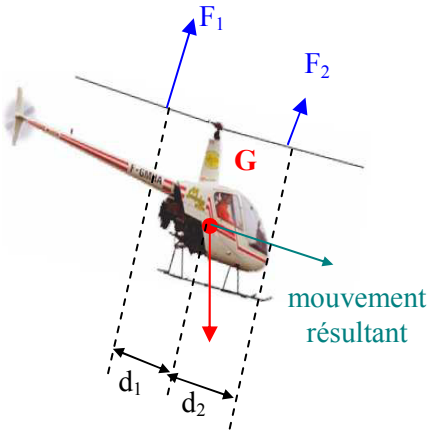
a) Son rôle

Le plateau cyclique permet de modifier l'angle de pas, donc l'incidence. Par conséquent, agit aussi sur la portance d'une pale durant un tour de rotation du rotor (Nous allons voir que $\theta = \theta_0 + b\sin(\omega t)$ or $F = \frac{1}{2}\rho S V^2 Cr(i)$).

Ceci crée une portance différente sur le disque rotor. Ceci aura pour conséquence l'inclinaison de l'hélicoptère, car la résultante est décentrée par rapport au barycentre. Ainsi l'hélicoptère va avancer dans une direction donnée.



$\Sigma F.z = F_1 + F_2 + \text{Poids} = 0$
Mais $\Sigma\ \text{moment}_G \neq 0$ → l'hélicoptère va donc pivoter.

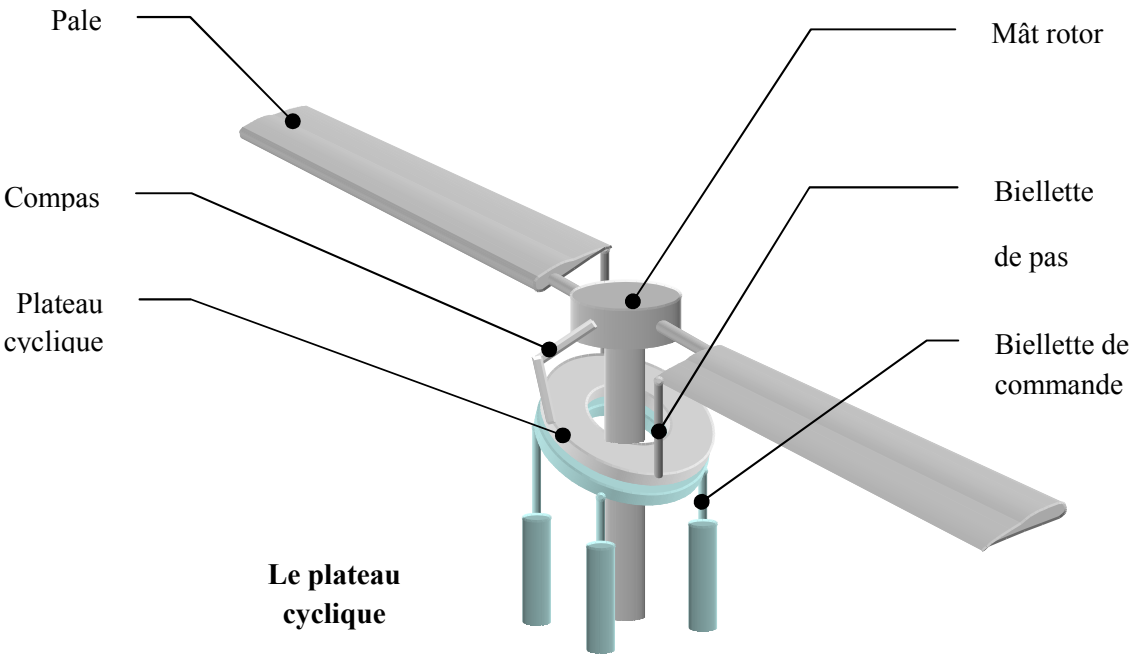


L'hélicoptère s'incline jusqu'à ce que :
$\Sigma\ \text{Moment}_G = 0$ c'est à dire $F_1.d_1 - F_2 d_2 = 0$
La résultante des forces étant non nulle, l'hélicoptère va avancer.

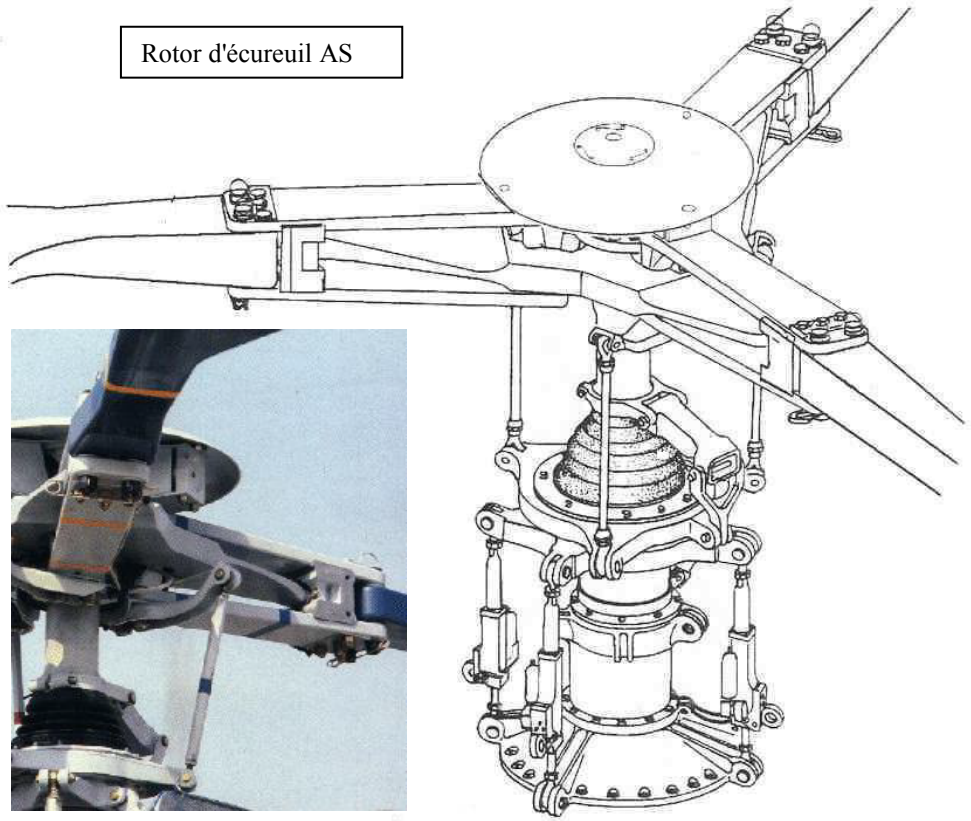
Le plateau cyclique permet donc de modifier le pas cycliquement.
Il a aussi une autre utilité. En effet, il permet de modifier collectivement, le pas de toutes les pales. Ceci a pour conséquence de modifier la portance totale. Selon la valeur de la composante verticale de la portance par rapport au poids de l'appareil, l'hélicoptère va changer d'altitude.
Le plateau cyclique permet donc de changer le pas collectif.

b) Son fonctionnement

Le plateau cyclique est un plateau entraîné en rotation selon l'axe du rotor par



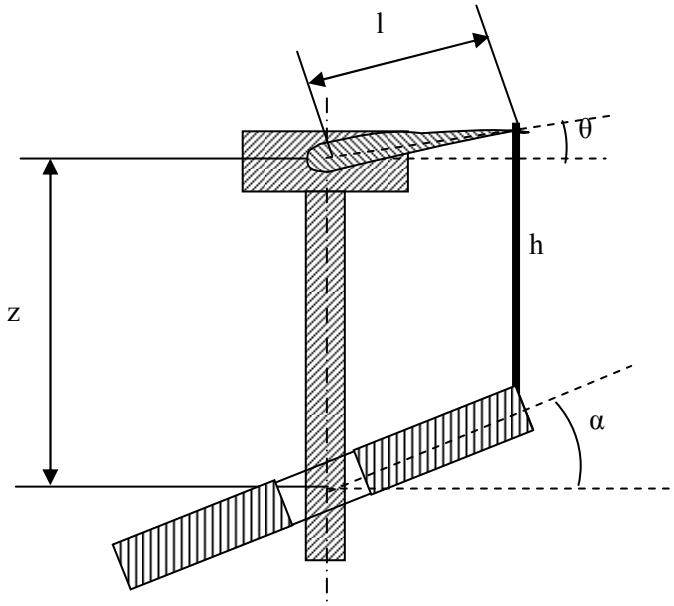
L'intermédiaire d'un compas. Il tourne sur un autre plateau dont l'inclinaison et la hauteur sont déterminées par des biellettes de commande. Une billette de pas est liée à la pale et au plateau cyclique.



On comprend aisément qu'une translation du plateau cyclique va "pousser" chaque pale et ainsi les faire pivoter sur leur axe pour augmenter leur angle de pas. Une montée égale de chaque biellette de commande, c'est à dire une translation pure du plateau, augmente le pas collectif.

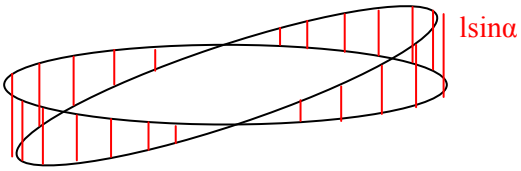
Maintenant, si les biellettes de commande se translatent inégalement, alors le plateau s'incline. En tournant, le plateau cyclique va faire monter et descendre les biellettes de pas à chaque tour. Ainsi le pas va donc varier sur chaque tour: c'est la variation de pas cyclique.

Prenons une inclinaison du plateau cyclique donnée par l'angle entre ce plateau et le plan de référence α_0.



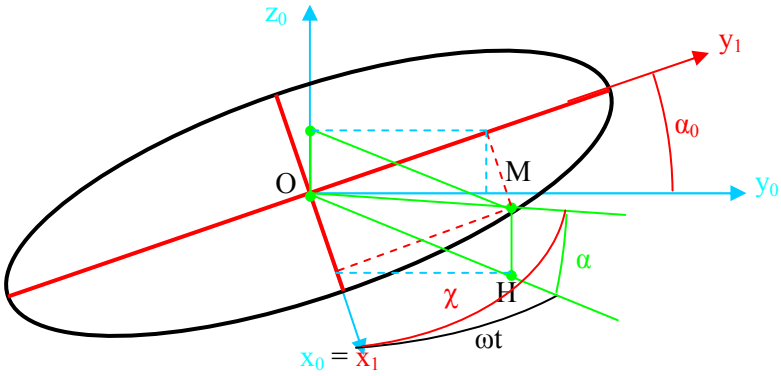
D'après la figure, on a:

$$z = h - l\sin\theta + l\sin\alpha$$



Pour une hauteur z donnée, on voit bien que l'angle de pas θ est lié uniquement à l'angle d'inclinaison du plateau cyclique.

Cherchons l'expression de l'angle de pas θ.



Décomposons $\overrightarrow{OM}$:

par les projections en vert :

$$\overrightarrow{OM} = R\sin\alpha\,\overrightarrow{z_0} + \overrightarrow{OH}$$
$$= R\sin\alpha\,\overrightarrow{z_0} + R\cos\alpha\cos\omega t\,\overrightarrow{x_0} + R\cos\alpha\sin\omega t\,\overrightarrow{y_0}$$

par les projections en rouge :

$$\overrightarrow{OM} = R\cos\chi\,\overrightarrow{x_1} + R\sin\chi\,\overrightarrow{y_1}$$
$$= R\cos\chi\,\overrightarrow{x_0} + R\sin\chi\cos\alpha_0\,\overrightarrow{y_0} + R\sin\chi\sin\alpha_0\,\overrightarrow{z_0}$$

Ainsi, nous obtenons :

$$(1) : R\cos\chi = R\cos\alpha\cos\omega t$$
$$(2) : R\sin\chi\cos\alpha_0 = R\cos\alpha\sin\omega t$$
$$(3) : R\sin\chi\sin\alpha_0 = R\sin\alpha$$

finalement, nous avons :

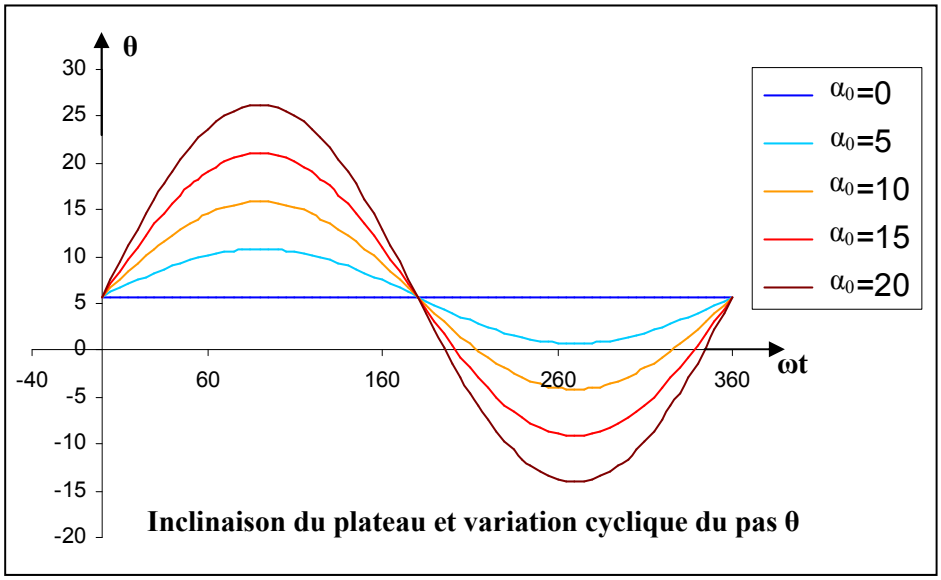
$$(2)et(3) \Rightarrow \frac{\cos\alpha\sin\omega t}{\cos\alpha_0} = \frac{\sin\alpha}{\sin\alpha_0}$$
$$\sin\alpha = \cos\alpha\frac{\sin\alpha_0}{\cos\alpha_0}\sin\omega t$$
$$(1)et(2) \Rightarrow 1 = \cos^2\chi + \sin^2\chi$$
$$1 = \cos^2\alpha\cos^2\omega t + \frac{\cos^2\alpha\sin^2\omega t}{\cos^2\alpha_0}$$
$$\cos^2\alpha = \frac{\cos^2\alpha_0}{\cos^2\alpha_0\cos^2\omega t + \sin^2\omega t}$$
$$\sin\alpha = \frac{\sin\alpha_0\sin\omega t}{\sqrt{\cos^2\alpha_0\cos^2\omega t + \sin^2\omega t}}$$

Or, z = h – l sinθ + l sinα
Sinθ = (h-z)/l + sinα

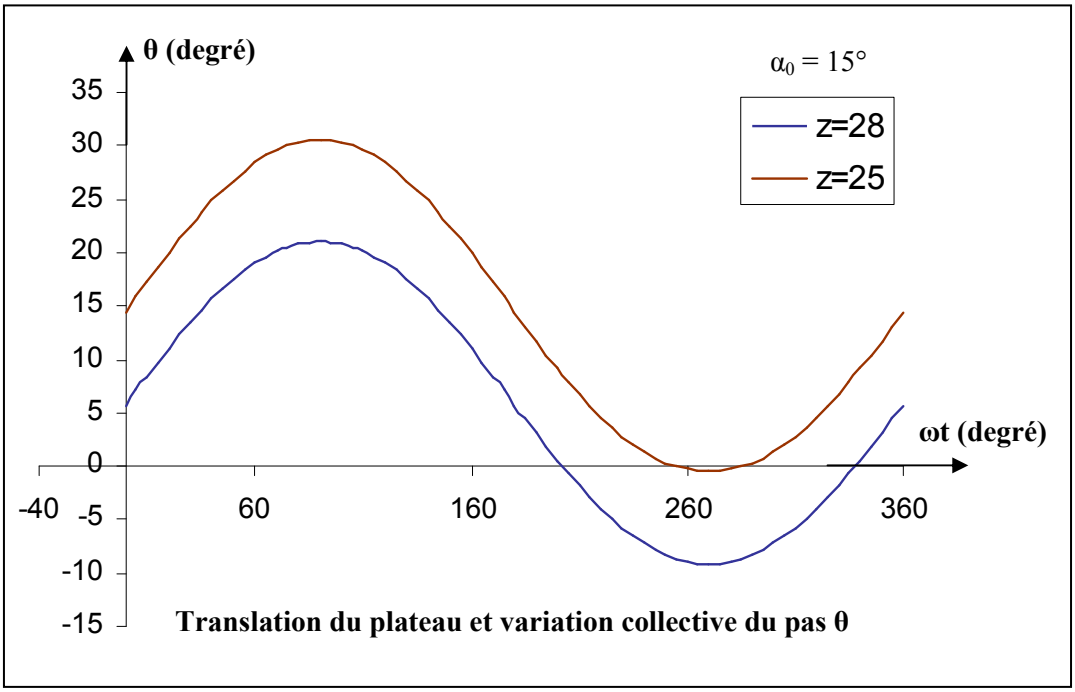
$$\theta = \arcsin\left(\frac{(h-z)}{l} + \frac{\sin\alpha_0\sin\omega t}{\sqrt{\sin^2\omega t + \cos^2\alpha_0\cos^2\omega t}}\right)$$

Il faut avouer que cette formule n'est pas très parlante!

Alors traçons cette fonction pour les paramètres suivants:
- h = 30 cm
- z = 28 cm (pris arbitrairement: c'est ce qui déterminera la valeur moyenne θ_0)
- l = 20 cm



On s'aperçoit qu'avec $\alpha_0 = 0$, c'est à dire que le plateau est droit, on a le même pas sur tout le tour.



En augmentant l'inclinaison, on augmente l'amplitude de la variation cyclique.

Cette fois-ci nous avons pris deux inclinaisons identiques ($\alpha_0 = 15°$) mais des hauteurs z de plateau différentes. Cela affecte la valeur moyenne θ_0.

En somme, changer le pas collectif revient à translater le plateau cyclique, c'est à dire changer θ_0. Changer le pas cyclique revient à incliner le plateau (angle α_0), c'est à dire changer l'amplitude de la courbe.

Alors, on peut considérer que θ varie de façon quasi sinusoïdale: $\theta = a + b \sin\omega t$ (avec ω vitesse de rotation du rotor).

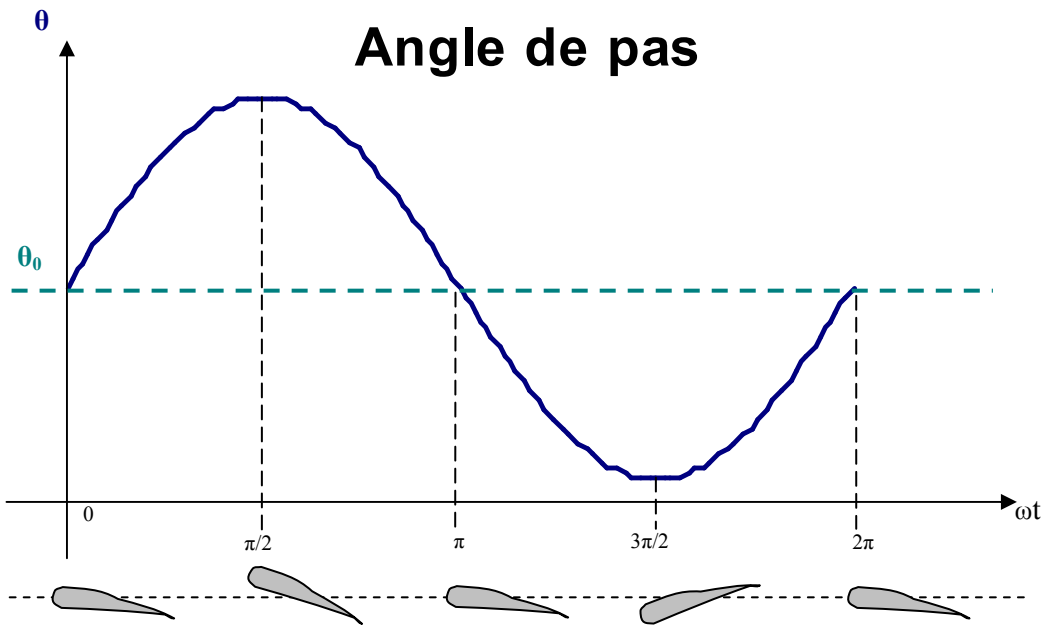
Or lorsque $\alpha_0 = \alpha = 0$ (le plateau cyclique est droit) on a :

$$z = h - l.\sin\theta_0. \text{ (avec } \theta_0 \text{ le pas collectif)}$$

$$\theta_0 = \arcsin ((h-z)/l)$$

On retrouve que le pas collectif est lié à z, c'est à dire à la translation pure du plateau.

$\theta = \theta_0 + b \sin\omega t$ (avec b directement lié à l'inclinaison du plateau).

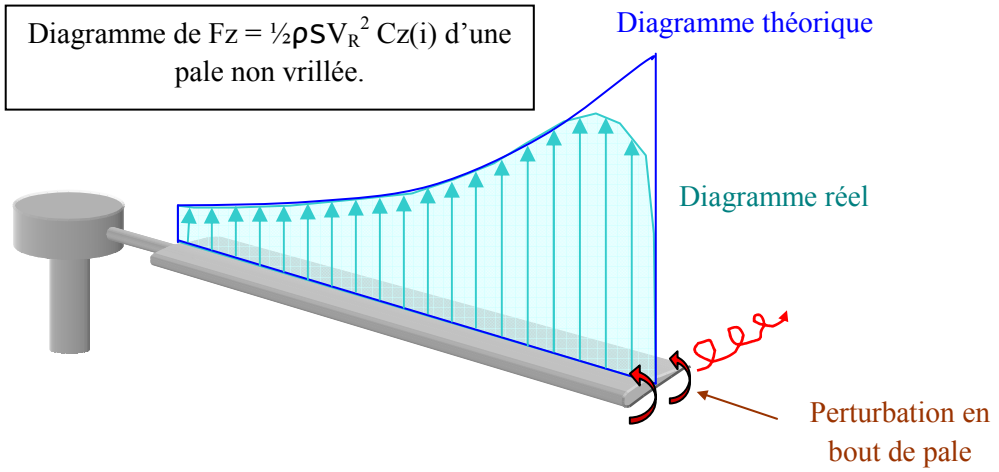


Ainsi le plateau cyclique va modifier l'angle de pas cycliquement, et donc modifier la portance d'une pale au cours d'un tour. Comme nous l'avons vu précédemment, ceci a pour conséquence d'incliner l'appareil et de le faire avancer dans la direction où la portance est plus faible.

2°) Le vrillage des pales

a) Description du problème:

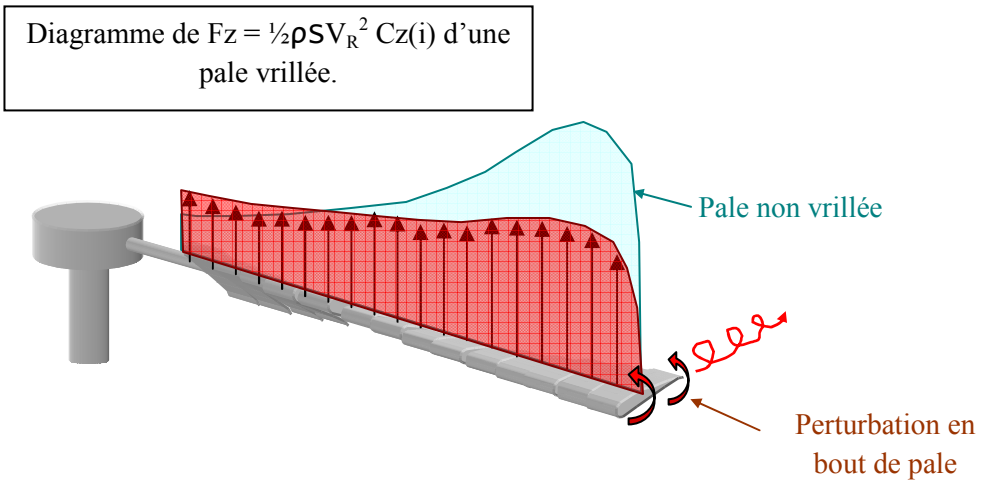
La pale tourne à la vitesse de rotation ω constante. La vitesse d'un élément de pale excentré du centre de rotation de r, a donc une vitesse de rotation de rω. Par conséquent, les éléments élémentaires constituant la pale, n'ont pas la même vitesse (car n'ont pas le même r). Or la portance est directement liée au carré de la vitesse relative. Alors la répartition de la portance n'étant pas égale, la pale est vraiment sollicitée.



En effet, la force résultante s'appliquera très loin de l'emplanture en un point que l'on appelle centre de poussée.
Il en va de même pour la force de traînée F_X.
F_X et F_Z créent donc des moments de flexion à l'emplanture qui sont trop importants pour les matériaux (F_XL et F_ZL avec L, distance entre centre de poussée et le moyeu).

b) Solutions trouvées:

Devant ce problème, il fallait trouver une solution. L'idéal aurait été d'avoir une répartition égale de la force de portance or celle-ci varie avec le carré de la vitesse. Cependant la portance dépend aussi du coefficient $C_Z(i)$, coefficient qui est fixé pour une pale donnée et une incidence donnée. Il suffit donc de changer l'incidence de la pale selon son éloignement par rapport à l'axe (par rapport à r).
Ceci revient à vriller la pale.
La répartition devient ainsi plus égale. On retrouve toutefois la perturbation en bout de pale due à un écoulement qui tend à équilibrer les pressions entre l'intrados et l'extrados.



Il est à noter toutefois que l'on peut aussi jouer sur la surface de la pale. En effet, la portance dépend aussi de la surface qui doit alors être modifiée selon l'excentricité par rapport au mât rotor. Cette solution est plutôt envisagée pour les rotors de queue qui ont une longueur de pale plus réduite car, plus la longueur de pale est grande, plus la surface à l'emplanture doit être importante. C'est en fait souvent un mélange des deux solutions qui est adopté.
En pratique, la portance n'est pas tout à fait uniformément répartie mais le centre de poussée est bien ramené vers l'axe du rotor : en général à 0,7 R.

3°) Les articulations

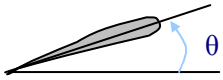
Un hélicoptère comporte de 2 à 8 pales qui lui permettent de voler. Ces pales sont reliées au mât du rotor. Celui-ci est entraîné par l'intermédiaire d'une boite de transmissions par une turbine, à près de 200 à 400 t/min.

La liaison entre le mât et les pales, permet toutes les rotations fonctionnelles possibles. On définit alors trois angles.
Les angles de :

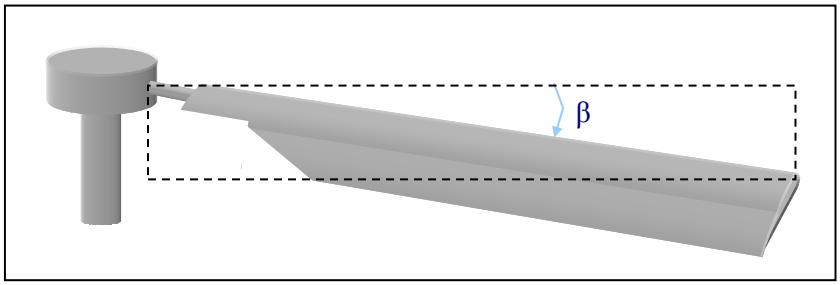
- **pas θ :** angle entre le plan de référence (perpendiculaire au mât rotor) et la corde.
- **battement β :** angle de levée de la pale
- **traînée δ :** angle dans le plan rotor

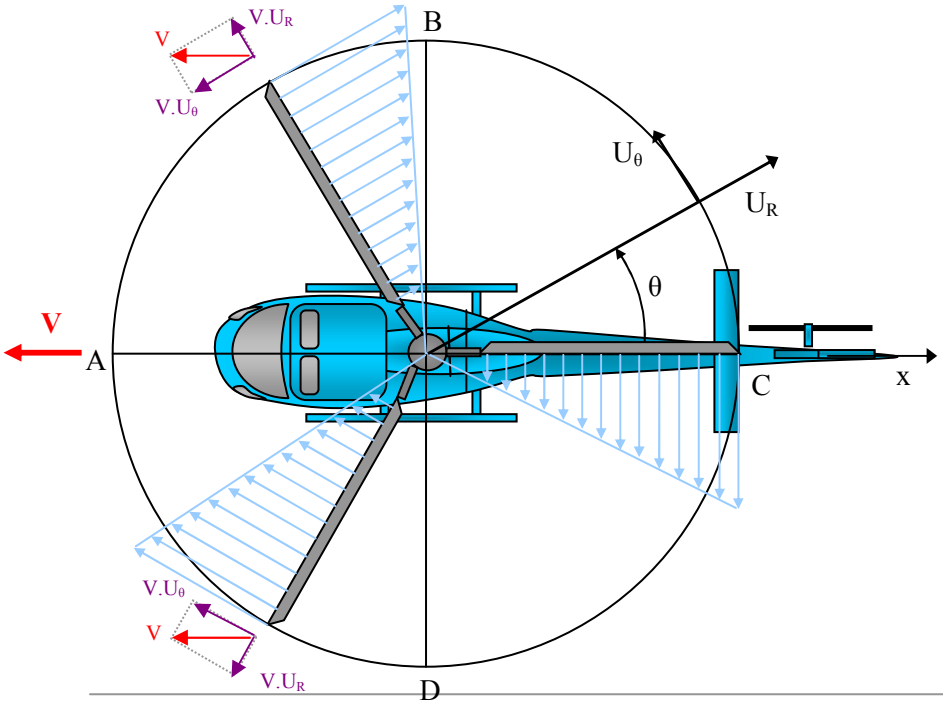
a) Le pas

Nous avons vu que l'angle de pas θ permettait de contrôler la portance $F = ½ρSV_R^2\ C_R(i)$, grâce à l'angle l'incidence i. Nous verrons par la suite comment le pilote contrôle cet angle par l'intermédiaire du plateau cyclique.



b) Le battement





Cet angle est essentiel au pilotage d'un hélicoptère. Comme nous l'avons vu dans l'historique, c'est Juan de la Cierva qui en eu l'idée en étudiant ses autogires. Il remarqua que lorsque l'appareil prenait un peu de vitesse, il se mettait à pivoter et devenait ainsi instable en roulis.

Ce phénomène est du à la différence de portance qui se créée lors d'une translation.
On a vu que la portance dépendait de la vitesse relative V_R. La valeur de cette vitesse est la composante perpendiculaire à la pale (selon U_θ) de la somme vectorielle de $V_{pale/hélicoptère}$ et $V_{hélicoptère/air}$.

Or cette somme vectorielle de vitesses dépend de la position de la pale. Si la pale avance c'est une somme, si la pale recule c'est une différence.

Posons le problème:

V: vitesse de l'hélico/air
U_R: vitesse pale/hélico
V_R: vitesse relative
ω: vitesse angulaire du rotor

$$\vec{V} = -V\vec{x}$$
$$\overrightarrow{U_R} = r\theta\overrightarrow{U_\theta} = -r\omega\overrightarrow{U_\theta}$$
$$\overrightarrow{V_R} = (\overrightarrow{U_R} + \vec{V}).-\overrightarrow{U_\theta}$$
$$= r\omega + V\vec{x}.\overrightarrow{U_\theta}$$
$$= r\omega - V\sin\theta$$

En A, θ = π, la projection de V selon $-\overrightarrow{U_\theta}$ est nulle, on a alors $V_R = r\omega$
En B, θ = π/2, on a sur la pale reculante $V_R = r\omega - V$.
En C, θ = 0, V n'intervient pas.
En D, θ = -π/2, on a sur la pale avançante $V_R = r\omega + V$.

Pour tout autre point, $V_R = r\omega - \vec{V}.\overrightarrow{U_\theta}$

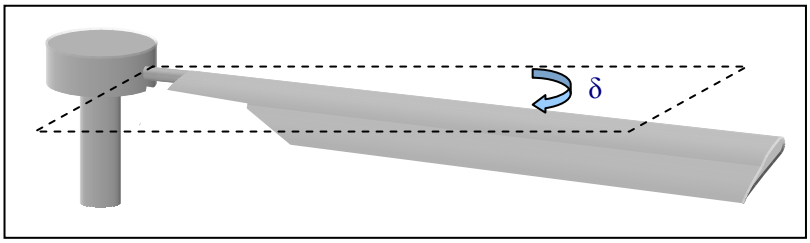
Il est à noter que certains rotors tournent dans l'autre sens, dans ce cas, ce sera + V sinθ
(Pour plus de précision sur la répartition de V_R, cf. *IV] 3°) Limitation en vitesse*)

Donc plus l'hélicoptère avance, plus cette différence de portance entre pale avançante (dont la vitesse : $V_R = r\omega + V$) et reculante ($V_R = r\omega - V$), se fait sentir par une instabilité en roulis. Ceci est évité par l'articulation de la pale, permettant à celle-ci de monter ou de descendre selon la portance $F = 1/2.\rho.V_R^2.S.C_R$ qu'elle subit.

Cette articulation libre en plus de remédier au problème de dissymétrie de portance, a aussi l'avantage d'annuler les moments de flexion ($m^t = F\ L$) que créait la portance à l'emplanture.
Notons que la pale ne va pas monter indéfiniment car elle est rappelée par la force centrifuge Fc.

c) La traînée

Comme nous venons de le dire, la pale est soumise aux forces d'inertie. Or, lorsque la pale bat, un élément de pale voit sa vitesse changer puisque sa distance par rapport à l'axe varie ($U_R = r\omega$). Sans cette liaison, cette variation d'angle de traînée serait impossible, ce qui créerait d'importantes contraintes horizontales et alternatives, génératrices de fatigue.
La pale va ainsi pouvoir prendre de l'avance ou du retard sur la position qu'elle devrait avoir.



4°) liaisons mécaniques /matériaux

Ces liaisons peuvent être réalisées mécaniquement ou bien grâce à la souplesse des matériaux. La deuxième solution permet de faire des liaisons moins encombrantes sur le mât rotor. Cependant, il faut trouver des matériaux qui résistent à une telle sollicitation (notamment en fatigue).

Vous trouverez ci-dessous des exemples illustrant ces choix technologiques.

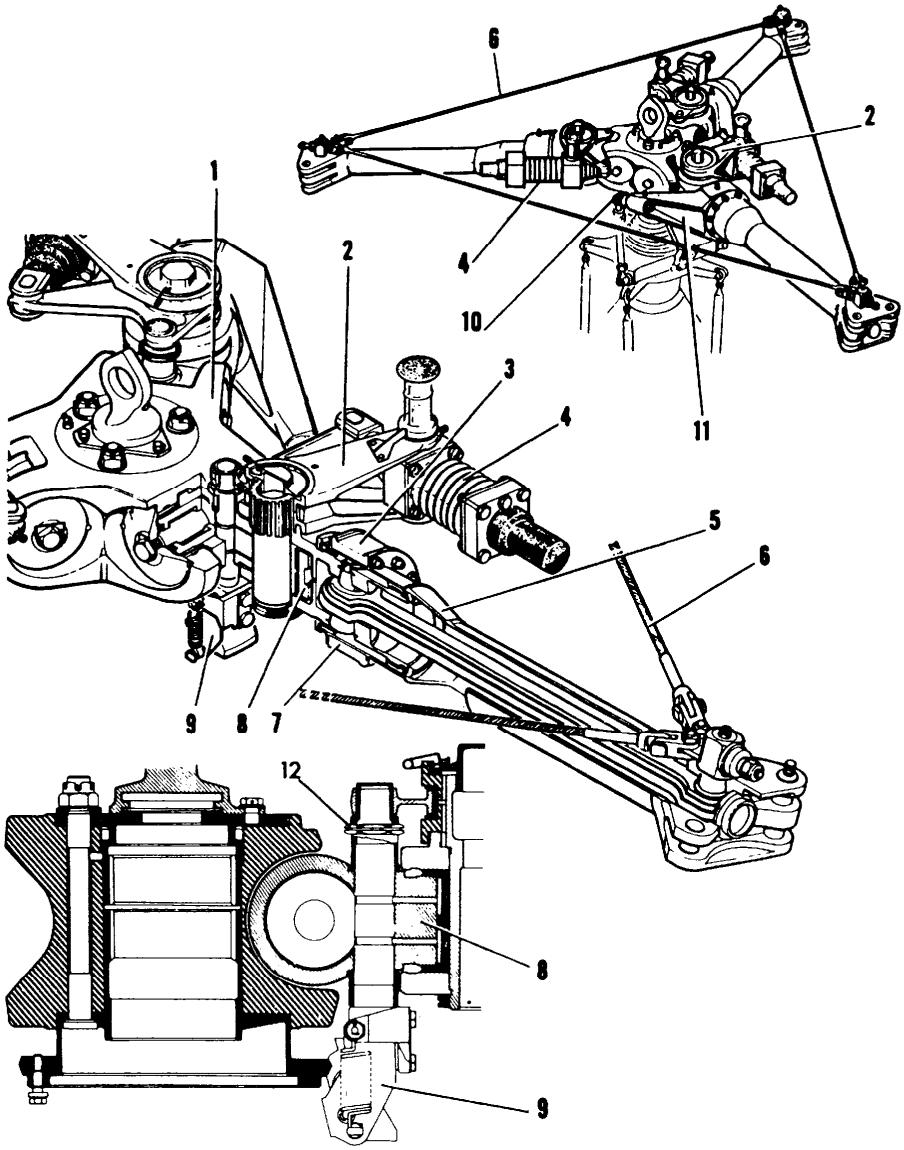


FIG. 3.42 – Tête de rotor de l'Alouette III
(document Aérospatiale).

1 — Corps de moyeu
2 — Bras de l'amortisseur de traînée
3 — Levier
4 — Amortisseur de traînée hydraulique
5 — Manchon
6 — Câble de tierçage
7 — Entretoise
8 — Fusée d'articulation de pas
9 — Butée de battement
10 — Fixation supérieure de biellette
11 — Levier de commande de pas
12 — Axe de traînée

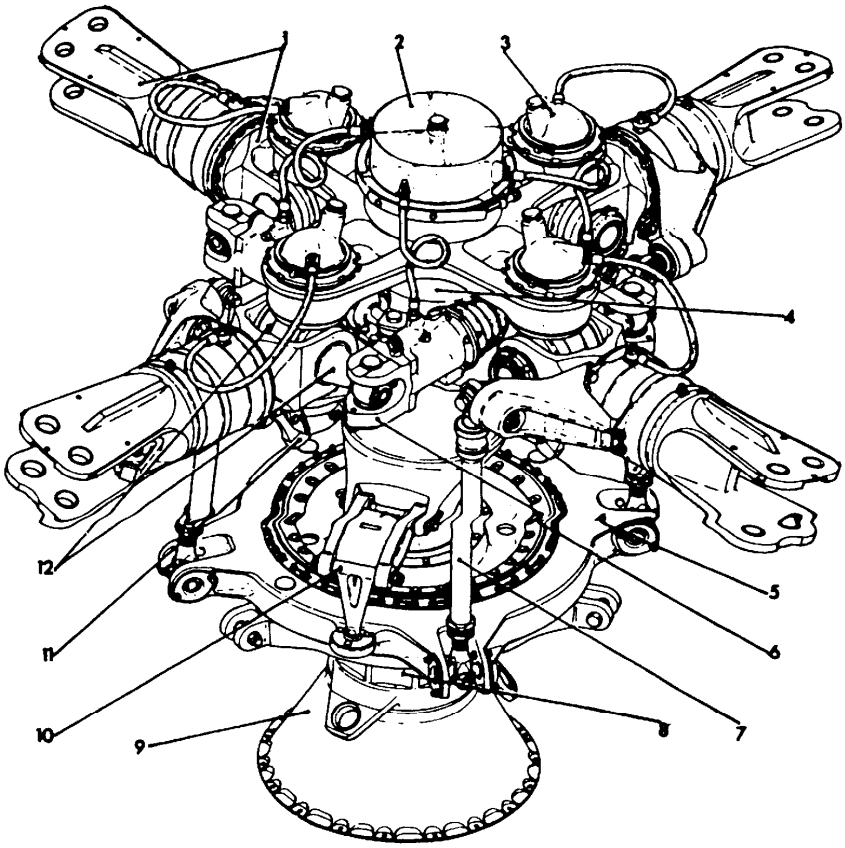


FIG. 3.44 — Moyeu rotor principal du SA 330 Puma
(document Aérospatial).

1 — Ensemble fusées-manchon
2 — Dispositif d'alimentation des amortisseurs de traînée
3 — Dispositif de lubrification des articulations
4 — Arbre rotor
5 — Plateau cyclique
6 — Amortisseur de traînée
7 — Biellette de commande de pas
8 — Couvercle supérieur
9 — Carter conique
10 — Compas, fixe et mobile
11 — Butée automatique basse
12 — Articulation combinée de traînée et battement

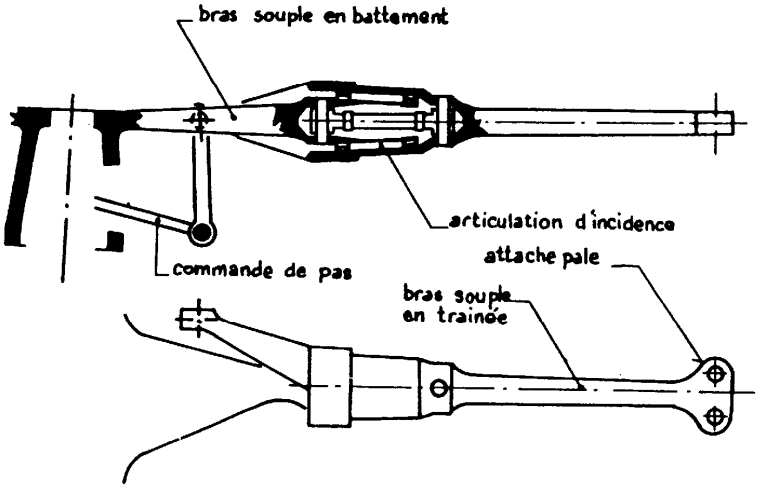
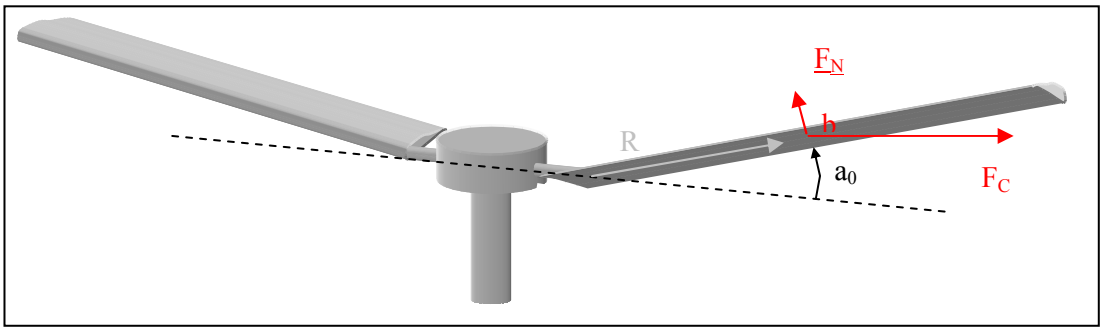


FIG. 3.45 — Moyeu « souple » du WG 13 Lynx
réalisé en coopération Westland-Aérospatiale.

5°) Conicité du rotor



En vol stationnaire les pales de l'hélicoptère décrivent un cône d'angle a_0.
En posant:

- F_N : portance du rotor.
- b: nombre de pales.
- F_C : force centrifuge de la pale.

On a : $$a_0 \approx \frac{F_N}{b.F_C}$$

En vol de translation, nous verrons que l'angle de battement varie autour de a_0.

6°) Équations du mouvement

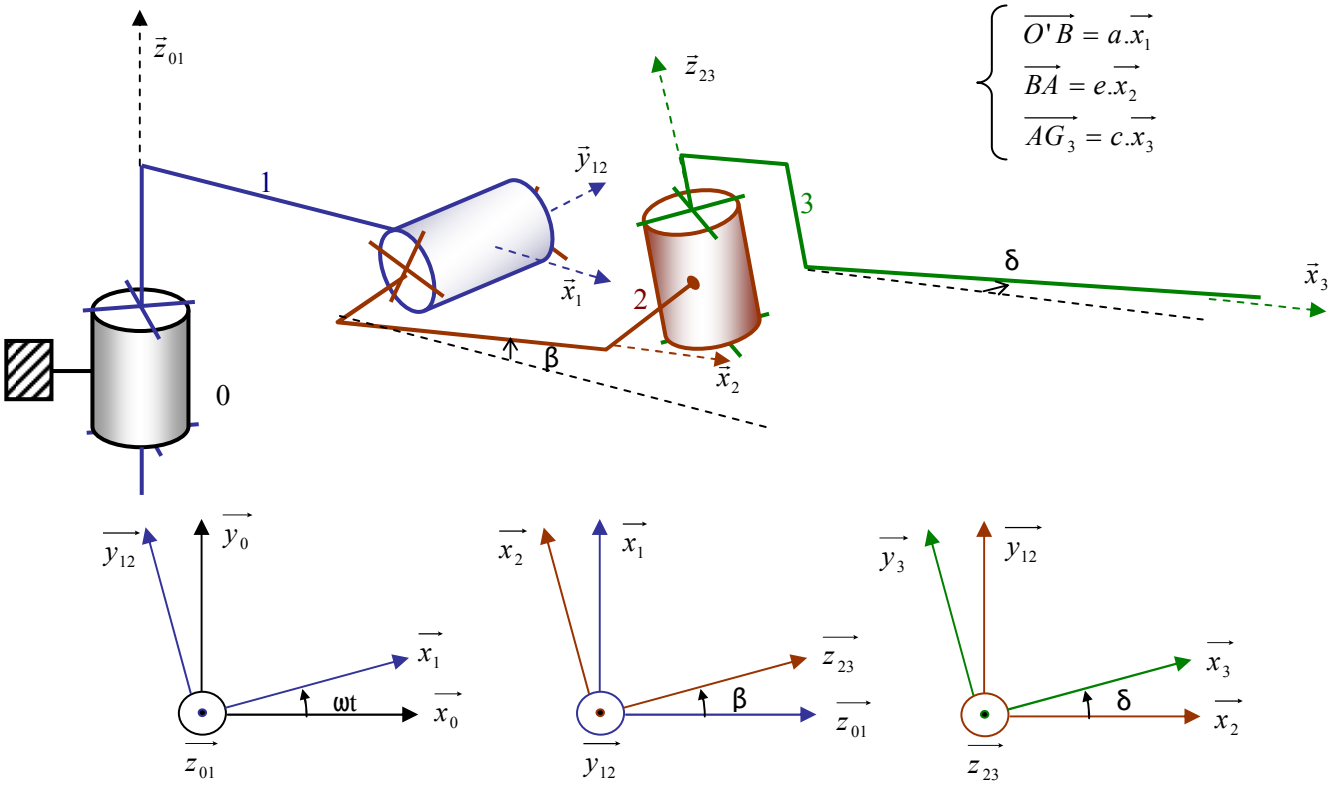
Cette partie a pour but d'étudier le rotor afin de comprendre le comportement d'un hélicoptère. Mais cette tache est loin d'être simple étant donné que la pale est complètement articulée : la position de la pale étant à déterminer, nous ne savons pas a priori où s'appliquent les forces aérodynamiques. Il faut tout d'abord choisir un modèle d'étude selon ce que l'on désire étudier. Ainsi, si on désire s'intéresser aux formes des pales, il sera conseillé de considérer, aux grandes vitesses, le passage cyclique du subsonique en transsonique en bout de pale avançante, ou modéliser les tourbillons générés par les pales pour les problèmes d'acoustique, ou encore l'aéroélasticité pour la déformée des pales,…
Nous n'allons pas prendre en compte tout ceci pour notre étude qui vise simplement à prévoir la position des pales. Nous considérons donc un modèle simplifié de ce système mécanique (solides indéformables, une pale ne perturbe pas celle qui suit,…).
Nous connaissons déjà le pas θ, il nous reste donc à déterminer le battement β et la traînée δ sur un tour de rotor (soit en fonction de ωt).

a) Équation du mouvement en β

α) Modèle utilisé :

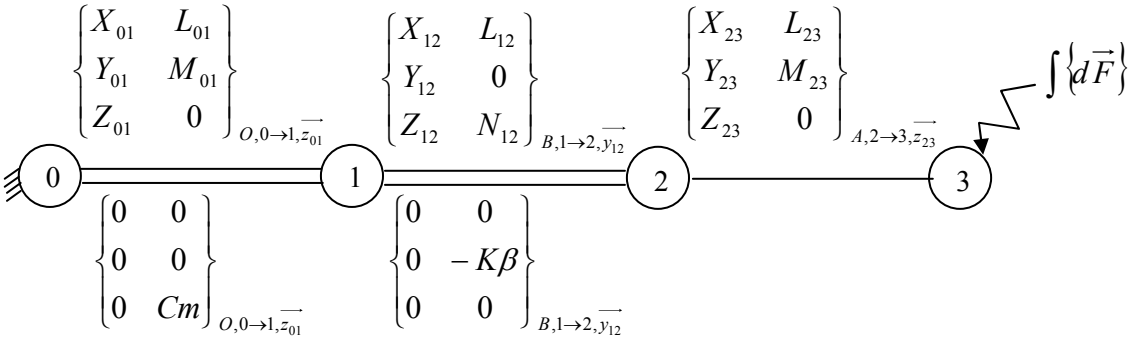
Nous modéliserons le fuselage de l'hélicoptère par le solide (0), le moyeu par la pièce (1), une pièce intermédiaire (2) et enfin la pale par le solide (3). La liaison entre le moyeu et le fuselage est modélisée par un pivot de centre O et d'axe z_{01} sensiblement vertical. Les articulations de battement et de traînée sont aussi modélisées par des pivots de centre respectif B et A.
L'articulation de pas ainsi que sa commande n'ont pas été représentés ici : nous connaissons déjà θ(ωt) et l'incidence étant reliée à θ, la commande de pas sera prise en compte par les forces aérodynamiques appliquée à la pale (3).

Pour des questions de commodité, lorsque $\overrightarrow{u_i} = \overrightarrow{u_j}$, on notera : $\overrightarrow{u_{ij}}$



β) Schéma de structure

Notre système est donc composé de plusieurs pièces qui interagissent entre elles. Représentons-le à l'aide d'un schéma de structure afin de faire le point sur les efforts mis en jeu. Nous retrouvons alors les torseurs des liaisons pivot, le couple moteur Cm, un rappel élastique en battement dont nous verrons l'utilité par la suite, et les forces aérodynamiques.



Hypothèse : les poids des différents éléments sont négligés devant les autres efforts en jeu

χ) équation utilisée

- On isole : (2)+(3)
- bilan :
  - pivot : B, 1→2
  - le rappel élastique : -Kβ
  - portance F_N
- PFD : $\boxed{\sum \overrightarrow{m_B^t}.\overrightarrow{y_{12}} = (\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}} + \overrightarrow{\delta_{B(2/0)}}).\overrightarrow{y_{12}}}$

δ) Calcul de $\delta_{B(2/0)}$:

$$\overrightarrow{\sigma_{B(2/0)}} = m_2 \overrightarrow{BG_2} \wedge \overrightarrow{V_{G_2(2/0)}} + [I(G_2)](\vec{\Omega}_{(2/0)})$$

Hypothèse : étant donné la faible dimension de la pièce 2, on considérera que B est confondu avec G_2 et que $[I(G_2)] \approx 0$

On a alors : $\boxed{\sigma_{B(2/0)} \approx 0}$

Cette hypothèse impose aussi que le produit vectoriel soit nul, autrement dit que :

$$\boxed{\delta_{B(2/0)} \approx 0}$$

Il faut maintenant déterminer $\delta_{B(3/0)}$, mais pour cela, calculons d'abord $V_{G_3}(3/0)$.

ε) Détermination de $VG_3(3/0)$:

$$\begin{aligned}
\overrightarrow{OG_3} &= \overrightarrow{OO'} + \overrightarrow{O'B} + \overrightarrow{BA} + \overrightarrow{AG_3} \\
&= ?.\overrightarrow{z_{01}} + a.\overrightarrow{x_1} + e.\overrightarrow{x_2} + c.\overrightarrow{x_3} \\
or : \left(\frac{d\vec{u}}{dt}\right)_i &= \left(\frac{d\vec{u}}{dt}\right)_j + \vec{\Omega}_{(j/i)} \wedge \vec{u} \\
et : \left(\frac{d\overrightarrow{u_i}}{dt}\right)_i &= \vec{0} \qquad \text{car } \overrightarrow{u_i} \text{ fixe dans } R_i
\end{aligned}$$

alors :

$$\begin{aligned}
\vec{V}_{G_3(3/0)} &= a\omega(\overrightarrow{z_{01}} \wedge \overrightarrow{x_1}) + e(\dot{\beta}\overrightarrow{y_{12}} + \omega\overrightarrow{z_{01}}) \wedge \overrightarrow{x_2} + c(\dot{\delta}\overrightarrow{z_{23}} + \dot{\beta}\overrightarrow{y_{12}} + \omega\overrightarrow{z_{01}}) \wedge \overrightarrow{x_3} \\
&= a\omega\overrightarrow{y_{12}} - e\dot{\beta}\overrightarrow{z_{23}} + e\omega\sin(\tfrac{\pi}{2}+\beta)\overrightarrow{y_{12}} + c\dot{\delta}\overrightarrow{y_3} - c\dot{\beta}\sin(\tfrac{\pi}{2}-\delta)\overrightarrow{z_{23}} + c\omega\overrightarrow{z_{23}} \wedge (\cos\delta\overrightarrow{x_2} + \sin\delta\overrightarrow{y_{12}}) \\
&= \omega(a + e\cos\beta)\overrightarrow{y_{12}} + c\dot{\delta}\overrightarrow{y_3} - \dot{\beta}(e + c\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}} + c\omega\sin(\tfrac{\pi}{2}+\beta)\cos\delta\vec{y}_{12} - c\omega\sin\delta\vec{x}_1
\end{aligned}$$

$$\boxed{\vec{V}_{G_3(3/0)} = \left| \begin{array}{l} -c\omega\sin\delta\overrightarrow{x_1} \\ +\omega(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{y_{12}} \\ +c\dot{\delta}\overrightarrow{y_3} \\ -\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}} \end{array} \right.}$$

Nous pouvons maintenant chercher $\delta_{B(3/0)}$.

ϕ) Calcul de $\delta_{B(3/0)}$

Hypothèse : R_0 est considéré comme un référentiel Galiléen (ce qui est en réalité discutable car il s'agit du fuselage de l'hélicoptère mais suffisant pour faire l'étude en stationnaire)

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}} = \left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}}{dt}\right)_0 + m_3 \overrightarrow{V_{B(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}$$

En réalité, nous n'avons pas besoin de l'expression complète de $\delta_{B(3/0)}$ mais uniquement de sa composante en y_{12}.

i calcul de $\sigma_{B(3/0)}$

$$\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}} = m_3 \overrightarrow{BG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} + [I(G_3)](\vec{\Omega}_{(3/0)})$$

Hypothèse : La pale (3) est assimilée à une tige étant donné les faibles dimensions de la profondeur et de l'épaisseur du profil devant l'envergure. On a alors :

$$[I(G_3)] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & I_p \end{bmatrix}_{R_3}$$

Afin d'effectuer le produit de la matrice d'inertie et du vecteur de vitesse de rotation, il faut que celui-ci soit aussi exprimé dans la base R_3.

$$\begin{aligned}\vec{\Omega}_{(3/0)} &= \dot{\delta}\overrightarrow{z_{23}} + \dot{\beta}\overrightarrow{y_{12}} + \omega\overrightarrow{z_{01}} \\ &= \dot{\delta}\overrightarrow{z_{23}} + \dot{\beta}\cos\delta\overrightarrow{y_3} + \dot{\beta}\sin\delta\overrightarrow{x_3} + \omega\cos\beta\overrightarrow{z_{23}} - \omega\sin\beta\overrightarrow{x_2} \\ &= \dot{\beta}\sin\delta\overrightarrow{x_3} + \dot{\beta}\cos\delta\overrightarrow{y_3} + (\dot{\delta} + \omega\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}} - \omega\sin\beta\cos\delta\overrightarrow{x_3} + \omega\sin\beta\sin\delta\overrightarrow{y_3}\end{aligned}$$

$$\vec{\Omega}_{(3/0)} = \begin{bmatrix}\dot{\beta}\sin\delta - \omega\sin\beta\cos\delta \\ \dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta \\ \dot{\delta} + \omega\cos\beta\end{bmatrix}_{R_3}$$

alors

$$\begin{aligned}[I(G_3)](\vec{\Omega}_{(3/0)}) &= \begin{bmatrix}0 & 0 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & I_p\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\beta}\sin\delta - \omega\sin\beta\cos\delta \\ \dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta \\ \dot{\delta} + \omega\cos\beta\end{bmatrix} \\ &= I_p(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta)\overrightarrow{y_3} + I_p(\dot{\delta} + \omega\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}}\end{aligned}$$

:

$$\begin{aligned}m_3\overrightarrow{BG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} &= m_3(\overrightarrow{BA} + \overrightarrow{AG_3}) \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} \\ &= m_3(e\overrightarrow{x_2} + c\overrightarrow{x_3}) \wedge \begin{pmatrix}-c\omega\sin\delta\overrightarrow{x_1} + \omega(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{y_{12}} \\ + c\dot{\delta}\overrightarrow{y_3} - \dot{\beta}(e + c\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}}\end{pmatrix} \\ &= m_3\begin{pmatrix}ec\omega\sin\delta\sin\beta\overrightarrow{y_{12}} + e\omega(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}} + ec\dot{\delta}\sin(\tfrac{\pi}{2} + \delta)\overrightarrow{z_{23}} \\ + e\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\overrightarrow{y_{12}} - c^2\omega\sin\delta\overrightarrow{x_3} \wedge (\sin\beta\overrightarrow{z_{23}} + \cos\beta\overrightarrow{x_2}) \\ + c\omega\sin(\tfrac{\pi}{2} - \delta)(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}} + c^2\dot{\delta}\overrightarrow{z_{23}} + c\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\overrightarrow{y_3}\end{pmatrix}\end{aligned}$$

$$m_3\overrightarrow{BG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} = m_3\begin{pmatrix}\left(ec\omega\sin\delta\sin\beta + e\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\overrightarrow{y_{12}} \\ \left(c^2\omega\sin\delta\sin\beta + c\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\overrightarrow{y_3} \\ \begin{pmatrix}\omega(e + c\cos\delta)(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta) \\ + c\dot{\delta}(c + e\cos\delta) + c^2\omega\sin^2\delta\cos\beta\end{pmatrix}\overrightarrow{z_{23}}\end{pmatrix}$$

finalement :

$$\boxed{\begin{aligned}\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}} = m_3&\begin{pmatrix}\left(ec\omega\sin\beta\sin\delta + e\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\overrightarrow{y_{12}} \\ \left(c^2\omega\sin\beta\sin\delta + c\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\overrightarrow{y_3} \\ \left(\omega(e + c\cos\delta)(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta) + c\dot{\delta}(c + e\cos\delta) + c^2\omega\sin^2\delta\cos\beta\right)\overrightarrow{z_{23}}\end{pmatrix} \\ &+ I_p\left((\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta)\overrightarrow{y_3} + (\dot{\delta} + \omega\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}}\right)\end{aligned}}$$

ii calcul de $d/dt(\sigma_{B(3/0)})_0.y_{12}$

Hypothèse : pour les calculs suivants, on fait l'hypothèse : ω constante. C'est à dire que la vitesse de rotation du mât du rotor (mis en mouvement par la turbine) est constante.

$$\left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}}{dt}\right)_0.\overrightarrow{y_{12}} = \frac{d}{dt}\left(\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}}\right) - \overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\left(\frac{d\overrightarrow{y_{12}}}{dt}\right)_0$$

$$\frac{d}{dt}\left(\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}}\right) = m_3\frac{d}{dt}\begin{pmatrix} c\omega\sin\beta\sin\delta(e+c\cos\delta) \\ +\dot{\beta}(e+c\cos\delta)^2 \end{pmatrix} + I_p\frac{d}{dt}\begin{pmatrix} \dot{\beta}\cos^2\delta \\ +\omega\sin\beta\sin\delta\cos\delta \end{pmatrix}$$

$$= m_3\begin{pmatrix} c\omega\left(\dot{\beta}\cos\beta\sin\delta + \dot{\delta}\sin\beta\cos\delta\right)(e+c\cos\delta) \\ -c^2\omega\dot{\delta}\sin\beta\sin^2\delta \\ +\ddot{\beta}(e+c\cos\delta)^2 - 2c\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta(e+c\cos\delta) \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\beta}\cos^2\delta - 2\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta\cos\delta \\ +\omega\dot{\beta}\cos\beta\sin\delta\cos\delta \\ +\omega\dot{\delta}\sin\beta(\cos^2\delta - \sin^2\delta) \end{pmatrix}$$

$$-\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\left(\frac{d\overrightarrow{y_{12}}}{dt}\right)_0 = \omega\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\overrightarrow{x_1}$$

$$= \omega\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}.\left(\cos\beta\overrightarrow{x_2} + \sin\beta\overrightarrow{z_{23}}\right)$$

$$= -\omega\sin\delta\cos\beta\begin{pmatrix} m_3\left(c^2\omega\sin\beta\sin\delta + c\dot{\beta}(e+c\cos\delta)\right) \\ +I_p(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta) \end{pmatrix}$$

$$+\omega\sin\beta\begin{pmatrix} m_3\begin{pmatrix} \omega(e+c\cos\delta)(a+e\cos\beta+c\cos\beta\cos\delta) \\ +c\dot{\delta}(c+e\cos\delta) + c^2\omega\sin^2\delta\cos\beta \end{pmatrix} \\ I_p\left(\dot{\delta}+\omega\cos\beta\right) \end{pmatrix}$$

$$\left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}}{dt}\right)_0.\overrightarrow{y_{12}} = m_3\begin{pmatrix} c\omega\dot{\beta}\sin\delta\cos\beta(e+c\cos\delta) + c\omega\dot{\delta}\sin\beta\cos\delta(e+c\cos\delta) \\ -c^2\omega\dot{\delta}\sin\beta\sin^2\delta + \ddot{\beta}(e+c\cos\delta)^2 - 2c\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta(e+c\cos\delta) \\ -\underline{c^2\omega^2\sin\beta\sin^2\delta\cos\beta} - \underline{c\omega\dot{\beta}\sin\delta\cos\beta(e+c\cos\delta)} \\ +\omega^2\sin\beta(e+c\cos\delta)(a+e\cos\beta+c\cos\beta\cos\delta) \\ +c\omega\dot{\delta}\sin\beta(c+e\cos\delta) + \underline{c^2\omega^2\sin\beta\sin^2\delta\cos\beta} \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\beta}\cos^2\delta - 2\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta\cos\delta + \omega\dot{\beta}\cos\beta\sin\delta\cos\delta \\ +\omega\dot{\delta}\sin\beta(\cos^2\delta - \sin^2\delta) - \omega\sin\delta\cos\beta(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta) \\ +\omega\sin\beta(\dot{\delta}+\omega\cos\beta) \end{pmatrix}$$

$$= m_3\begin{pmatrix} c\omega\dot{\delta}\sin\beta\cos\delta(e+c\cos\delta) - c^2\omega\dot{\delta}\sin\beta\sin^2\delta + \ddot{\beta}(e+c\cos\delta)^2 \\ -2c\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta(e+c\cos\delta) + \omega^2\sin\beta(e \\ +c\cos\delta)(a+e\cos\beta+c\cos\beta\cos\delta) \\ +c\omega\dot{\delta}\sin\beta(c+e\cos\delta) \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\beta}\cos^2\delta - 2\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta\cos\delta + \omega\dot{\beta}\cos\beta\sin\delta\cos\delta \\ +\omega\dot{\delta}\sin\beta(\cos^2\delta - \sin^2\delta) - \omega\sin\delta\cos\beta(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta) \\ +\omega\sin\beta(\dot{\delta}+\omega\cos\beta) \end{pmatrix}$$

iii calcul de $m_3(V_B \wedge V_{G3}).y_{12}$

$$\overrightarrow{OB} = \overrightarrow{OO'} + \overrightarrow{O'B}$$

$$\overrightarrow{V_{B(3/0)}} = a(\omega \overrightarrow{z_{01}} \wedge \overrightarrow{x_1}) = a\omega \overrightarrow{y_{12}}$$

$$m_3(\overrightarrow{V_{B(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}).\overrightarrow{y_{12}} = m_3(\overrightarrow{y_{12}} \wedge \overrightarrow{V_{B(3/0)}}).\overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} = 0$$

$$car : (\vec{u} \wedge \vec{v}).\vec{w} = \det(\vec{u}, \vec{v}, \vec{w}) = \det(\vec{w}, \vec{u}, \vec{v}) = (\vec{w} \wedge \vec{u}).\vec{v}$$

iv calcul de $\delta_{B(3/0)}.y_{12}$

Maintenant que nous avons l'expression de chacun des termes, exprimons $\delta_{B(3/0)}.y_{12}$.

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} = \left(\frac{\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}}{dt}\right)_0 .\overrightarrow{y_{12}} + m_3\left(\overrightarrow{V_{B(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}\right)\overrightarrow{y_{12}} = \left(\frac{\overrightarrow{\sigma_{B(3/0)}}}{dt}\right)_0 .\overrightarrow{y_{12}} + 0$$

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} = m_3\begin{pmatrix} c\omega\dot{\delta}\sin\beta\cos\delta(e + c\cos\delta) - c^2\omega\dot{\delta}\sin\beta\sin^2\delta + \ddot{\beta}(e + c\cos\delta)^2 \\ -2c\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta(e + c\cos\delta) + \omega^2\sin\beta(e + c\cos\delta)(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta) \\ + c\omega\dot{\delta}\sin\beta(c + e\cos\delta) \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\beta}\cos^2\delta - 2\dot{\beta}\dot{\delta}\sin\delta\cos\delta + \omega\dot{\beta}\cos\beta\sin\delta\cos\delta \\ + \omega\dot{\delta}\sin\beta(\cos^2\delta - \sin^2\delta) - \omega\sin\delta\cos\beta(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta) \\ + \omega\sin\beta(\dot{\delta} + \omega\cos\beta) \end{pmatrix}$$

v quelques approximations

L'expression obtenue est loin d'être sympathique, voyons si nous ne pouvons pas la simplifier en faisant quelques hypothèses. Nous vérifierons par la suite si celles-ci n'altèrent pas trop le résultat final, c'est à dire si nous décrivons toujours le comportement d'un rotor après cette suite d'approximations.

Hypothèse : Les angles mis en jeu sont très petits : le battement β est de l'ordre de 3° et δ de l'ordre du degré. Ceci permet de faire un développement limité des sin et cos. On s'arrêtera à l'ordre 1. Par ailleurs, les fonctions étant de type sinusoïdal, les dérivées sont considérées d'ordre 1.

On obtient alors la simplification suivante :

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} \cong m_3\begin{pmatrix} \underline{c\omega\dot{\delta}\beta(e + c)} - \underline{c^2\omega\dot{\delta}\beta\delta^2} + \ddot{\beta}(e + c)^2 \\ -\underline{2c\dot{\beta}\dot{\delta}\delta(e + c)} + \omega^2\beta(e + c)(a + e + c) \\ + \underline{c\omega\dot{\delta}\beta(c + e)} \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\beta} - \underline{2\dot{\beta}\dot{\delta}\delta} + \underline{\omega\dot{\beta}\delta} \\ + \underline{\omega\dot{\delta}\beta(1 - \delta^2)} - \underline{\omega\delta(\dot{\beta} + \omega\beta\delta)} \\ + \omega\beta(\underline{\dot{\delta}} + \omega) \end{pmatrix}$$

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} \cong m_3\left(\ddot{\beta}(e + c)^2 + \omega^2\beta(e + c)(a + e + c)\right) + I_p\left(\ddot{\beta} + \omega^2\beta\right)$$

Par ailleurs, la pièce 2 est de faible dimension. Les articulations de battement et de traînée se font presque au même endroit, autrement dit, on peut dire que : c>>e, alors,

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} \cong m_3c^2\left(\ddot{\beta} + \omega^2\beta\right) + m_3ca\omega^2\beta + I_p\left(\ddot{\beta} + \omega^2\beta\right)$$

Hypothèse : si on considère la pale avec une masse linéique constante, et en posant R rayon du rotor, on peut écrire que R=2.c.

En posant le moment statique $m_s = ½\ m_3R = m_3c$, on obtient :

$$\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} \cong m_s c\left(\ddot{\beta}+\omega^2\beta\right)+am_s\omega^2\beta+I_p\left(\ddot{\beta}+\omega^2\beta\right)$$

$$\boxed{\overrightarrow{\delta_{B(3/0)}}.\overrightarrow{y_{12}} \cong am_s\omega^2\beta+(I_p+m_s c)\left(\ddot{\beta}+\omega^2\beta\right)}$$

A ce stade, nous pouvons déjà dire que dans le vide, le rotor se comporte comme un système du deuxième ordre. Dans le vide, on aurait alors :

$$0=(I_p+m_3c)\left(\ddot{\beta}+\omega^2\beta\left(1+\frac{am_3}{I_p+m_3c}\right)\right)$$

Ce qui donne pour le battement :

$$\boxed{\beta = A\cos\omega_0 t + B\sin\omega_0 t}$$

avec

$$\boxed{\omega_0=\omega\sqrt{1+\frac{am_3}{Ip+m_3c}}}$$

Ainsi, le disque rotor dans le vide, ne serait pas un plan fixe mais tournerait à la vitesse ω_0.
Nous pouvons dire aussi que selon les fréquences d'excitation, les pales peuvent réagir avec un déphasage pouvant atteindre –90°.
Regardons maintenant ce qu'il en est avec les moments aérodynamiques.

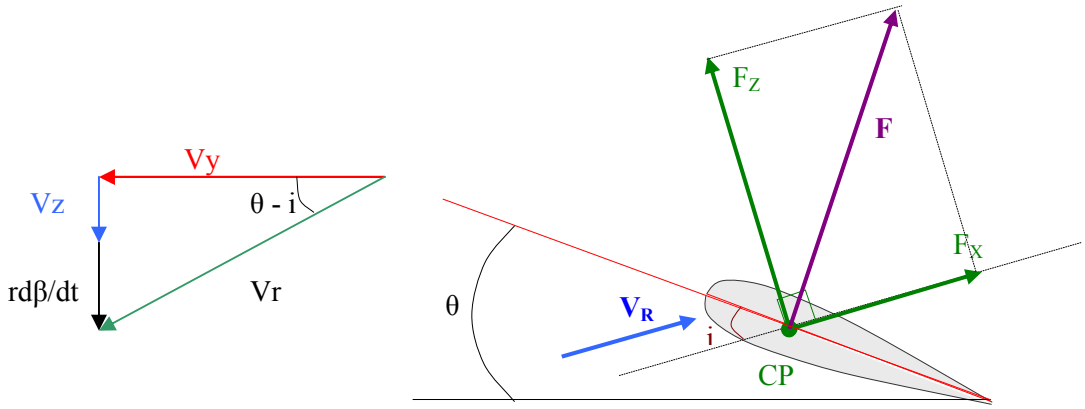
γ) Équation du mouvement en β

Afin d'obtenir l'équation complète, il nous faut calculer la somme des moments selon le vecteur y_{12}.
Faisons l'hypothèse que le moment créé par la traînée selon y_{12} est négligeable devant celui créé par la portance.
Pour un élément de surface de pale dS, la portance élémentaire dF_N correspondante s'écrit :

$$dF_N=\frac{1}{2}\rho dSV_R^2\frac{dC_z}{di}i$$

Le moment aérodynamique s'écrit alors :

$$dM=r\frac{1}{2}\rho dSV_R^2\frac{dC_z}{di}i$$



Or si on fait le triangle de vitesse d'un élément de pale, on trouve :

$$\theta - \mathrm{i} \approx \sin(\theta - \mathrm{i}) = \frac{\mathrm{V_Z} + \mathrm{r}\dot{\beta}}{V_Y}$$

alors :

$$\boxed{i=\theta-\frac{V_Z}{V_Y}-\frac{r\dot{\beta}}{V_Y}}$$

ce qui fait que :

$$dM = r\frac{1}{2}\rho dSV_R^2\frac{dC_z}{di}\left(\theta - \frac{V_Z}{V_X} - \frac{r\dot{\beta}}{V_X}\right)$$

L'intégration de ce moment élémentaire dépend du vrillage de la pale ainsi que de son évolution (forme selon son r). On obtient d'une façon approchée, l'équation suivante :

$$\boxed{\begin{aligned} am_s\omega^2\beta + (I_p + m_s c)(\ddot{\beta} + \omega^2\beta) + \frac{K\dot{\beta}}{\omega} &\approx M_0 \\ (I_p + m_s c)\ddot{\beta} + \frac{K\dot{\beta}}{\omega} + (am_s + I_p + m_s c)\omega^2\beta &\approx M_0 \end{aligned}}$$

Avec :

- M_0 le moment des forces aérodynamiques s'il n'y avait pas d'articulation en battement.
- K : qui dépend de la forme des pales (évolution, vrillage,…) nous ferons l'hypothèse que K est constant pour une pale donnée.

On retrouve alors la forme d'une équation du deuxième ordre amorti :

$$\ddot{\beta} + 2\xi\omega_0\dot{\beta} + \omega_0^{\ 2}\beta = cte$$

Le battement une solution de la forme : $\beta = \beta_{ESSM} + \beta_{EASM}$

$$\boxed{\beta = e^{-ct}(A\cos\omega_0 t + B\sin\omega_0 t) + \beta_{EASM}}$$

η) Interprétation

i Cas du rotor dans le vide

Il n'y a pas de forces aérodynamiques alors M_0 est nul. En régime permanent, les pales resteront alors dans le plan de référence, ce qui est logique, la force de Coriolis tend à les maintenir dans ce plan et il n'y a pas de forces tendant à les lever.

ii Cas du vol stationnaire

En vol stationnaire, la vitesse d'un élément de pale par rapport à l'air est constante sur un tour (rω). Les forces aérodynamiques sont donc constantes, alors M_0 est aussi constant, ce qui fait que le battement β = cte = a_0. On retrouve le résultat énoncé précédemment : le rotor prend la forme d'un cône dont l'angle est a_0 et dépend de la portance et de la force centrifuge.

iii Cas du vol en translation

Cette fois-ci V_R dépend de la position de la pale lors du tour (pale avançante et pale reculante). Ainsi le moment M_0 varie cycliquement selon la fréquence du rotor : ω.
La fréquence propre des pales ω_0 : étant presque ω, les pales réagissent donc avec un retard de 90°.
Une pale se lèvera donc 90° après sa portance maximale. Le pilote pourra donc contrôler l'inclinaison de son rotor par le plateau cyclique. La levée se faisant 90° après le pas max., les commandes du plateau cyclique sont montées de manière à ce que ce soit intuitif pour le pilote (soit décalé de 90°). Il est à noter que pour les rotors ayant des liaisons par souplesse des matériaux, ce déphasage est alors légèrement inférieur à 90°.
Ainsi le battement sera de la forme :

$$\boxed{\beta = a_0 + A\cos\omega t + B\sin\omega t}$$

b) Équation du mouvement en δ

Nous allons procéder de la même manière pour déterminer l'angle de traînée.

α) équation utilisée

- On isole : (3)
- bilan :
  - pivot : A, 2→3
  - portance F_N
- PFD : $\boxed{\sum \overrightarrow{m_A^t}.\overrightarrow{z_{23}} = \overrightarrow{\delta_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}}}$

β) Calcul de $\delta_{A(3/0)}.z_{23}$

Hypothèse : Les mêmes que précédemment.

$$\overrightarrow{\delta_{A(3/0)}} = \left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}}{dt}\right)_0 + m_3\overrightarrow{V_{A(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}$$

En réalité, nous n'avons pas besoin de l'expression complète de $\delta_{A(3/0)}$ mais uniquement de sa composante en z_{23}.

i calcul de $\sigma_{A(3/0)}$

$$\overrightarrow{\sigma_{A(2/0)}} = m_3\overrightarrow{AG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} + [I(G_3)](\overrightarrow{\Omega}_{(3/0)})$$

or :

$$[I(G_3)](\overrightarrow{\Omega}_{(3/0)}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & I_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\beta}\sin\delta - \omega\sin\beta\cos\delta \\ \dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta \\ \dot{\delta} + \omega\cos\beta \end{bmatrix}$$

$$= I_p(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta)\overrightarrow{y_3} + I_p(\dot{\delta} + \omega\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}}$$

$$m_3\overrightarrow{AG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} = m_3\overrightarrow{AG_3} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}$$

$$= m_3 c\overrightarrow{x_3} \wedge \begin{pmatrix} -c\omega\sin\delta\overrightarrow{x_1} + \omega(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{y_{12}} \\ +c\dot{\delta}\overrightarrow{y_3} - \dot{\beta}(e + c\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}} \end{pmatrix}$$

$$= m_3\begin{pmatrix} -c^2\omega\sin\delta\overrightarrow{x_3} \wedge (\sin\beta\overrightarrow{z_{23}} + \cos\beta\overrightarrow{x_2}) \\ +c\omega\sin(\tfrac{\pi}{2} - \delta)(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta)\overrightarrow{z_{23}} + c^2\dot{\delta}\overrightarrow{z_{23}} + c\dot{\beta}(e + c\cos\beta)\overrightarrow{y_3} \end{pmatrix}$$

Finalement :

$$\boxed{\begin{aligned} \overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}} = m_3 & \begin{pmatrix} \left(c^2\omega\sin\beta\sin\delta + c\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\overrightarrow{y_3} \\ \left(c\omega\cos\delta(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta) + c^2\dot{\delta} + c^2\omega\sin^2\delta\cos\beta\right)\overrightarrow{z_{23}} \end{pmatrix} \\ & + I_p\left((\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta)\overrightarrow{y_3} + (\dot{\delta} + \omega\cos\beta)\overrightarrow{z_{23}}\right) \end{aligned}}$$

ii calcul de $d/dt(\sigma_{A(3/0)})_0$

Hypothèse : pour les calculs suivants, on fait l'hypothèse que ω est constant. C'est à dire que la vitesse de rotation du mât du rotor (mis en mouvement par la turbine) est constante.

$$\left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}}{dt}\right)_0 .\overrightarrow{z_{23}} = \frac{d}{dt}\left(\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}}\right) - \overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\left(\frac{d\overrightarrow{z_{23}}}{dt}\right)_0$$

$$\left(\frac{d\overrightarrow{z_{23}}}{dt}\right)_0 = \left(\frac{d\overrightarrow{z_{23}}}{dt}\right)_2 + \overrightarrow{\Omega_{2/0}}.\overrightarrow{z_{23}}$$

$$= \left(\dot{\beta}\overrightarrow{y_2} + \omega\overrightarrow{z_{01}}\right) \wedge \overrightarrow{z_{23}}$$

$$\left(\frac{d\overrightarrow{z_{23}}}{dt}\right)_0 = \dot{\beta}\overrightarrow{x_2} + \omega\sin\beta\overrightarrow{y_{12}}$$

$$\frac{d}{dt}\left(\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}}\right) = m_3\frac{d}{dt}\begin{pmatrix} c\omega\cos\delta(a + e\cos\beta + c\cos\beta\cos\delta) \\ + c^2\dot{\delta} + c^2\omega\sin^2\delta\cos\beta \end{pmatrix} + I_p\frac{d}{dt}\left(\dot{\delta} + \omega\cos\beta\right)$$

$$= m_3\begin{pmatrix} -c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\beta + \underline{c\cos\beta\cos\delta}) \\ + c\omega\cos\delta(-e\dot{\beta}\sin\beta - c\dot{\beta}\sin\beta\cos\delta - \underline{c\dot{\delta}\cos\beta\sin\delta}) \\ + c^2\ddot{\delta} - c^2\omega(\underline{2\dot{\delta}\sin\delta\cos\delta\cos\beta} - \dot{\beta}\sin^2\delta\sin\beta) \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\left(\ddot{\delta} - \omega\dot{\beta}\sin\beta\right)$$

$$\frac{d}{dt}\left(\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}}\right) = m_3\begin{pmatrix} -c^2\omega\dot{\beta}\sin\beta(\sin^2\delta + \cos^2\delta) \\ -c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\beta) \\ -ec\omega\dot{\beta}\cos\delta\sin\beta \\ + c^2\ddot{\delta} \end{pmatrix} + I_p\left(\ddot{\delta} - \omega\dot{\beta}\sin\beta\right)$$

$$-\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\left(\frac{d\overrightarrow{z_{23}}}{dt}\right)_0 = -\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}.\left(\dot{\beta}\overrightarrow{x_2} + \omega\sin\beta\overrightarrow{y_{12}}\right)$$

$$= m_3\left(c^2\omega\sin\delta\sin\beta + c\dot{\beta}(e + c\cos\delta)\right)\left(\dot{\beta}\sin\delta - \omega\sin\beta\cos\delta\right)$$

$$+ I_p\left(\dot{\beta}\cos\delta + \omega\sin\beta\sin\delta\right)\left(\dot{\beta}\sin\delta - \omega\sin\beta\cos\delta\right)$$

$$alors\left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}}{dt}\right)_0 .\overrightarrow{z_{23}} = m_3\begin{pmatrix} -c^2\omega\dot{\beta}\sin\beta(\underline{\sin^2\delta} + \underline{\underline{\cos^2\delta}}) - c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\beta) \\ -\overline{ec\omega\dot{\beta}\cos\delta\sin\beta} + c^2\ddot{\delta} + \underline{c^2\omega\dot{\beta}\sin\beta\sin^2\delta} \\ + c\dot{\beta}^2\sin\delta(e + c\cos\delta) - c^2\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \\ -c\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos\delta(\overline{e} + \underline{\underline{c\cos\delta}}) \end{pmatrix}$$

$$+ I_p\begin{pmatrix} \ddot{\delta} - \omega\dot{\beta}\sin\beta + \dot{\beta}^2\sin\delta\cos\delta \\ + \omega\dot{\beta}\sin\beta(\sin^2\delta - \cos^2\delta) \\ -\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \end{pmatrix}$$

$$\left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}}{dt}\right)_0 .\overrightarrow{z_{23}} = m_3\begin{pmatrix} -2c^2\omega\dot{\beta}\sin\beta\underline{\underline{\cos^2\delta}} \\ -c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\beta) \\ -\overline{2ec\omega\dot{\beta}\cos\delta\sin\beta} + c^2\ddot{\delta} \\ + c\dot{\beta}^2\sin\delta(e + c\cos\delta) \\ -c^2\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \end{pmatrix} + I_p\begin{pmatrix} \ddot{\delta} + \dot{\beta}^2\sin\delta\cos\delta \\ -2\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos^2\delta \\ -\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \end{pmatrix}$$

iii calcul de $m_3(V_A \wedge V_{G3}).z_{23}$

$$\overrightarrow{V_{A(3/0)}} = \omega(a + e\cos\beta)\overrightarrow{y_{12}} - e\dot{\beta}\overrightarrow{z_{23}}$$

$$or\ (\vec{u} \wedge \vec{v}).\vec{w} = \det(\vec{u},\vec{v},\vec{w}) = \det(\vec{w},\vec{u},\vec{v}) = (\vec{w} \wedge \vec{u}).\vec{v}$$

$$\begin{aligned} m_3(\overrightarrow{V_{A(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}).\overrightarrow{z_{23}} &= m_3(\overrightarrow{z_{23}} \wedge \overrightarrow{V_{A(3/0)}}).\overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} \\ &= -m_3\omega(a + e\cos\beta)\overrightarrow{x_2}.\overrightarrow{V_{G_3(3/0)}} \\ &= m_3\omega(a + e\cos\beta)(c\omega\sin\delta\cos\beta + c\dot{\delta}\sin\delta) \end{aligned}$$

iv calcul de $\delta_{A(3/0)}.z_{23}$:

$$\overrightarrow{\delta_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}} = \left(\frac{d\overrightarrow{\sigma_{A(3/0)}}}{dt}\right)_0.\overrightarrow{z_{23}} + m_3(\overrightarrow{V_{A(3/0)}} \wedge \overrightarrow{V_{G_3(3/0)}}).\overrightarrow{z_{23}}$$

$$= m_3\begin{pmatrix} -\underline{\underline{2c^2\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos^2\delta}} - \underline{c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\beta)} \\ -\underline{\underline{2ec\omega\dot{\beta}\cos\delta\sin\beta}} + c^2\ddot{\delta} + c\dot{\beta}^2\sin\delta(e + c\cos\delta) \\ -c^2\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta + c\omega^2\sin\delta\cos\beta(a + e\cos\delta) \\ +\underline{c\omega\dot{\delta}\sin\delta(a + e\cos\delta)} \end{pmatrix} + I_p\begin{pmatrix} \ddot{\delta} + \dot{\beta}^2\sin\delta\cos\delta \\ -2\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos^2\delta \\ -\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \end{pmatrix}$$

$$= m_3\begin{pmatrix} -2c\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos\delta(e + c\cos\delta) \\ +c^2\ddot{\delta} + c\dot{\beta}^2\sin\delta(e + c\cos\delta) \\ -c^2\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta + c\omega^2\sin\delta\cos\beta(a + e\cos\delta) \end{pmatrix} + I_p\begin{pmatrix} \ddot{\delta} + \dot{\beta}^2\sin\delta\cos\delta \\ -2\omega\dot{\beta}\sin\beta\cos^2\delta \\ -\omega^2\sin^2\beta\cos\delta\sin\delta \end{pmatrix}$$

v quelques approximations

Hypothèse : Les angles mis en jeu sont très petits : le battement β est de l'ordre de 3° et δ de l'ordre du degré. Ceci permet de faire un développement limité des sin et cos. On s'arrêtera à l'ordre 1. Par ailleurs, les fonctions étant de type sinusoïdal, les dérivées sont considérées d'ordre 1.

On obtient alors la simplification suivante :

$$\overrightarrow{\delta_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}} \cong m_3\begin{pmatrix} -\underline{2c\omega\dot{\beta}\beta(e + c)} \\ +c^2\ddot{\delta} + c\dot{\beta}^2\delta(e + c) \\ -\underline{c^2\omega^2\beta^2\delta} + c\omega^2\delta(a + e) \end{pmatrix} + I_p\begin{pmatrix} \ddot{\delta} + \underline{\dot{\beta}^2\delta} \\ -\underline{2\omega\dot{\beta}\beta} \\ -\underline{\omega^2\beta^2\delta} \end{pmatrix}$$

$$\cong m_3\left(c^2\ddot{\delta} + c\omega^2\delta(a + e)\right) + I_p\left(\ddot{\delta}\right)$$

Hypothèse : si on considère la pale avec une masse linéique constante, et en posant R rayon du rotor, on peut écrire que R=2.c.
En posant le moment statique ms = ½ m_3R = m_3c, on obtient :

$$\overrightarrow{\delta_{A(3/0)}}.\overrightarrow{z_{23}} \cong m_s(a + e)\omega^2\delta + (I_p + m_s c)\ddot{\delta}$$

χ) équation du mouvement en δ

En procédant de la même manière que pour le battement, on retrouve des résultats similaires.

Une pulsation propre proche de ω : $\boxed{\omega_1 = \omega\sqrt{\frac{(a + e)m_3}{Ip + m_3 c}}}$

Et une traînée de la forme :

$$\boxed{\delta = \delta_0 + C\cos\omega_1 t + D\sin\omega_1 t}$$

c) interprétation:

Les caractéristiques des différentes pales d'hélicoptères variant selon les modèles (vrillage, évolutions), prenons pour notre étude, le cas général du centre de poussée à 0.7 R par rapport au mât rotor.
Étudions le vol stationnaire :

Nous pouvons dire que le moment des forces aérodynamiques sur l'articulation de battement est de l'ordre de :

$$M^t \approx 0.7\ R\ F_N/b \approx 0.7\ R\ Mg/b$$

b étant le nombre de pales.

Modèle	M (Kg)	R (m)	b	a excentricité battement (m)	m_3 (Kg)	w (rad/s)	$Ip_{constructeur}$ ($Kg.m^2$)	$Ip_{calculée}$ ($Kg.m^2$)	conicité a_0 (degré)
écureuil Astar AS 350	2500	5,345	3	0,205	34,1	40,84	369	487	2,8
écureuil Twinstar AS 355	2100	5,345	3	0,205	29,8	40,32	322	426	2,8
Gazelle SA 341	1900	5,25	3	0,11	36,3	39,58	335	500	2,4
Dauphin 2 SA 365 N	4000	5,965	4	0,23	42,2	37,49	507	751	3
Puma SA 330	7400	7,54	4	0,29	82,5	27,75	1488	2345	4,5
Super Puma AS 332	9000	7,79	4	0,29	88,2	27,75	1675	2676	5

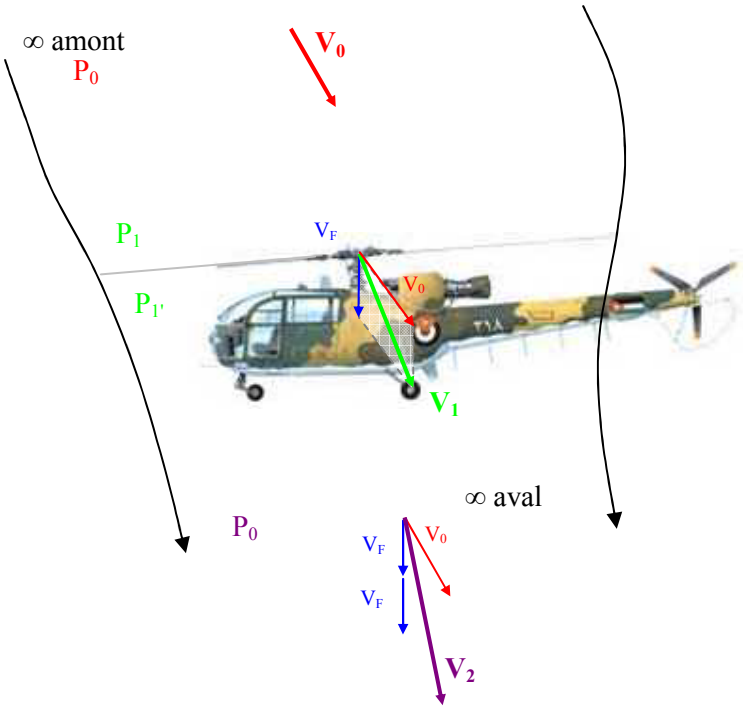
Ces résultats sont issus d'approximations, mais sont assez bien vérifiés en pratique. Une simulation numérique (schéma explicite) permet de résoudre numériquement le système d'équations différentielles couplées non linéaires (du rotor dans le vide car on dépend toujours des formes de pales choisies). On obtient des résultats proches de ceux énoncés précédemment.

Le modèle adopté permet donc d'avoir une bonne approche du comportement du rotor.

IV] spécificité de la voilure tournante

1°) théorie de Froude

a) descriptif

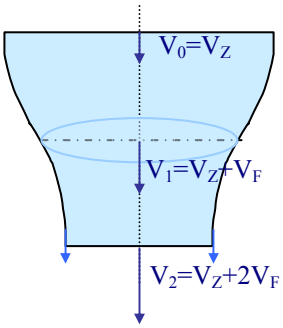


Le rotor est comme un grand ventilateur, il aspire l'air et le rejette de l'autre côté en augmentant la vitesse régulièrement. L'air est au départ, à l'infini amont, à pression atmosphérique P_0 et à un mouvement donné par V_0.
Par sa rotation, le rotor induit une vitesse, dite vitesse de Froude V_F qui s'ajoute à celle de V_0. A la traversée du rotor, la vitesse de l'air est de V_1 (somme vectorielle de V_0 et V_F). La pression est ainsi modifiée en P_1 au-dessus du rotor et $P_{1'}$ en dessous (la différence créant la portance: cf. *II] 1°) Les profils*).
A la fin, à l'infini aval, la pression redevient la pression atmosphérique. Et comme la variation de vitesse se fait régulièrement, la vitesse que l'on avait au niveau du rotor augmente de V_F en ∞ aval. Soit finalement, V_2 est la somme vectorielle de V_0 et $2V_F$.

b) les différents régimes de vol

Supposons pour simplifier que l'air n'a pas de mouvement d'ensemble.

α) vol stationnaire et ascendant



Que ce soit en vol stationnaire ou ascendant, le rotor fait circuler l'air de haut en bas.

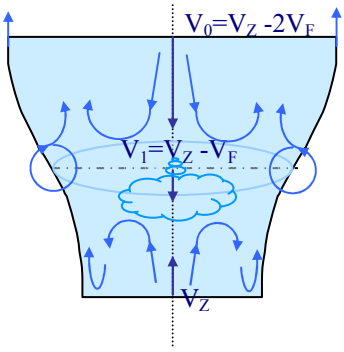
Soit V_Z la vitesse ascendante de l'hélicoptère, On peut appliquer la théorie de Froude à l'appareil. On a alors :

- $V_0=V_Z$
- $V_1=V_Z+V_F$
- $V_2=V_Z+2V_F$.

β) vol descendant

Là où ça se complique, c'est lorsque l'hélicoptère descend. Le rotor tente toujours de faire circuler l'air de haut en bas. Comme l'appareil descend, cet air va se heurter à l'air qu'il y avait sous l'appareil. Cette rencontre est source de turbulences.

Trois cas s'offrent alors à nous.



i $V_Z<V_F$

$V_Z < V_F$ correspond à une descente lente.

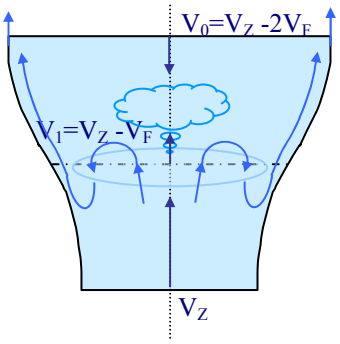
Puisque l'hélicoptère descend, l'air monte par rapport à lui. Or le rotor veut donner à l'air le mouvement inverse.

On a $V_1 = V_Z -V_F < 0$. Ce qui fait que l'air entraîné par V_Z et celui par V_1 se rencontrent juste en dessous du rotor, créant ainsi un sillage. L'extrémité des pales est le siège de tourbillons.

Selon la vitesse de descente, le sillage se fait plus ou moins près du rotor. Le danger, c'est qu'il ait lieu sur le rotor (pour une vitesse de descente d'environ 2 m/s soit 7.2 km/h). Dans ce cas, c'est le décrochage: on appelle cela l'état de Vortex. Le pilote doit alors réagir afin de récupérer le contrôle de son appareil.

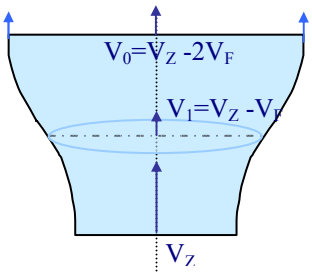
ii $V_F<V_Z<2V_F$

Dans ce cas, il y a aussi le phénomène de sillage mais cette fois-ci, au-dessus du rotor ($V_Z -V_F > 0$). Cela correspond à une descente à vitesse moyenne.



Il est intéressant de noter que par le fait que $V_Z >V_F$ ce n'est plus la turbine qui fournit l'énergie nécessaire pour faire tourner le rotor mais l'air qui le traverse. On appelle cela l'**autorotation**. C'est un mode de vol utilisé notamment en cas de panne moteur, également pour descendre les montagnes de façon économique, ou encore faire l'approche d'un atterrissage silencieux.

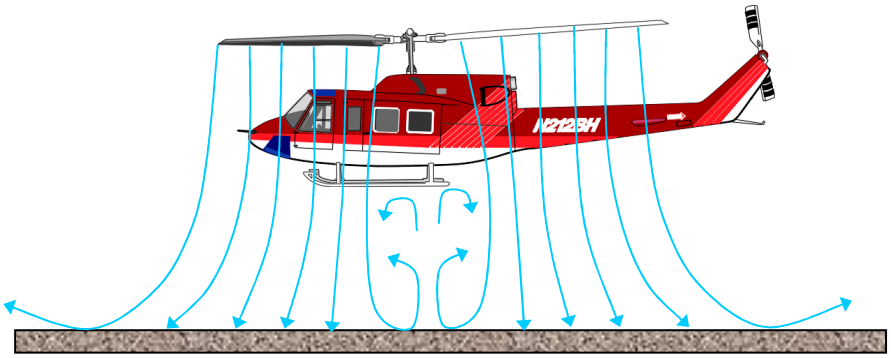
iii $2V_F<V_Z$



Avec $V_Z>2V_F$, c'est une descente très rapide. Ici le flux n'est pas perturbé: son écoulement se fait toujours de bas en haut. Comme le cas précédent, c'est encore l'air circulant dans le rotor qui fait tourner celui-ci.
Notons tout de même que l'hélicoptère est rarement dans ce cas de figure.

c) effet de sol

Lorsqu'un hélicoptère vole en stationnaire près du sol, il se passe un phénomène appelé **effet de sol**. D'après ce que nous avons vu ci-dessus, l'air traverse le rotor de haut en bas. Cependant, à proximité du sol, l'air ne peut pas s'évacuer facilement. Ceci



a pour conséquence d'augmenter la pression sous l'hélicoptère. Or, la portance est directement liée à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados. Alors, l'hélicoptère a donc moins besoin d'énergie pour voler près du sol. En vol de translation, ce phénomène se fait moins sentir : l'hélicoptère avançant, l'air est mieux évacué. Cet effet bénéfique du haut sol est assez variable : il dépend de la nature du sol (plus fort sur sol lisse comme le ciment que sur du sol rugueux comme de l'herbe), des pales et du vrillage de celles-ci, mais surtout de la distance de l'hélicoptère par rapport au sol. Passé la hauteur de 1 à 1.5 fois le diamètre rotor, cet effet ne se fait plus vraiment ressentir.

Dans le jargon des pilotes on dit être D.E.S. (Dans l'Effet de Sol) ou bien être H.E.S. (Hors Effet de Sol). Les pilotes connaissent bien ce phénomène car ils doivent être très vigilants et ne pas se laisser surprendre d'autant qu'ils sont généralement en train de commencer une manœuvre délicate puisque proche du sol (atterrissage, décollage, hélitreuillage, …).

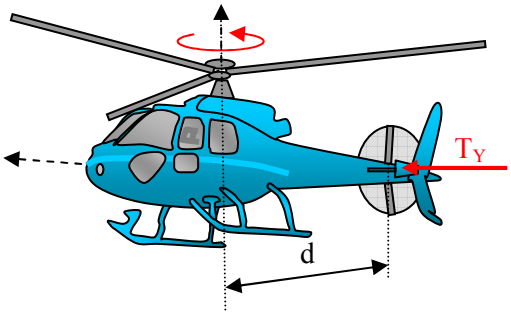
2°) couple de réaction

a) description

La turbine, attachée au fuselage, par l'intermédiaire d'une boîte de transmission applique un couple Cm sur le rotor afin de le mettre en rotation. Par le principe d'action-réaction, le rotor applique sur le fuselage un couple – Cm. De ce fait, l'hélicoptère a tendance à tourner sur lui-même.

Pour pallier ceci, les constructeurs ont imaginé et adopté diverses solutions.

α) rotor de queue



Un rotor monté verticalement à l'arrière de l'hélicoptère, développe une force T_Y par les mêmes principes que le rotor principal. Cette force crée un moment $m^t = d\ T_Y$ selon l'axe du rotor principal, par rapport au mât. Ce couple ainsi créé doit compenser le couple du rotor Cm. Il suffit alors de jouer sur la valeur de T_Y en jouant sur le pas des pales du rotor de queue, pour orienter l'appareil.

Pour les mêmes raisons que le rotor principal, le rotor de queue est articulé en battement. En raison de sa petitesse, il ne l'est cependant pas en traînée.

Comme une hélice d'avion qui tourne, le rotor de queue est parfois invisible. Ceci peut être dangereux pour le personnel au sol. C'est pourquoi ses pales ont parfois des rayures colorées pour que l'œil les décèle.

Bell 407

Bell 47

Rotor de queue de R22

Ce système est aussi utilisé pour le rotor principal, sans compter que cela peut avoir un caractère esthétique...

On utilise aussi une tige arrondie, marquant le demi-périmètre inférieur parcouru par le bout des pales, comme barre de protection. Celle-ci assure aussi l'intégrité du rotor de queue lors d'un atterrissage trop cambré.

Pour plus de sécurité et une meilleure efficacité, le rotor de queue peut être caréné; c'est le Fenestron. La dérive ne gêne donc pas le rotor de queue caréné et allège le travail de celui-ci en vol de croisière.

Les fenestrons équipent maintenant la plupart des hélicoptères d'Eurocopter.

Le rotor de queue est la solution la plus utilisée actuellement.

β) Petits rotors d'appoint:

Dans le passé, pour essayer de contrer ce couple de réaction, les constructeurs ont imaginé de multiples stratagèmes qui ont été plus ou moins exploités par la suite. L'un d'entre eux était de mettre des petits rotors d'appoint afin de contrôler l'appareil. Cette solution ne fut pas exploitée par la suite.

χ) double voilure tournante:

Une autre solution pour contrer ce problème consiste à utiliser un deuxième rotor, donc un deuxième couple de réaction. Le but étant que ces deux couples de réaction se compensent pour maintenir l'appareil droit.

Soit les deux voilures sont mises d'un côté et de l'autre de l'appareil et tournent dans des sens contraires afin d'obtenir deux couples qui se compensent. Cette solution a été expérimentée dans le passé mais vite abandonnée car cela présentait une grande résistance à l'air en vol de translation avant.

Focke Fa 223

Brantly omega

Ciervaw11AIR HORSE

Soit les deux rotors sont installés en tête et arrière de l'appareil.

CH 47 Chinook

Bristol 192 Belvedere

Soit les deux voilures sont mises juste l'une au-dessus de l'autre, et tournent dans des sens contraires afin d'obtenir deux couples qui se compensent. Ce choix paraît très apprécié par les pilotes qui disent y trouver des qualités exceptionnelles en vol stationnaire.

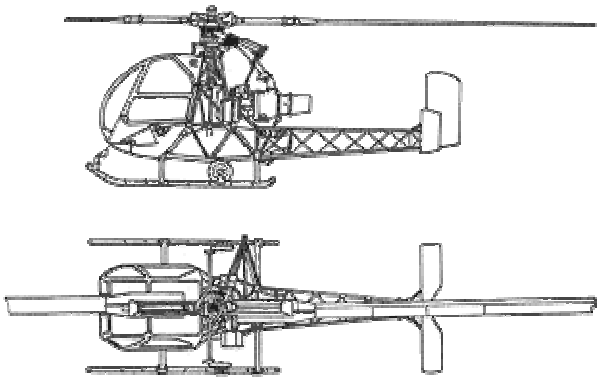
Brantly eb1

Sikorsky S 69

Dans tous les cas, il suffit de jouer sur les rotations de l'un ou de l'autre afin d'orienter l'appareil.

δ) Éjection de gaz en bout de pale

Pour la plupart des hélicoptères, la tuyère de sortie de turbine est courbée afin d'éviter que les gaz chauds d'échappement ne brûlent le rotor de queue.



SO 1221

Le Djinn ne possède pas de rotor de queue puisque son rotor est mu par des jets d'air évacués en bout de pales.

Il comporte tout de même une dérive manœuvrable par le pilote pour se diriger. Cette dérive est du même type que celle des avions. Pour qu'une force soit créée (c'est comme une aile), il faut que l'air s'écoule d'un côté et de l'autre créant une différence de pression (cf.: *II] 1°) les profils*). Or l'hélicoptère est amené à faire du vol stationnaire, donc à priori, sans écoulement sur cette dérive. C'est pourquoi la tuyère n'est pas courbée sur le Djinn et dirige directement les gaz d'échappement sur celle-ci.

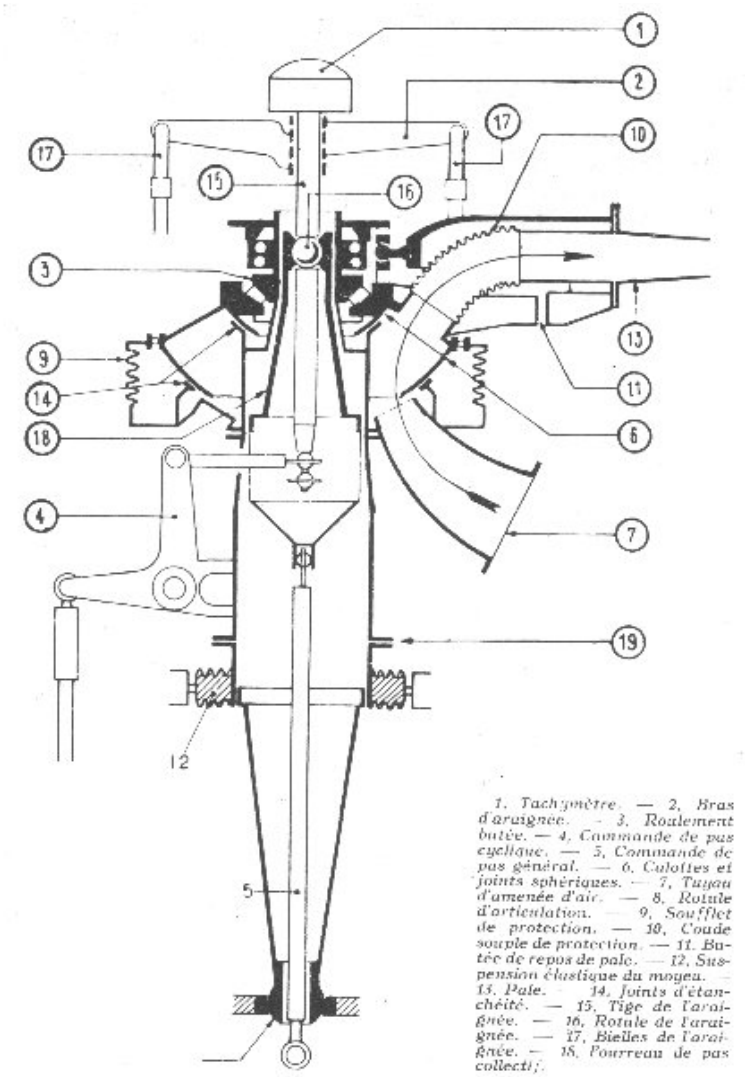


Figure 59 - Coupe d'un moyeu oscillant (SO 1221 DJINN).

Certains hélicoptères ont un rotor mu aussi par éjection de gaz mais avec combustion en bout de pales. C'est le cas de:

- Doblhoff-342
- S0-1120 "Ariel III"
- Fairey "Ultra-Light"
- SO-1310 "Farfadet"
- Fairey "Rotodyne"
- Mac-Donnell Douglas120

Cependant, la combustion en bout de pale, par effet Doppler Fizeau, provoque un bruit désagréable. Par ailleurs, à grande vitesse, la combustion est perturbée.

Tous ces modèles, comme de Djinn, ne nécessitent pas de rotor de queue.

SO 1120 Ariel III

Fairey Ultra-Light

Fairey Rotodyne

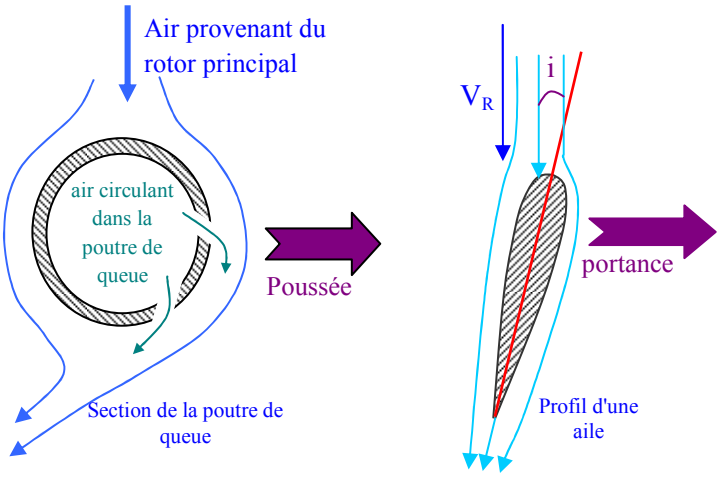
ε) NOTAR

Mc Donnell Douglas md600N

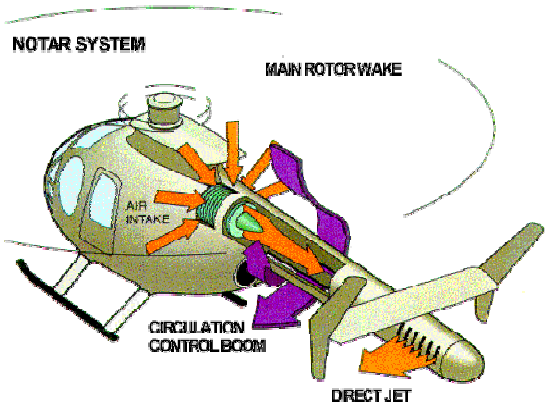
C'est un concept révolutionnaire : Notar®system qui a été mis en place sur plusieurs modèles de Mac Donnell Douglas Helicopter (mdhelicopter) tel que l'explorer 900.

Ce système est fondé sur l'effet COFTAC qui consiste à éjecter de l'air sur la partie transversale de la poutre de queue.

Comme nous l'avons vu dans la partie théorie de Froude, l'air traverse le rotor. Cet air va se diviser en deux parties pour contourner la poutre de queue. D'un côté; l'écoulement se fait normalement mais de l'autre, il va être dévié par une éjection d'air le long d'une fente transversale sur la poutre de queue. Cette déviation crée un chemin différent des deux côtés de cette poutre de queue. Comme pour un profil classique d'aile, une force de portance apparaît donc. Cette force va dépendre de l'air envoyé par le rotor, c'est à dire du pas des pales adopté. Ainsi, lorsque le pilote augmente le pas collectif, le couple de réaction augmente,



mais aussi la force créant le moment qui le contre. Ceci libère donc le pilote des contraintes de couplage: pas collectif / rotor de queue.



Le pilote doit tout de même avoir la possibilité de contrôler son appareil en lacet. C'est pourquoi, un jet d'air se fait en bout de queue. Le pilote contrôle son hélicoptère en lacet, en agissant sur le débit d'air éjecté grâce au palonnier.

Ce système a l'avantage certain de diminuer le coût de maintenance puisqu'il n'y a ni pale, ni boîte de transmission à entretenir. Par ailleurs, pour revenir au problème de sécurité, le personnel au sol a beaucoup moins de risque qu'avec un rotor de queue.

Le constructeur affirme même, que 70 % des accidents liés au rotor de queue pourraient être évité avec le système NOTAR.

Ce système a également l'avantage d'être moins bruyant.

Certains hélicoptères de BELL sont dotés d'une poutre de queue déformée pour, comme dans le cas du NOTAR, dévier l'air et créer une poussée. Le travail de leur rotor de queue est ainsi allégé.

b) les problèmes liés au rotor de queue

α) description du problème

En vol stationnaire pour être en équilibre, on doit avoir le PFS (Principe Fondamental de la Statique) qui est vérifié c'est à dire que :

$$\sum \vec{F} = \vec{0}$$
$$\sum m_G^t = \vec{0}$$

Si on considère :

- **Système :** hélicoptère
- **Référentiel :** lié à l'appareil et supposé Galiléen
- **Bilan :**

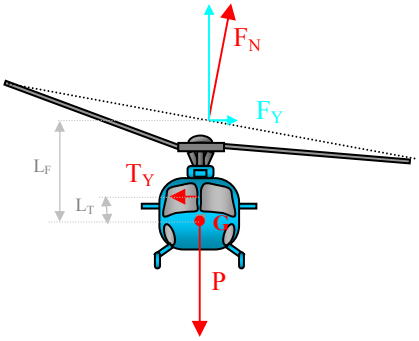
la portance F_N

le poids P

poussée T_Y

Le but de T_Y était de créer un moment par rapport au centre de gravité, afin de contrer le couple de réaction du mât rotor. Mais il va falloir aussi compenser cette force, et cela est loin d'être évident.

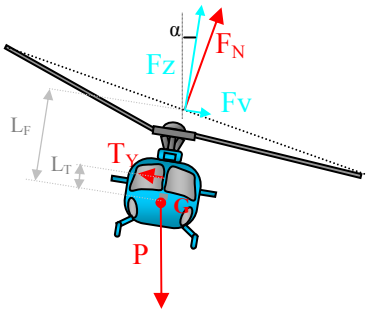
β) Dérive latérale et rotor incliné



En vol stationnaire, le poids est compensé par la composante verticale de la portance. Le couple de réaction est compensé par le moment créé par la force T_Y. Il faut compenser aussi la force T_Y pour être en équilibre. C'est l'inclinaison du disque rotor qui le permettra. Sinon, l'hélicoptère dérive latéralement.

Certains hélicoptères ont, par construction, le mât rotor légèrement incliné ou bien le plateau cyclique monté incliné de manière à compenser T_Y dans les conditions habituelles de vol stationnaire. Cependant on a vu que si l'on augmentait le collectif, il fallait augmenter T_Y, donc incliner aussi le disque rotor afin de compenser T_Y.

χ) rotor de queue surélevé roulis



On a alors créé un moment au centre de gravité G:

$$m^t_G = L_T\, T_Y - L_F\, F_Y.$$

L'hélicoptère aura donc tendance à tourner (roulis) jusqu'à trouver l'équilibre:

$$m^t_G = L_T T_Y \cos\alpha - L_F F_Y \cos\alpha + L_F F_Z \sin\alpha.$$

La plupart des constructeurs américains ont incliné leur rotor d'origine. L'inclinaison n'est valable que pour un T_Y donné. Dans les autres cas, le pilote devra incliner le disque rotor lui-même.

Les constructeurs français ont donc préféré laisser le mât rotor droit, ce qui fait que l'on vole de travers.

Pour pallier ce problème il faut diminuer L_F ou augmenter L_T. C'est à dire, tendre à obtenir $L_T - L_F = 0$. Ce qui revient à monter le rotor de queue pour que son axe de rotation soit le plus proche possible du moyeu du rotor principal.

Augusta Bell 102

Bristol 171 Sycamore

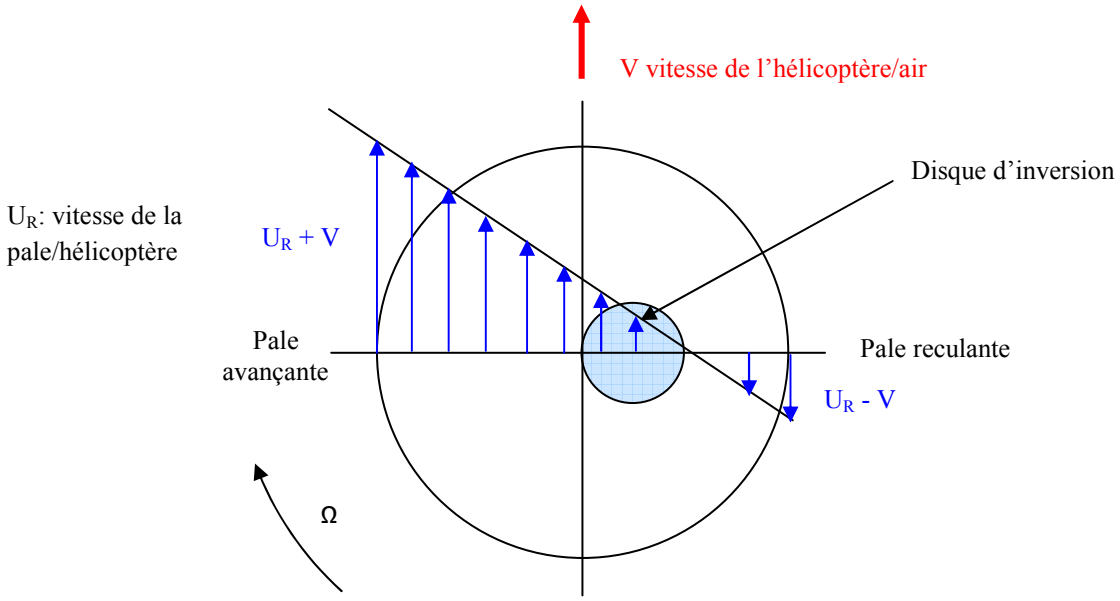
Une autre solution consiste à faire une grande poutre de queue afin que la valeur de T_Y nécessaire soit plus petite (couple de réaction $C_R = d\, T_Y$: pour avoir le même couple, diminuer T_Y revient à augmenter d)

3°) Limitation en vitesse

a) Description

On a vu dans la partie *III] 3°) b) le battement*, que $V_R = r\omega - \vec{V}.\overrightarrow{U_\theta}$.

Si on trace $V_R(r,\theta) = r\omega - V\sin\theta$, on s'aperçoit qu'il existe un disque d'inversion de vitesse pour la pale reculante.

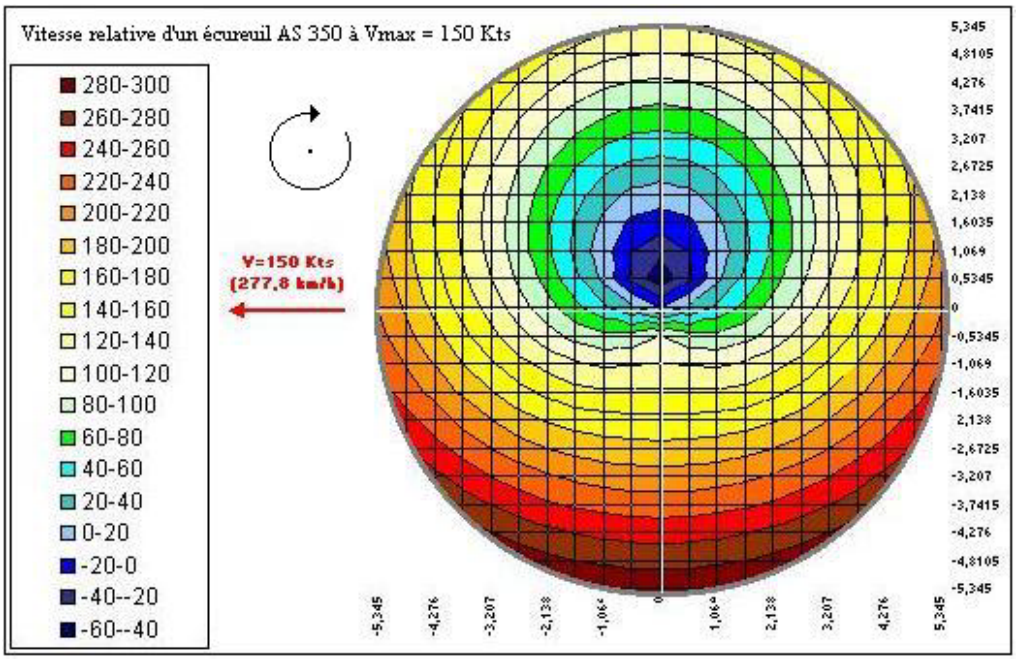


C'est une zone où l'air circule dans le mauvais sens sur la pale, c'est à dire une zone de décrochage. Plus l'hélicoptère avance vite, plus ce disque est important. On comprend alors une première limitation à la vitesse de l'hélicoptère.

Prenons l'exemple d'un écureuil AS 350.

- diamètre rotor: 10,69 m
- vitesse de rotation du rotor: 390 tr/min = 40,84 rad/s
- vitesse maximale: 150 Kts = 277,8 km/h = 77,17 m/s

Traçons $V_R(r,\theta) = r\omega - V\sin\theta$, on obtient en m/s:



La zone d'inversion est celle qui comporte des vitesses négatives (zone bleu foncé).

Elle n'est pas tout à fait circulaire, comme nous l'avions annoncé : cela est du au maillage grossier adopté.

Mais il existe d'autres facteurs limitant la vitesse de l'hélicoptère, comme le décrochage de la pale reculante. En effet, celle-ci a une vitesse faible donc une incidence élevée pour avoir la même portance que la pale avançante qui a une grande vitesse donc une faible incidence. Seulement voilà, à force d'augmenter l'incidence de la pale reculante pour équilibrer, il arrive un moment où la pale décroche. Car la valeur du coefficient Cz(i) chute pour des incidences trop élevées ($F_N = ½\rho S V_R^2$ Cz(i) cf. la courbe dans la partie *II] 3°) b) les coefficients Cx et Cz*).

Mais cela n'est pas fini, un autre phénomène vient limiter la vitesse de l'hélicoptère, c'est la vitesse du bout de la pale avançante. Elle atteint rapidement des vitesses très élevées proche de la vitesse du son (Mach 1).

En pratique, à partir d'environ Mach 0.8, il y a une grande compression en bout de pale qui décolle la couche limite et donc il n'y a plus de portance.

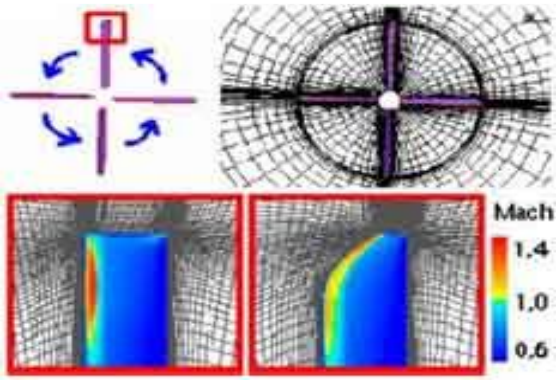
Sur la figure précédente, on voit bien ce phénomène dans les dernières zones rouge foncé.

b) Forme des pales

α) Flèches

Pour lutter contre ces phénomènes de compressibilité évoqués ci-dessus, des laboratoires, tels que l'ONERA, travaillent sur la forme du bout des pales. Actuellement, les formes adoptées sont appelées flèches et permettent de retarder ces effets afin de repousser les limites de vitesse, limiter vibrations engendrées et minimiser les écoulements marginaux en bout de pale.

A l'heure actuelle, les rotors ont une vitesse en bout de pale de l'ordre de 200m/s ce qui limite la vitesse de l'hélicoptère dans les 350 à 400 km/h.



Calcul et optimisation :
l'onde de choc est moins forte sur la pale
à extrémité parabolique, qui est donc meilleure
(image ONERA)

4°) Limitation en altitude:

En admettant que dans la troposphère (entre 0 et 11 km d'altitude) la température varie de façon linéaire avec l'altitude z:

$$\boxed{T(z) = T_0 + Az} \qquad (1)$$

avec A = cte.

En considérant des molécules d'air, on a:

$$\rho\vec{g} - \overrightarrow{grad}P = \vec{0}$$

$$-\rho g = \frac{\partial P}{\partial z}$$

En assimilant l'air à un gaz parfait, on peut écrire: PV = nRT

$$P\frac{m}{\rho} = nRT$$

$$P\frac{m}{n} = \rho RT$$

$$PM = \rho RT$$

$$\rho = \frac{MP}{RT}$$

$$-\frac{MP}{RT}g = \frac{\partial P}{\partial z}$$

$$\frac{\partial P}{\partial z} = -\frac{MP}{R(T_0 + A.z)}g$$

$$Supposons\ P = P(z)$$

$$\frac{dP}{P} = -\frac{M}{R(T_0 + A.z)}g.dz$$

$$Ln(P) = -\frac{Mg}{RA}Ln(T_0 + A.z) + cte$$

$$Appliquons\ les\ conditions\ aux\ \lim ites.\ \text{Prenons}\ z = 0, P = P_0\ \text{et}\ T = T_0$$

$$Ln(P_0) = -\frac{Mg}{RA}Ln(T_0) + cte$$

$$alors:$$

$$Ln(\frac{P}{P_0}) = -\frac{Mg}{RA}Ln(\frac{T_0 + A.z}{T_0})$$

$$\boxed{\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T_0 + A.z}{T_0}\right)^{-\frac{Mg}{RA}}} \qquad (2)$$

$$\text{or}\ \rho = \frac{\mathrm{MP}}{\mathrm{RT}}\ alors,$$

$$\rho = \frac{MP_0}{R(T_0 + A.z)}\left(\frac{T_0 + A.z}{T_0}\right)^{-\frac{Mg}{RA}}$$

$$= \frac{MP_0}{R}(T_0)^{\frac{Mg}{RA}}(T_0 + A.z)^{-(1+\frac{Mg}{RA})}$$

$$= \frac{MP_0}{RT_0}(T_0)^{1+\frac{Mg}{RA}}(T_0 + A.z)^{-(1+\frac{Mg}{RA})}$$

$$= \rho_0\left(\frac{T_0 + A.z}{T_0}\right)^{-(1+\frac{Mg}{RA})}$$

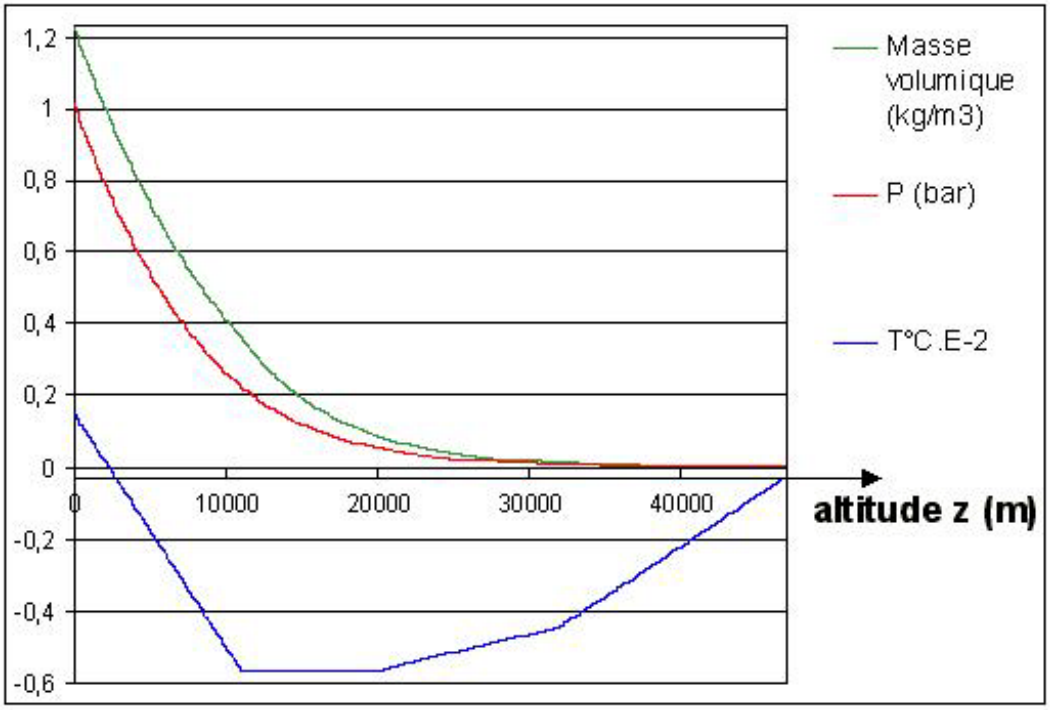
finalement :

$$\boxed{\rho = \rho_0\left(1 + \frac{A}{T_0}z\right)^{-(1+\frac{Mg}{RA})}} \qquad (3)$$

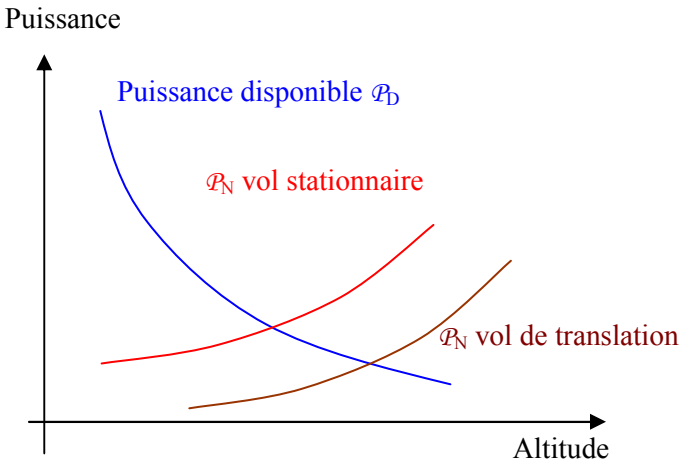
En prenant

- T_0 = 15°C = 288.15 °K
- P_0 = 101325 Pa
- g = 9.80 $m.s^{-2}$
- gradient vertical de température: - 6.5 $°K.km^{-1}$
- R = 8.31451 $°K^{-1}.mol^{-1}$
- M = 28.96 $g.mol^{-1}$

Si on se place à des altitudes plus hautes que la troposphère (jusqu'à 11 km), la température est toujours modélisée par une fonction linéaire mais son gradient prends alors d'autres valeurs. Jusqu'à 20 km elle ne varie plus puis augmente avec un gradient de 1.10^{-3} jusqu'à 32 km puis de $2.8\ 10^{-3}$ de 32 à 47 km.
Mais ces autres domaines ne nous intéresse guère puisque les hélicoptères actuels n'atteignent pas de telles altitudes.



L'hélicoptère évolue donc dans le domaine où la masse volumique ρ varie le plus : à 10 000 m, celle-ci a diminué de près d'un tiers.
La puissance nécessaire $\mathcal{P}_N$ diminue en vol de translation (car le disque rotor se comporte comme une aile).



Par contre, la portance dépend de la masse volumique :
$F = ½\ \rho(z)V_R^2SCr(i)$
Donc plus l'hélicoptère monte, plus il perd de portance et donc plus la puissance nécessaire $\mathcal{P}_N$ est importante, ce qui limite alors son altitude.
Mais ρ n'agit pas seulement sur la portance des pales. La turbine a besoin d'air pour fonctionner et, aux hautes altitudes, c'est ce qui lui fait défaut. La puissance disponible qu'elle développe, va donc s'en voir affectée.
Eurocopter propose un modèle de la puissance disponible $\mathcal{P}_D$ (lorsque la limitation de celle-ci est une limitation thermique) en fonction de celle au sol $\mathcal{P}_{D0}$, de la température et de la pression en atmosphère standard.

$$\boxed{\frac{\mathcal{P}_D}{\mathcal{P}_{D0}} = \frac{P}{P_0}\left(1 - a\left(T - T_0\right)\right)} \qquad (4)$$

avec a de l'ordre de 0.7% par degré. Ce qui revient à l'inverse de T_0 :

$$\frac{\mathcal{P}_D}{\mathcal{P}_{D0}} = \frac{P}{P_0}\left(1 - \frac{T - T_0}{T_0}\right)$$

Or si l'on remplace la pression (équation (2)) et la température (équation (1)) par les expressions trouvées précédemment, on trouve :

$$\frac{\mathcal{P}_D}{\mathcal{P}_{D0}} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-\frac{Mg}{RA}}\left(1 - \frac{Az}{T_0}\right)$$

Or même si nous prenons le cas de z = 10 000 m, altitude où vont rarement les hélicoptères, le terme $\frac{Az}{T_0}$ est plutôt petit devant 1 : $\frac{Az}{T_0} = \frac{-6.510^{-3} \times 10000}{288.15} \approx -0.2$. Alors, en remarquant que (1 - x) est le développement limité à l'ordre 1 de $(1 + x)^{-1}$, on peut alors faire l'approximation suivante :

$$\frac{\mathcal{P}_D}{\mathcal{P}_{D0}} \approx \left(\frac{T_0 + Az}{T_0}\right)^{-\frac{Mg}{RA}}\left(1 + \frac{Az}{T_0}\right)^{-1}$$

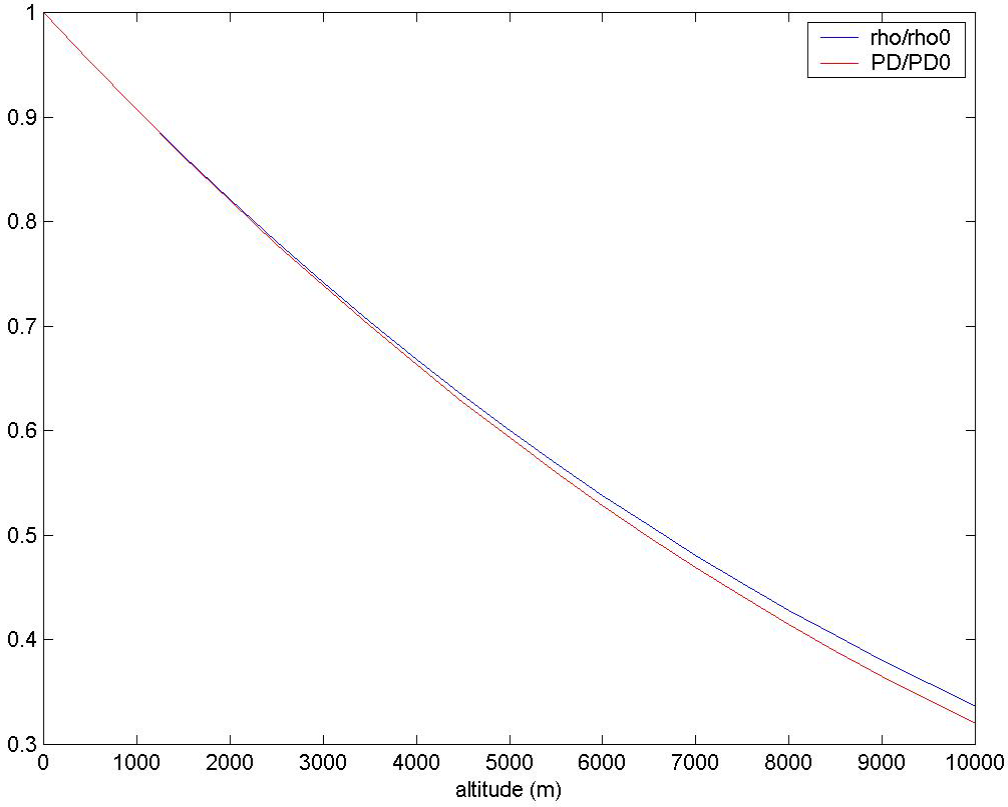
$$\approx \left(1 + \frac{Az}{T_0}\right)^{-\left(\frac{Mg}{RA}+1\right)}$$

Or d'après l'équation de la masse volumique, déterminée précédemment (équation (3)), on a :

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{A}{T_0} z\right)^{-(1+\frac{Mg}{RA})}$$

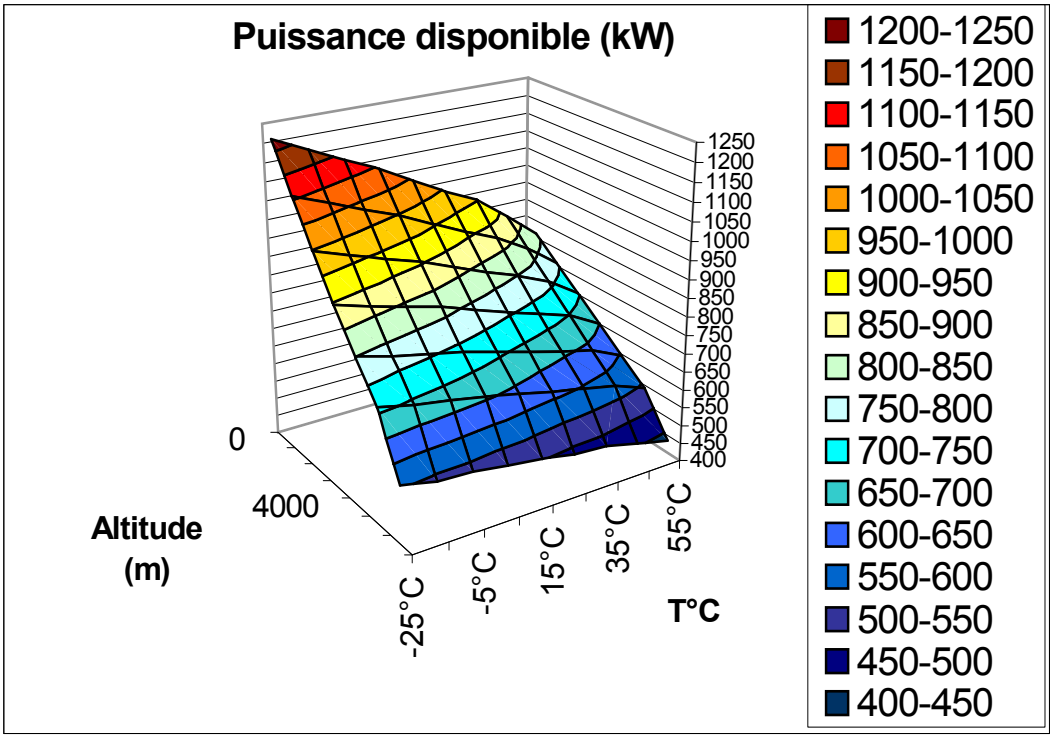
Finalement :

$$\boxed{\frac{\mathcal{P}_D}{\mathcal{P}_{D0}} \approx \frac{\rho}{\rho_0}} \qquad (5)$$



Retenons alors que la puissance disponible $\mathcal{P}_D$ est proportionnelle à la masse volumique et diminue donc très fortement avec l'altitude : à 10 000 m, la puissance disponible $\mathcal{P}_D$ diminue d'un tiers par rapport au sol !
Nous pouvons illustrer ce phénomène par le Dauphin 365N équipé de deux moteurs ARRIEL1C2 de Turboméca.

Puissance disponible (kW)	Altitude (m)						
T°C	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000
-25	1224	1108	998	896	801	713	558
-15	1180	1070	966	868	776	690	536
-5	1136	1032	934	842	756	675	531
5	1094	997	905	818	735	657	515
15 (ISA)	1044	954	868	786	709	636	504
25	994	911	832	756	683	614	485
35	952	874	799	728	660	596	479
45	884	822	760	698	637	576	456
55	812	758	704	650	596	542	434



On voit bien que plus l'altitude est grande, moins l'hélicoptère dispose d'une grande marge de puissance.
Il en va de même pour la température: plus il fait chaud, moins la puissance disponible est importante.
Les hélicoptères ont des plafonds (Hors Effet de Sol) de l'ordre des 2 000 m.

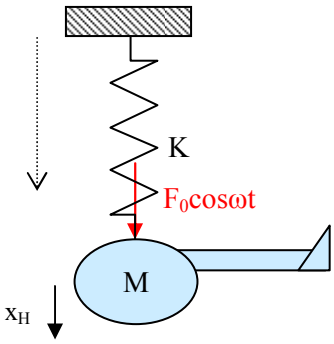
S76B	AS 355 Écureuil 2	R22	AH 64A Apache	WG 13 Lynx	Bell 206 LongRanger	BO 105	AS 332 L2 SuperPuma	Tigre
1 143	1 550	1 585	1 750	1 829	1 981	2 550	2 250	2 900

Bien entendu ces altitudes sont plus élevées Dans l'Effet de Sol (DES). Il est à noter toutefois le record mondial d'altitude décerné en 1972 au Lama SA 315B pour 12 442m !

5°) Vibrations

Les efforts alternés sur le mât rotor, dus aux variations de portance et vitesse sur un tour, créent des vibrations importantes sur le fuselage de l'appareil. C'est un élément défavorable au confort du pilote et des passagers.
Afin de minimiser ces effets indésirables, on utilise un contrepoids. Celui-ci aura aussi ses fréquences propres de vibrations. Le but est de les accorder avec celles du fuselage (vitesse de rotation), de manière à créer un nœud de vibrations dans la cabine. C'est à dire un point immobile.
Modélisons le rotor tournant par un bâti et la cabine par une masse accrochée à un ressort K et excitée à $F_0.\cos\omega t$

Système: la masse M
Référentiel: le rotor supposé galiléen
Bilan:
- poids $P = Mg$
- ressort $F = - K(x_H-x_0)$
- force d'excitation $f = F_0\cos\omega t$



PFD: $\Sigma F = Md^2x_H/dt^2$
$Mg - K(x_H-x_0) + F_0\cos\omega t = Md^2x_H/dt^2$
A l'équilibre, $Mg + Kx_0 = 0$
On pose x_H de la forme: $x_H = x_0\cos(\omega t+\varphi)$
Ainsi $d^2x_H/dt^2 = - \omega^2x_0\cos(\omega t+\varphi) = - \omega^2x_H$
$- Kx_H + F_0\cos\omega t = Md^2x_H/dt^2 = - M\omega^2x_H$

Sans le contrepoids évoqué précédemment, on obtient le déplacement x_H suivant:

$$-Kx_H + F_0 \cos\omega t = -Mx_H\omega^2$$

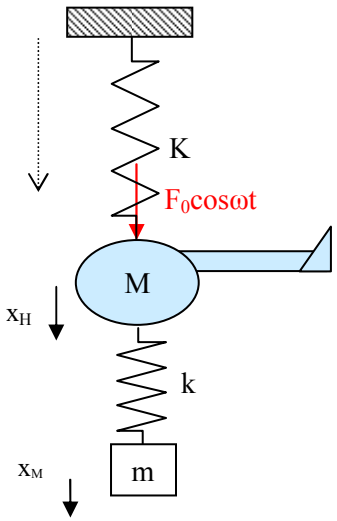
$$x_H = \frac{F_0 \cos\omega t}{-M\omega^2 + K}$$

avec la fréquence propre du système: $\omega_0 = \sqrt{\frac{K}{M}}$

$$x_H = \frac{F_0 \cos\omega t}{M(\omega_0{}^2 - \omega^2)}$$

Maintenant considérons le contrepoids de masse m accroché au fuselage par l'intermédiaire d'un ressort k.

Occupons-nous d'abord du fuselage:
Système: la masse M
Référentiel: le rotor supposé galiléen



Bilan:

- poids s'équilibre avec les ressorts.
- ressort $F = -Kx_H$
- force d'excitation $f = F_0\cos\omega t$
- ressort $F_k = -k(x_H - x_M)$

PFD: $\Sigma F = Md^2x_H/dt^2$

$-Kx_H + F_0\cos\omega t - k(x_H-x_M) = Md^2x_H/dt^2$
On pose x_H de la forme: $x_H = x_0\cos(\omega t+\varphi)$
Ainsi $d^2x_H/dt^2 = -\omega^2x_0\cos(\omega t+\varphi) = -\omega^2x_H$
$-Kx_H + F_0\cos\omega t - k(x_H-x_M) = Md^2x_H/dt^2 = -M\omega^2x_H$

Occupons-nous maintenant du contrepoids:
Système: la masse m
Référentiel: le rotor supposé galiléen
Bilan:
- poids s'équilibre avec le ressort.
- ressort $-F_k = k(x_H-x_M)$

PFD: $\Sigma F = md^2x_M/dt^2$
$k(x_H-x_M) = md^2x_M/dt^2$
On pose x_M de la forme: $x_M = x_1\cos(\omega t+\varphi_1)$
Ainsi $d^2x_M/dt^2 = -\omega^2x_1\cos(\omega t+\varphi_1) = -\omega^2x_M$
$k(x_H-x_M) = md^2x_M/dt^2 = -m\omega^2x_M$
finalement on obtient le système suivant:
$-Kx_H + F_0\cos\omega t - k(x_H-x_M) = -M\omega^2x_H$
$k(x_H-x_M) = -m\omega^2x_M$

C'est un système de deux équations à deux inconnues, c'est bon signe!
Elles sont linéaires mais couplées. On peut utiliser la méthode matricielle.

On pose: $\omega_1 = \sqrt{\frac{k}{m}}$

$$\underbrace{\begin{bmatrix} -K-k+M\omega^2 & +k \\ +k & -k+m\omega^2 \end{bmatrix}}_{[K]}\begin{pmatrix} x_H \\ x_M \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -F_0\cos\omega t \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\det\begin{bmatrix} -K-k+M\omega^2 & +k \\ +k & -k+m\omega^2 \end{bmatrix} = (-K-k+M\omega^2)(-k+m\omega^2)-k^2$$

$$= Mm(-\omega_0{}^2 - \tfrac{k}{M} + \omega^2)(-\omega_1{}^2+\omega^2)-k^2$$

$$\begin{pmatrix} x_H \\ x_M \end{pmatrix} = [K]^{-1}\begin{pmatrix} -F_0\cos\omega t \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$= \frac{1}{\det[K]}.{}^t com[K]\begin{pmatrix} -F_0\cos\omega t \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$= \frac{1}{\det[K]}\begin{bmatrix} -k+m\omega^2 & -k \\ -k & -K-k+M\omega^2 \end{bmatrix}\begin{pmatrix} -F_0\cos\omega t \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$= \frac{1}{\det[K]}\begin{pmatrix} -(-k+m\omega^2)F_0\cos\omega t \\ kF_0\cos\omega t \end{pmatrix}$$

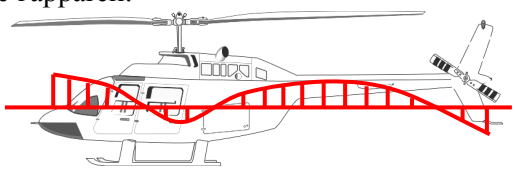
$$= \frac{-m}{Mm(-\omega_0{}^2 - \frac{k}{M} + \omega^2)(\omega^2-\omega_1{}^2)-k^2}\begin{pmatrix} (\omega^2-\omega_1{}^2)F_0\cos\omega t \\ -\omega_1{}^2F_0\cos\omega t \end{pmatrix}$$

$$= \frac{-1}{\left(M(\omega^2-\omega_0{}^2)-m\omega_1{}^2\right)(\omega^2-\omega_1{}^2)-m\omega_1{}^4}\begin{pmatrix} (\omega^2-\omega_1{}^2)F_0\cos\omega t \\ -\omega_1{}^2F_0\cos\omega t \end{pmatrix}$$

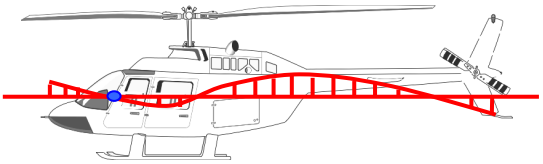
Ainsi pour obtenir un nœud de vibration ($x_H = 0$), il faut régler les paramètres du contrepoids (k,m) de manière à ce que $\omega_1 = \omega$, c'est à dire $k/m = \omega^2$.

Le déplacement de la masselotte sera alors de $x_M = \dfrac{-F_0\cos\omega t}{m\omega^2}$.

En accrochant une masselotte dans les conditions évoquées ci-dessus, on obtient donc un nœud de vibrations à cet endroit. Le fuselage en revanche va vibrer en fonction de cette masselotte. Le but est donc de placer la masselotte au bon endroit et d'éviter qu'elle amplifie les vibrations à d'autres endroits de l'appareil.



Vibrations sans masselotte

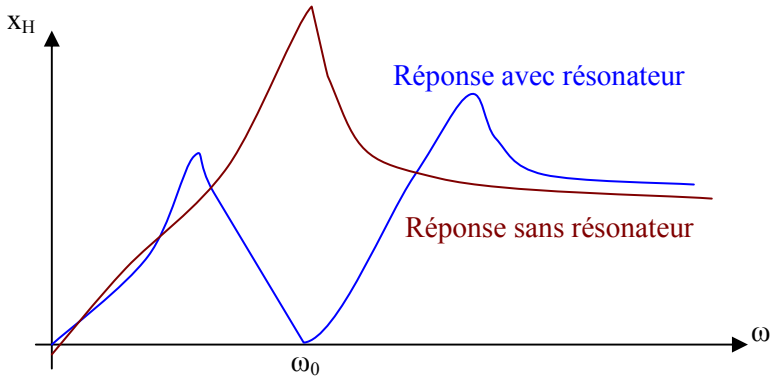


Vibrations avec masselotte

Seulement, en pratique, il est difficile de régler exactement $\omega_1 = \omega$. Par ailleurs, avec le temps, ω_1 peut varier (car le ressort k peut s'altérer) ainsi que ω_0. De plus, le rotor est censé tourner à la même vitesse de rotation ω, mais en pratique, cela varie. Certes, de très peu, mais ça peut suffire à modifier considérablement la réponse aux vibrations.

$$x_H = -\frac{(\omega^2-\omega_1{}^2)F_0\cos\omega t}{\left(M(\omega^2-\omega_0{}^2)-m\omega_1{}^2\right)(\omega^2-\omega_1{}^2)-m\omega_1{}^4}$$

$$= -\frac{(1-\frac{\omega_1{}^2}{\omega^2})}{\left(M(1-\frac{\omega_0{}^2}{\omega^2})-m\frac{\omega_1{}^2}{\omega^2}\right)(1-\frac{\omega_1{}^2}{\omega^2})-m\frac{\omega_1{}^4}{\omega^4}}\cdot\frac{F_0\cos\omega t}{\omega^2}$$



Le résonateur permet d'atténuer la réponse dans une zone donnée. Elle comporte néanmoins deux autres pics dont on peut faire varier l'espacement en jouant sur les masses (en pratique plutôt sur la masse du résonateur).

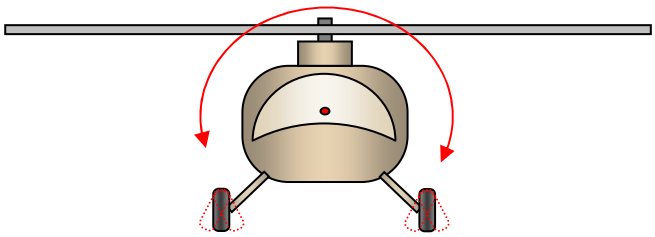
(on peut montrer que cet espacement est lié à $\omega_0\sqrt{\frac{m}{M}}$)

Alors, au vu des formules évoquées précédemment, on s'aperçoit que:
(Évidemment M >> m : la masse de l'hélicoptère est supérieure à la masselotte)

- si $\omega < \omega_1$ et $\omega < \omega_0$: pour une variation faible de ω_1 par rapport à ω, la réponse s'amplifie.
- si $\omega_0 < \omega < \omega_1$: pour une variation faible de ω_1 par rapport à ω, la réponse reste stable.
- si $\omega_1 < \omega$ et $\omega_0 < \omega$: pour une variation faible de ω_1 par rapport à ω, la réponse s'amplifie.
- si $\omega_1 < \omega < \omega_0$: pour une variation faible de ω_1 par rapport à ω, la réponse reste stable.

Il est donc préférable de ne pas régler exactement $\omega_1 = \omega$ mais légèrement décalée selon la valeur de ω_0 par rapport à ω, de manière à avoir une marge d'erreur et d'altération du système suffisante.
Ce système est avantageux pour atténuer un mode propre particulier et bien identifié (attention, nous avons fait une modélisation du problème : les coefficients K et M doivent être bien représentatifs pour que ces résultats soient valables).

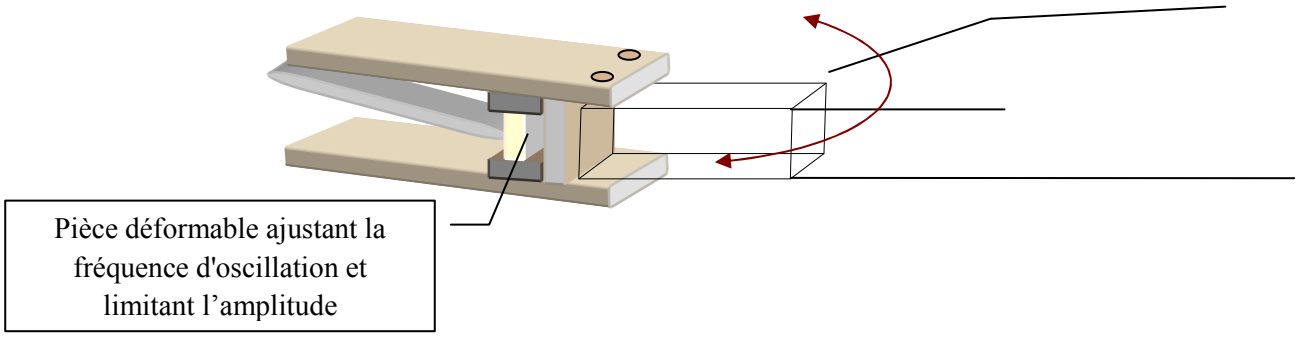
6°) résonance au sol

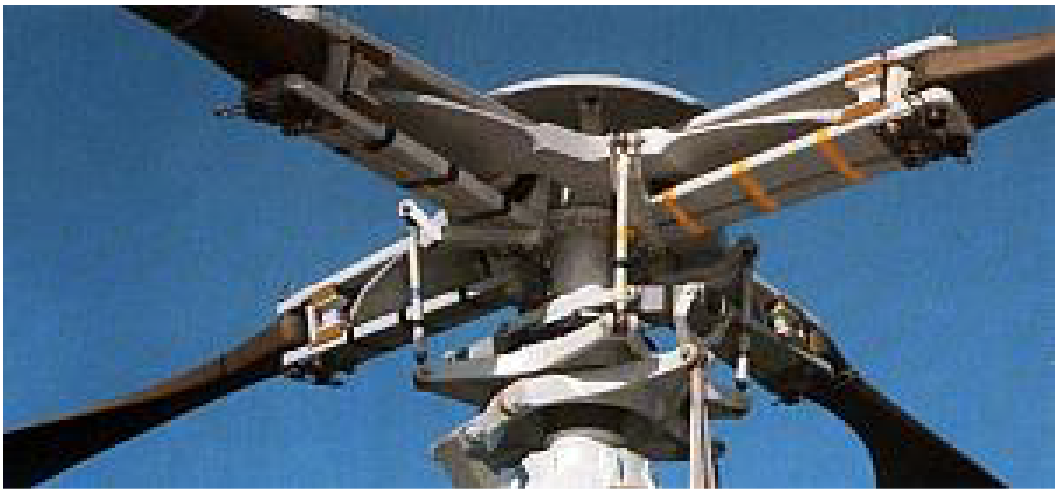


Lorsque l'hélicoptère est au sol, les vibrations de son rotor, transmises au fuselage peuvent être dangereuses. En effet, pour peu que ses amortisseurs aient comme fréquence de résonance, celle d'excitation du rotor, le mouvement va s'amplifier extrêmement rapidement, jusqu'à faire tomber très violemment l'appareil sur le sol et le faire exploser. Ceci se solde généralement par l'arrachement de la boîte de transmission ou bien les pales heurtant le sol. Il est difficile de prévoir le comportement d'un hélicoptère au sol, car cela dépend de beaucoup de facteurs, comme la nature du sol où il est posé, la charge qu'il contient, le pas cyclique et collectif adopté, le gonflage des pneumatiques, ... autant de causes qui rendent les prévisions difficiles dans ce domaine. Toutefois, les vibrations dangereuses sont essentiellement dues à l'articulation de traînée. En effet, le décalage en traînée des pales provoque des efforts alternés sur le mât rotor, lui donnant tendance à se désaxer par le déséquilibre causé. Ceci peut se coupler avec le

Hiller OH-23C Raven : résonance au sol ?

train d'atterrissage et provoquer une fin tragique. « La traînée ? » me direz-vous « mais au sol on n'avance pas, on est en stationnaire donc le normalement le rotor prend la forme d'un cône et ne bouge pas ». Oui, mais ça, c'est en théorie ! En pratique, il peut y avoir du vent et donc le comportement du rotor est le même que si l'hélicoptère avançait. Et cela d'autant plus que le vent est de face (déséquilibre majeur en latéral). Et comme un fait exprès, on préfère généralement décoller face au vent ! Alors pour y remédier, on ajoute un amortisseur sur l'articulation de traînée qui peut se manifester sous la forme d'amortisseur à friction, hydraulique (cf. les schémas du rotor PUMA et Alouette III dans la partie *III] 4°) liaisons mécaniques/matériaux*) ou encore viscoélastique (notamment chez le dauphin)





Bien entendu, nous pouvons également agir sur le train d'atterrissage en y mettant aussi, des amortisseurs mais nous ne pouvons pas contrôler la nature du sol, c'est pourquoi la première solution est la plus utilisée.

V] La puissance à fournir pour voler

1°) Énergie

a) Diverses possibilités de production d'énergie

L'hélicoptère a besoin d'énergie afin d'entraîner le rotor principal et l'anti-couple. Les puissances nécessaires sont importantes.

Appareil	ROBINSON R22	LONGRANGER Bell 206	Écureuil TWINSTAR AS355	Dauphin AS 366 N2	SUPER PUMA AS332L2	CHINOOK CH47
Moyen de motorisation	LYCOMING 0320B2C	ALLISON 250C30P	2 TURBOMECA ARRIEL 1A	2 TURBOMECA ARRIEL 1C2	2 TURBOMECA MALIKA 1A2	2 LYCOMING T55L
Puissance max. croisière (kW)	120	400	300	470	1240	2420

Plusieurs techniques de motorisation sont employées pour fournir cette puissance telles que des réacteurs, turboréacteurs, moteurs à pistons, fusées (expérimental), turbomoteurs, éjection d'air (nous l'avons déjà évoquée dans la partie *IV] 2°) a) δ) éjection de gaz en bout de pale*),...
Les moteurs à pistons actuels sont peu adaptés à ce type de tâches. Néanmoins certains sont utilisés pour des appareils légers tels que les Robinson R22 et R44, et le Schweitzer 300. Mais en général, ce sont des turbomoteurs qui sont employés.
C'est pourquoi, nous limiterons l'étude à la turbine à gaz.

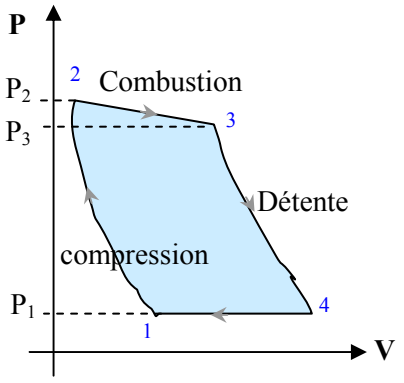


Diagramme de Clapeyron

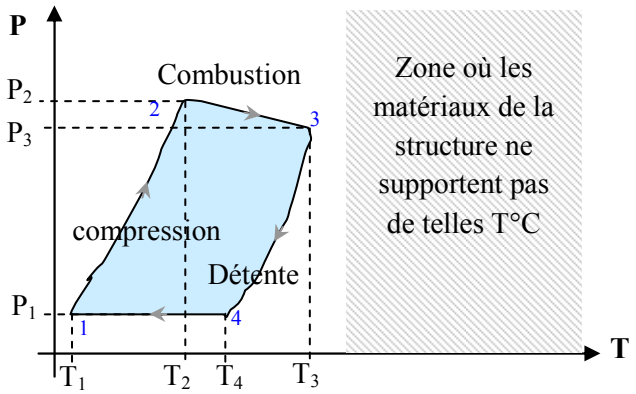


Diagramme de Brayton

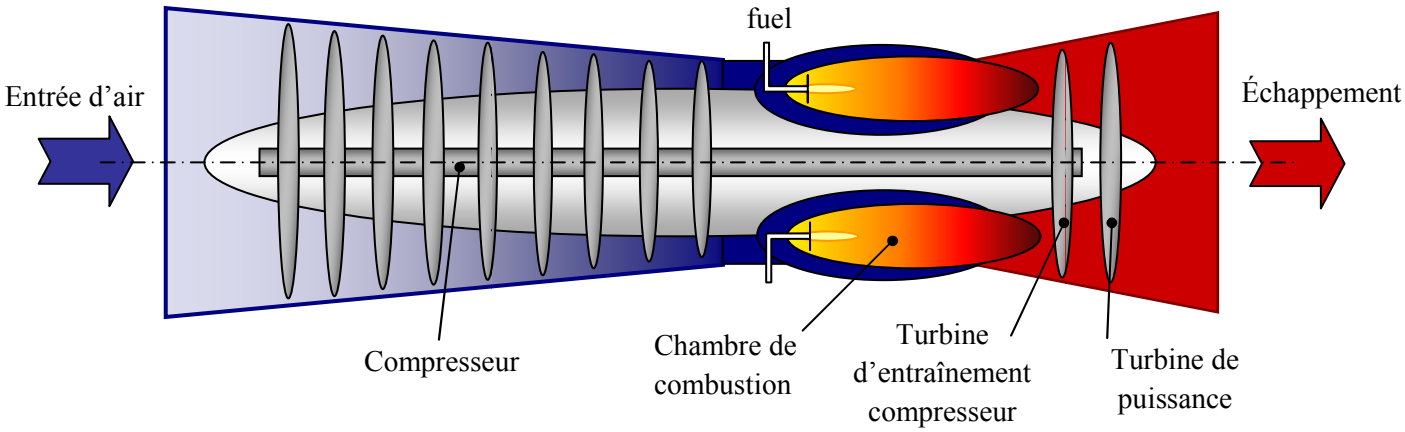
b) Principe d'une turbine à gaz

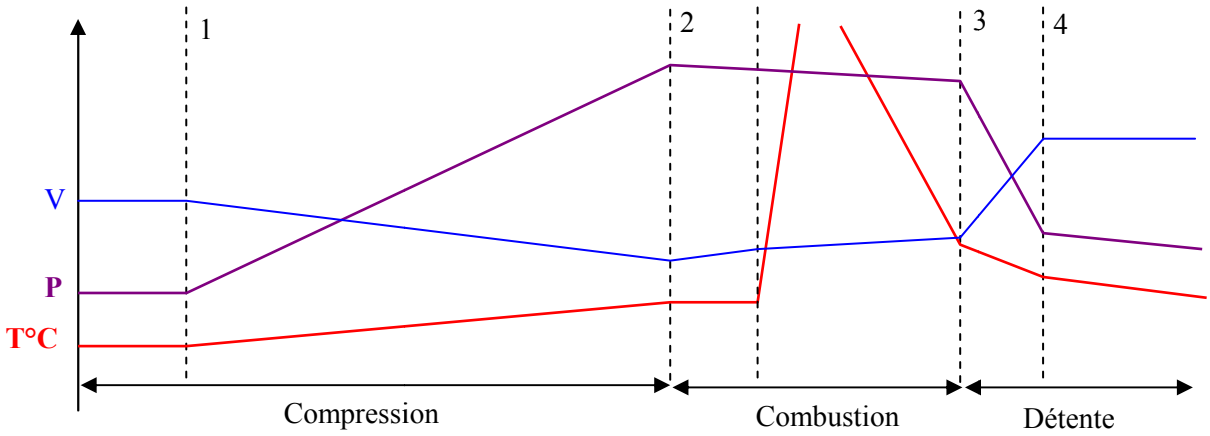
α) Description du fonctionnement

Son fonctionnement comporte trois phases principales:

- La compression
- La combustion
- La détente

L'air arrive dans la turbine et est brassé par les aubes du compresseur, ce qui a pour conséquence d'augmenter la température et la pression. Théoriquement cette transformation se fait sans échange de chaleur (adiabatique : $Q_{12} = 0$) mais en réalité cette transformation est polytropique ($PV^K = cte \Rightarrow Q_{12} = (1-K)^{-1}.(P_2V_2-P_1V_1)$) Ensuite, l'air ainsi comprimé, rencontre le fuel : il y a alors la combustion. Elle se fait continûment et théoriquement à pression constante (isobare). En réalité, la pression chute légèrement. Par contre la température croît beaucoup et étant donné que les matériaux de la structure doivent résister à cette température, la puissance obtenue par ces transformations est ainsi restreinte.



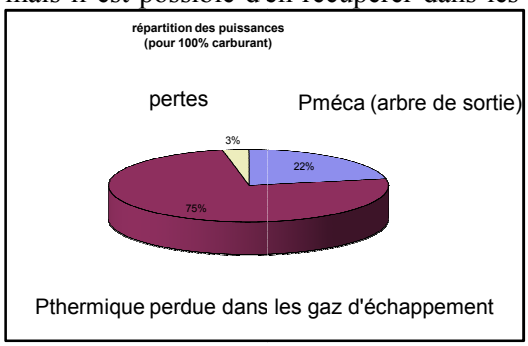


Par une tuyère, le gaz est amené sur les ailettes de la turbine, la faisant ainsi tourner. Une deuxième turbine est souvent ajoutée à la suite afin d'extraire l'énergie nécessaire pour entraîner le compresseur. Le gaz subit alors une détente (théoriquement adiabatique mais polytropique en réalité). La vitesse du fluide augmente alors que la température et la pression diminuent.
Le cycle est moteur (il se parcourt dans le sens des aiguilles d'une montre), le turboréacteur fournit bien un certain travail. Or, dans le diagramme PV, la surface bleue représente le travail car $W = -\int PdV$. Pour, augmenter cette surface, il faut augmenter le rapport P_2/P_1 c'est à dire avoir un compresseur plus efficace, ou bien reculer la limite de température T_3 (matériaux résistants à haute température).

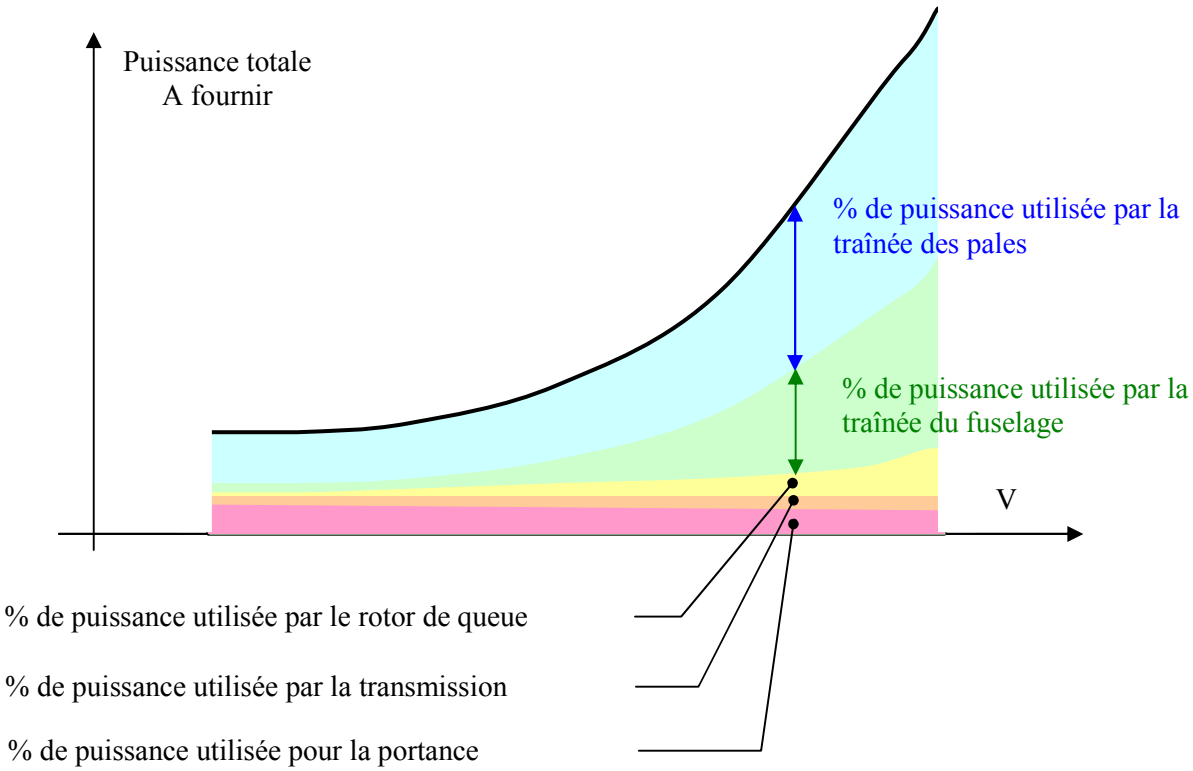
β) La puissance

Beaucoup de puissance est perdue lors de la combustion, mais il est possible d'en récupérer dans les gaz d'échappement.
Cette puissance alors fournie à l'arbre va être ensuite utilisée pour le fonctionnement de l'appareil, à savoir:

- Le rotor principal:
  - traînée des pales
  - puissance induite
- le rotor de queue
- les pertes de transmission de puissance
- la traînée du fuselage

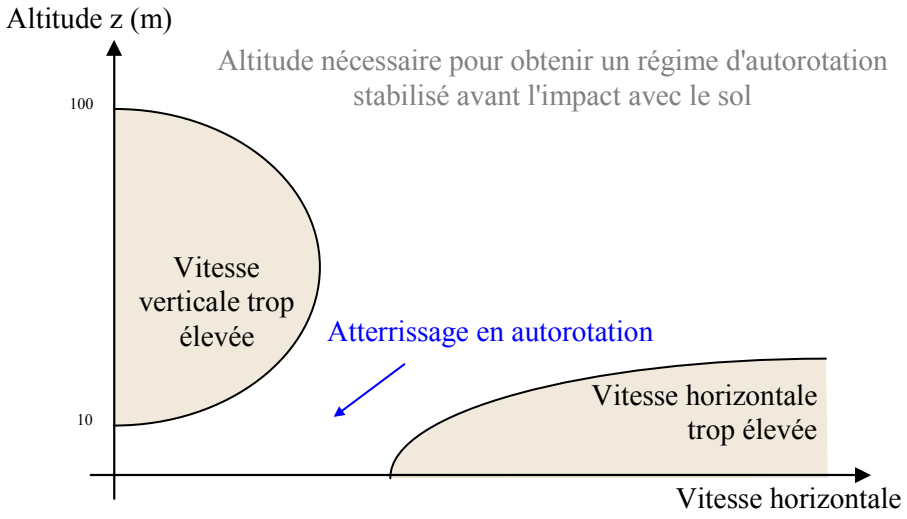


Ces puissances dépendent de la vitesse de l'hélicoptère, de la masse volumique de l'air, de la forme des pales et du fuselage,... Les traînées vont vraiment augmenter avec la vitesse de l'appareil (en $\frac{1}{2}\rho C_X S V^3$ pour le fuselage, et $\frac{1}{2}\rho C_R S(V+U_R)^3$ pour les pales). Mais, mis à part le rotor de queue, dont l'écoulement d'air va être perturbé, la vitesse influence peu les autres paramètres.



c) Autorotation

Ce cas a été vu dans la partie *IV] 1°)Théorie de Froude*. C'est un mode de vol qui a la particularité d'utiliser l'air qui traverse le rotor pour mouvoir celui-ci.
C'est un régime économique mais aussi de secours, car lorsque la turbine tombe en panne, il permet d'avoir encore de la portance et d'atterrir sans s'écraser.
Le rotor assure donc à la fois, la sustentation et sa rotation. Lorsque le pas est faible, il entraîne le rotor en rotation mais a aussi peu de portance. Par contre, à pas élevé, il y a plus de portance mais aussi de traînée à chaque pale, tendant à ralentir la rotation du rotor. Le pilote devra donc jauger convenablement, le pas à adopter.

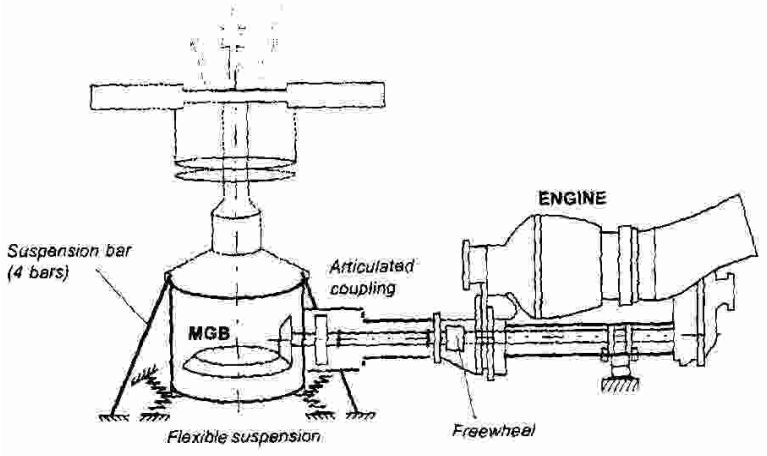


En cas de panne moteur, le pilote doit immédiatement baisser le pas collectif afin de maintenir le rotor en rotation. Ensuite, il stabilise l'hélicoptère en autorotation tout en repérant un terrain favorable à

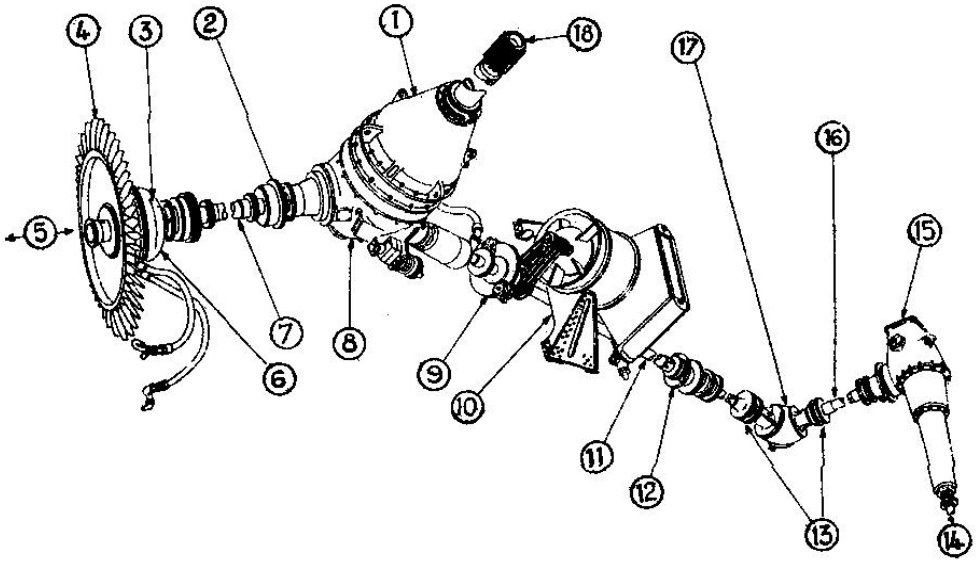
l'atterrissage. Arrivé proche du sol, il doit cabrer l'appareil, tout comme un atterrissage normal, pour diminuer sa vitesse de translation. Puis augmenter le collectif afin de récupérer de la portance et ainsi freiner l'hélicoptère horizontalement avant de toucher le sol.
En pratique la plupart des pilotes appréhendent l'autorotation car elle reste liée aux manœuvres d'urgences. Cependant, certains pilotes l'utilisent comme un mode de vol et effectuent des atterrissages silencieux grâce à l'autorotation, en rajoutant un peu de gaz à la fin, pour adoucir le contact avec le sol.

2°) Transmission

Entre l'arbre de la turbine et le mât rotor , il y a tout un dispositif dont les composants sont principalement une boîte de transmission de puissance (généralement des réducteurs) et un embrayage.

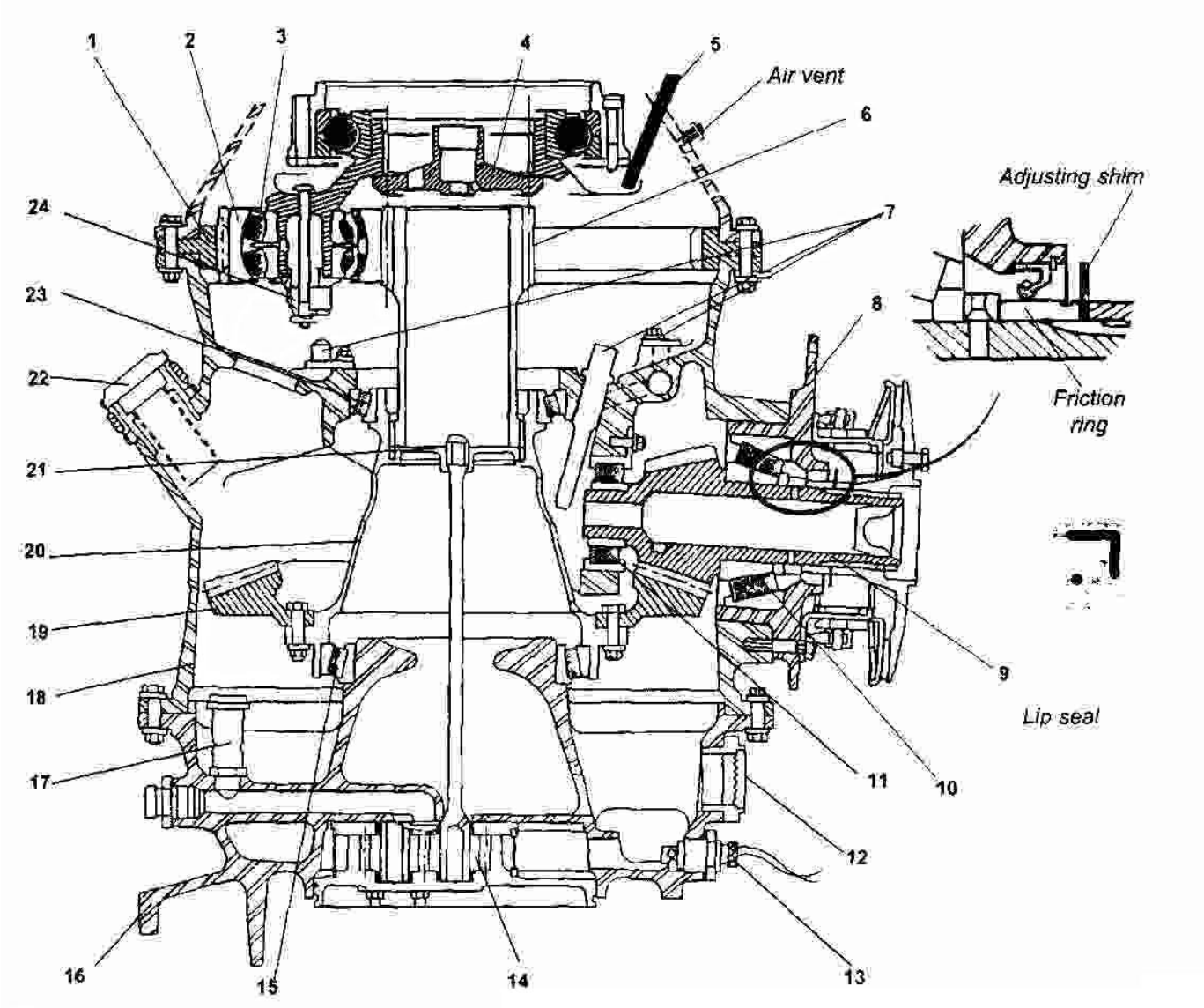


Que ce soit par roue libre, disques, centrifuge à sabots ou encore hydraumécaniquement, l'embrayage a plusieurs rôles importants. C'est lui qui permet au rotor d'effectuer de l'autorotation en cas de panne de la turbine, de lancer le moteur sans entraîner le rotor ou encore, de gérer l'une, l'autre ou les deux turbines pour les bimoteurs.



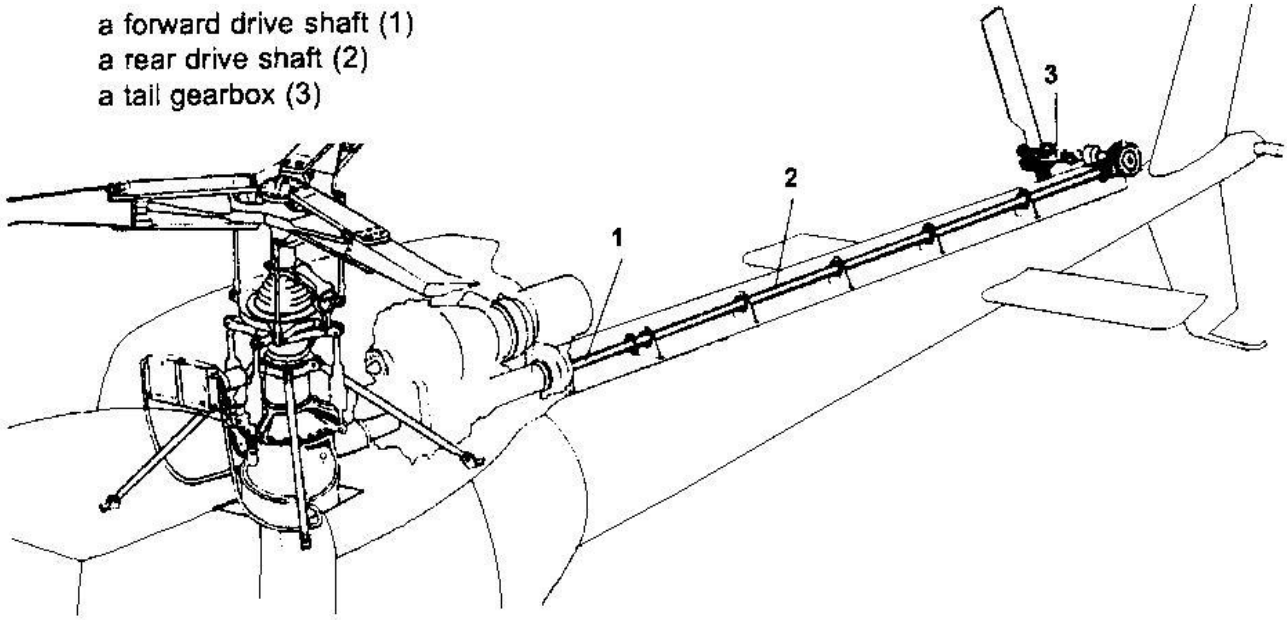
1. Boîte de transmission principale : BTP
2. Accouplement élastique
3. Roue libre
4. Ventilateur
5. Moteur (2500 tr/min)
6. Embrayage
7. Arbre principal
8. Niveau d'huile
9. Frein rotor
10. Ventilateur et radiateur d'huile BTP
11. Arbre de transmission intermédiaire
12. Accouplement rapide (repliage de la queue)
13. Accouplements élastiques (2810 tr/min)
14. Arbre rotor anticouple (1180 tr/min)
15. Boîtier rotor anticouple
16. Arbre de transmission arrière
17. Boîtier intermédiaire
18. Mât rotor (230 tr/min)

Un petit moteur d'appoint (APU) est quelquefois utilisé sur les gros hélicoptères (comme le NH90) pour le démarrage mais aussi comme source d'énergie à l'arrêt.
Par ailleurs, il est aussi délicat de transmettre de la puissance au rotor de queue car celui-ci est situé en bout de la poutre de queue : la distance assez importante qui le sépare de la turbine est le siège de

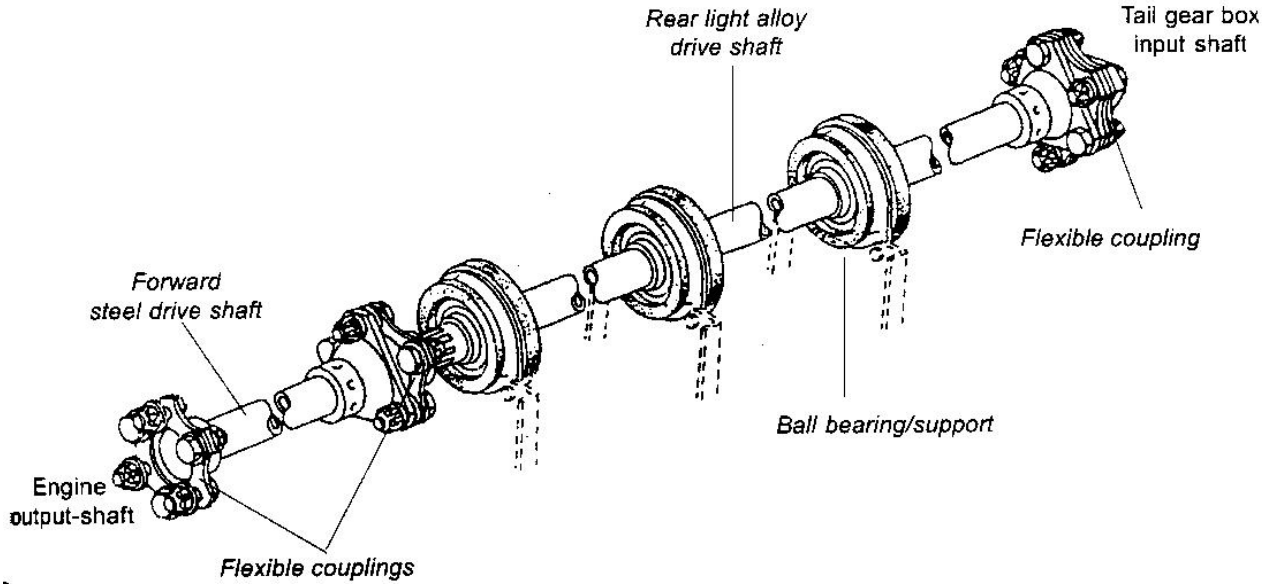


1 - Stationary ring gear (case-hardened steel)
2 - Planet gear (case-hardened steel)
3 - Planet gear spherical bearing
4 - Thrust washer for securing planet gear carrier to rotor shaft (chapter 4)
5 - Electric chip detector (chapter 4)
6 - Sun gear (nitrided steel)
7 - Oil jets
8 - Power takeoff inlet casing
9 - Bevel pinion - case hardened steel
10 - Tapered roller thrust bearing
11 - Cylindrical roller bearing
12 - Oil level sight glass
13 - Drain plug with self-sealing valve and electrical "chip detector"
14 - Oil pump
15 - Tapered roller bearing
16 - Lower casing (magnesium alloy)
17 - Lubrication system pressure relief valve
18 - Ribbed, two-wall main casing (magnesium alloy)
19 - Bevel ring gear (case-hardened steel)
20 - Vertical shaft
21 - Oil pump drive pinion
22 - Oil filler plug
23 - Tapered roller bearing
24 - Oil recovering cup

déformations que les arbres ne supportent pas.



Plusieurs éléments de transmission sont alors répartis dans la poutre de queue (des sortes de cardans). Ceci a pour conséquence de déplacer le centre de gravité de l'appareil vers l'arrière ce qui donne une tendance naturelle à l'hélicoptère de se cabrer. De plus, il faut souvent vérifier le bon alignement des éléments. Autrement dit, cela nécessite de l'entretien au sol.



VI] le pilotage

1°) les commandes de vol

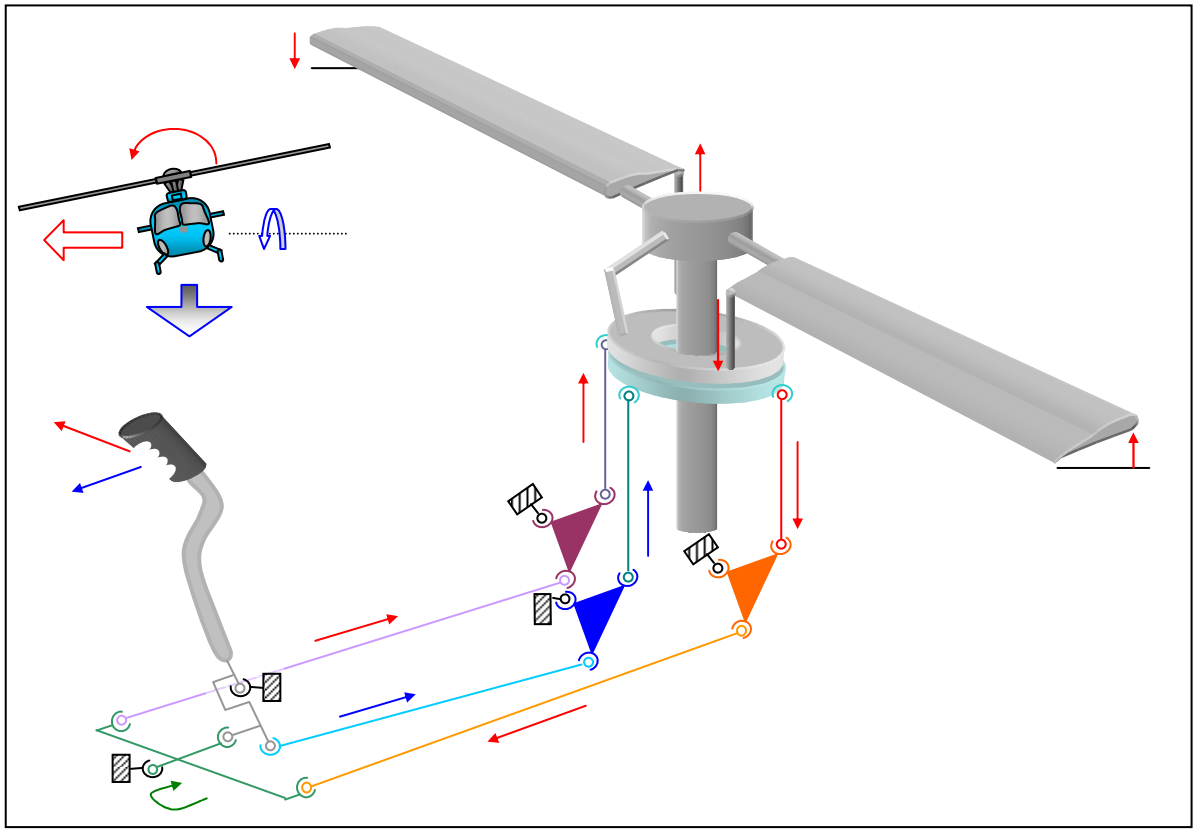
Le pilote dispose de trois organes essentiels pour contrôler son appareil:

- le manche cyclique
- le manche collectif
- les palonniers.

Tableau de bord d'un Dauphin 365 A

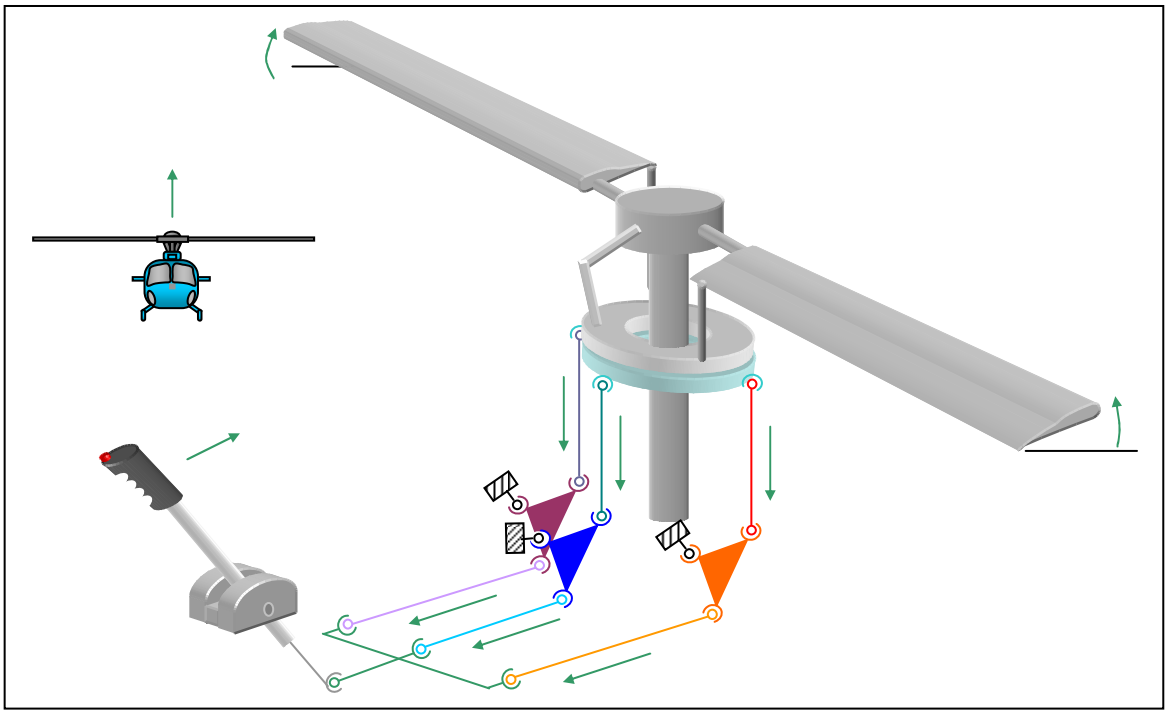
a) Le manche cyclique

Le manche cyclique contrôle l'inclinaison du plateau cyclique, donc la répartition de portance sur le disque rotor. C'est lui qui orientera le vecteur portance F_N et donc la direction du mouvement de l'hélicoptère.



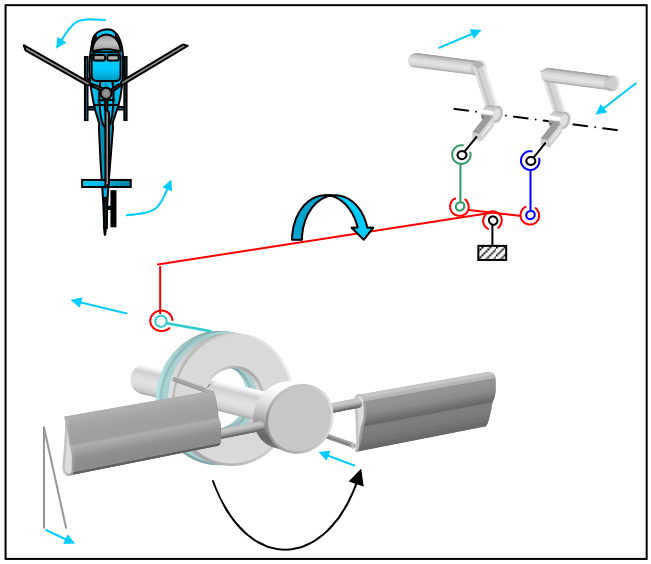
b) Le manche collectif

Le manche collectif commande la translation du plateau cyclique. Autrement dit, la norme du vecteur portance F_N. Le pilote contrôlera avec le collectif, son ascension verticale.



c) Le palonnier

Le palonnier sert à modifier le pas des pales du rotor de queue, donc la poussée T_Y qu'il crée. Le pilote pourra ainsi orienter son appareil en lacet.



2°) couplage rotor de queue/principal

On a vu précédemment que dès que le pilote augmentait le pas collectif, il augmentait en même temps le couple de réaction, l'obligeant à augmenter le pas du rotor de queue par l'intermédiaire du palonnier. Cette contrainte est systématique pour le pilote. Certains hélicoptères, tel que le PUMA, sont dotés d'un couplage automatique entre le pas collectif et le rotor de queue. Ceci permet donc d'alléger les contraintes de pilotage

PUMA SA 330

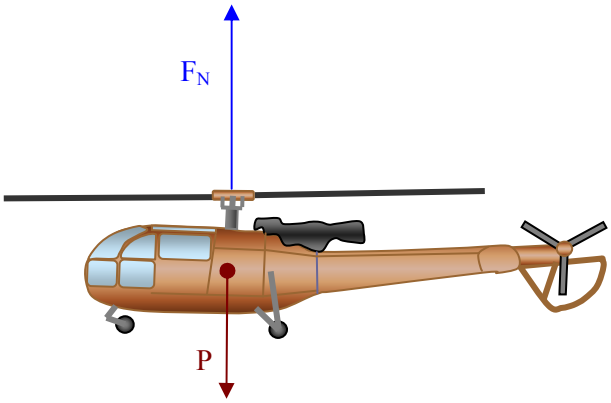
3°) le pilotage

Afin de bien comprendre les causes et effets des phénomènes liés à la voilure tournante, nous allons faire un récapitulatif en étudiant les gestes que doit faire le pilote dans certains cas de vol.

a) Montée verticale

Pour monter verticalement à partir du vol stationnaire, l'hélicoptère a besoin d'une force de portance supérieure au poids de l'appareil afin de créer une accélération vers le haut.

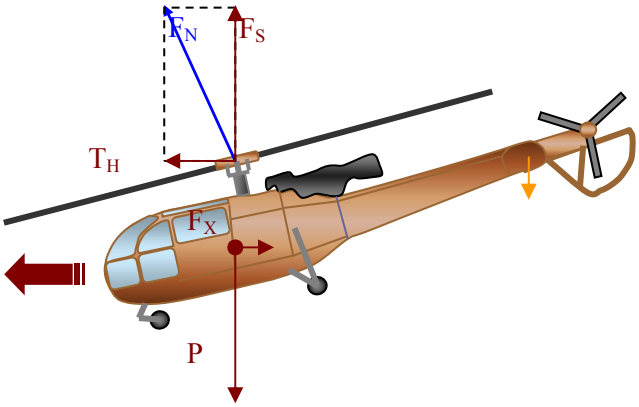
En actionnant le manche du pas collectif, le pilote fait translater le plateau cyclique, ce qui donne à chaque pale un pas plus grand, donc un angle d'incidence supérieur. Ceci a pour effet d'augmenter la portance de chaque pale également, donc d'augmenter la force de sustentation F_S. Ainsi, l'hélicoptère va monter.



Mais, augmenter la portance de chaque pale, augmente aussi la traînée de chaque pale, donc le couple de réaction en même temps. L'anticouple doit alors être plus efficace pour le contrer. Pour cela, le pilote actionne

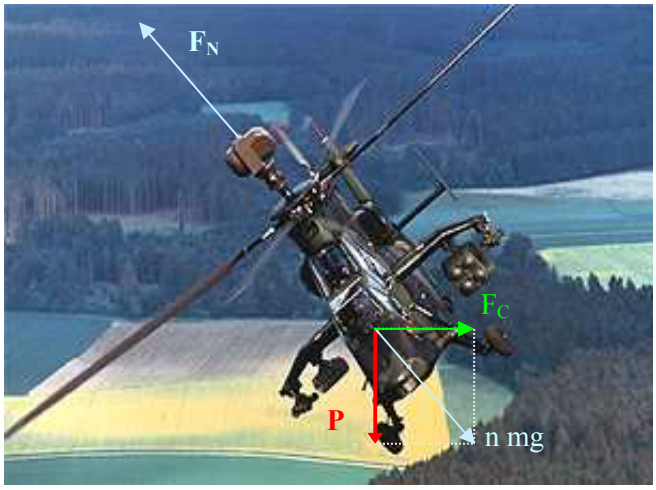
le palonnier, ce qui fait augmenter la force T_Y développée par le rotor de queue, et ainsi augmenter le couple $L.T_Y$ qui contre le couple de réaction.
Mais, ce n'est pas fini! Le fait d'augmenter T_Y fait dévier l'hélicoptère sur le côté. Le pilote devra donc incliner légèrement son manche sur le côté pour que la portance de son rotor se décompose en force de sustentation F_S (verticale) puis en $-T_Y$ (verticale).
Toutefois, il faut relativiser le dernier point évoqué, car les rafales de vents sont souvent plus gênantes pour le pilote.

b) Partir en vol de translation



L'hélicoptère est en vol stationnaire. Le pilote veut avancer. Il pousse donc le manche cyclique dans la direction voulue ce qui a pour effet d'incliner le plateau cyclique. La variation cyclique du pas crée une portance inégale, sur le disque rotor. Cette nouvelle répartition va incliner l'appareil dans la direction que le pilote désirait. La portance F_N initiale, qu'avait l'hélicoptère en vol stationnaire, va se décomposer en une force de translation T_H (horizontale) et de sustentation F_S (verticale). L'hélicoptère va donc avancer dans la direction de T_H.
Cependant, la force de sustentation F_S est inférieure à F_N = -Poids qu'il avait en vol stationnaire. Ainsi, $F_S < P$, l'hélicoptère va donc perdre de l'altitude.
Le pilote devra donc augmenter le pas collectif. Ce qui augmente le couple de réaction, obligeant le pilote à actionner le palonnier. Augmenter le collectif augmente F_S, ce qui était le but recherché (pour contrer le poids), mais aussi T_H, l'hélicoptère va donc avancer davantage...T_H permettra de contrer la dérive provoquée par le rotor de queue et d'avancer dans la direction voulue.
Cependant, le fait de créer une force T_H qui va contrer la traînée et créer une accélération, va aussi créer un moment piqueur de tangage par rapport au centre de gravité de l'appareil et cela d'autant plus fort que la vitesse de l'appareil devient grande (puisqu'il faut contrer la traînée qui augmente avec la vitesse). Pour obtenir une stabilité dynamique, un empennage horizontal est installé sur la poutre de queue de l'hélicoptère. Ainsi, celui-ci va créer une force aérodynamique (portance et traînée : d'autant plus importantes que la vitesse augmente) qui va créer un moment par rapport à G.
Ainsi, pour passer du vol stationnaire au vol de translation, on pousse le manche vers l'avant en augmentant le collectif et en mettant légèrement du palonnier. On sent alors l'appareil se pencher et commencer à prendre de la vitesse. L'empennage commençant à agir, l'appareil se redresse alors naturellement. Pour maintenir la translation en vol équilibré, on n'a plus qu'à mettre le manche de manière à ce que T_H équilibre la traînée.
En pratique, l'empennage horizontal pose quelques difficultés de pilotage car l'hélicoptère est un appareil qui est amené à évoluer avec des assiettes très importantes, ce qui fait que devant des incidences trop élevées, l'empennage décroche. Par ailleurs, le souffle du rotor perturbe parfois l'écoulement autour de celui-ci. Le pilote doit alors être vigilant quant aux réactions de son appareil.

c) Les virages



Tigre

L'orientation de l'hélicoptère se fait grâce au palonnier. Ainsi pour les faibles vitesses de translations avant, le rotor emmenant l'appareil vers l'avant, le pilote peut utiliser le rotor de queue pour orienter son appareil dans la direction où il désire tourner.
Par contre, pour des vitesses élevées, cette opération devient périlleuse car l'appareil a une inertie non négligeable qui tend à conserver le mouvement d'origine. Il est alors nécessaire de pencher l'hélicoptère à l'aide du manche cyclique afin que la portance F_N viennent compenser le poids P et la force d'inertie F_C (et T_Y), et fasse avancer l'appareil dans la direction voulue.
Le pilote maintiendra le nez de l'appareil dans la direction de la trajectoire grâce aux palonniers.
Afin d'obtenir une meilleure stabilité de route, l'hélicoptère est souvent doté d'un empennage vertical tout comme les avions.
Si l'appareil évolue en vol dérapé, l'empennage vertical aura alors tendance à le remettre dans le droit chemin. Il est à noter que l'anti-couple assure aussi ce rôle puisque le dérapage provoque une composante axiale qui modifie donc son incidence donc T_Y.
Cependant, l'empennage vertical est souvent mis de travers afin d'alléger le travail du rotor de queue.

Pour un virage uniforme, à vitesse constante et non dérapé, on retrouve le résultat du facteur de charge n qui n'est fonction que de l'inclinaison φ de l'appareil. En effet, l'appareil est soumis à une force centrifuge $Fc = m\ V^2/r$. La force de sustentation doit alors compenser Fc et le poids et non plus uniquement le poids. Il faut donc augmenter le collectif.
Le poids apparent n mg est donc supérieur au poids réel de l'hélicoptère.

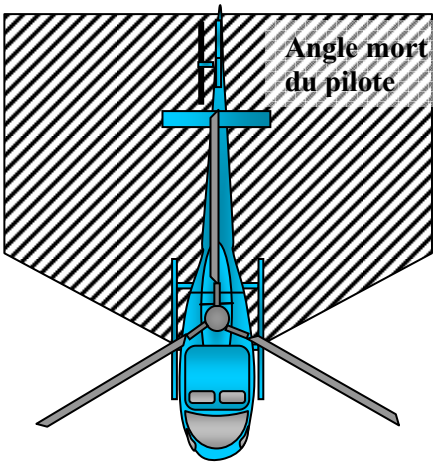
On a $\cos\varphi = mg/(n\ mg)$ alors on retrouve :

$$\boxed{n = \frac{1}{\cos\varphi}}$$

à 30° d'inclinaison, on subit alors 1.15g.
à 45° d'inclinaison, on subit alors 1.41g.
à 60° d'inclinaison, on subit alors 2g.

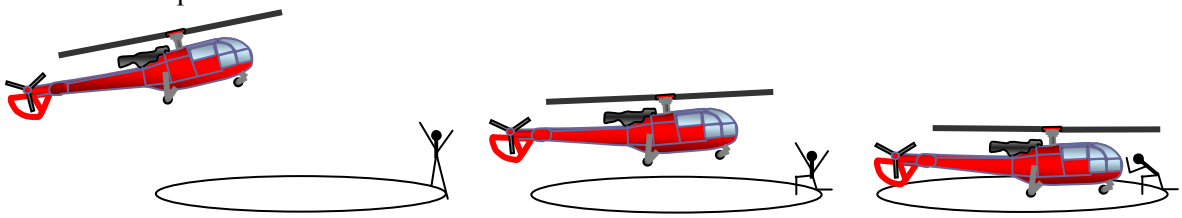
Et cela quel que soit le type d'appareil.
Les hélicoptères actuels peuvent aller de +0.5g à 2g en moyenne. Certains hélicoptères destinés à la lutte air/air peuvent toutefois subir des g négatifs.

d) L'atterrissage



A l'approche du sol, le pilote doit "freiner" l'appareil afin de le poser en douceur. C'est pourquoi il ramène le manche cyclique vers lui afin de cabrer l'hélicoptère. Ceci a pour conséquence de diriger la portance F_N vers l'arrière et donc ralentir le mouvement de translation avant.
Le pilote augmente le pas collectif (en contrôlant l'appareil en lacet par le palonnier) afin d'augmenter la portance pour ralentir la descente verticale de l'appareil.
L'hélicoptère, ainsi ralenti, peut se poser tout en douceur, en baissant le pas collectif.
Comme pour les parachutes, il faut se poser fasse au vent afin d'avoir une vitesse plus faible par rapport au sol. Le pilote peut évaluer, selon le mouvement des objets au sol, le sens du vent et son intensité. Pour faciliter cette tache au pilote, il y a souvent une manche à air près des zones d'atterrissage balisées.
Le pilote ne dispose pas d'une grande visibilité notamment à l'arrière. Pour les atterrissages non balisés et sur des zones petites, le pilote peut être aidé par une personne au sol. Cette personne doit s'assurer que l'hélicoptère dispose bien de la place nécessaire au sol pour les rotors, qu'il n'y a pas d'objets susceptibles d'être emportés par le souffle du rotor. Il se place le dos au vent et de manière à ce que le pilote le voit. Il effectue alors les étapes suivantes:

- Lever des bras en V face à l'appareil, dos au vent (un seul bras levé si, finalement, on n'a plus besoin de l'hélicoptère)
- Se baisser, toujours les bras en V
- Replier les bras en baissant la tête.



L'hélicoptère est alors posé le nez face à la personne. Cette opération nécessite une confiance réciproque entre le pilote qui se fie aux indications fournies par la personne au sol et celle-ci qui finit à ras de l'hélicoptère.

Bref, vous l'aurez compris, piloter nécessite non seulement une grande concentration de chaque instant mais aussi l'anticipation de gestes à effectuer. Pour aider le pilote dans sa lourde tâche, il a à sa disposition un tableau de bord où des outils lui donnent des paramètres utiles pour l'aider.

4°) Pilote Automatique PA

On a vu qu'il existait un couplage rotor de queue/collectif sur certains hélicoptères mais beaucoup d'autres asservissements sont développés pour alléger le travail du pilote. Que ce soit pour tenir un cap, une altitude, ou l'assistance au pilotage (découplage des gouvernes), les automaticiens créent de réelles petites merveilles.
Pour avoir eu la chance de pouvoir essayer le simulateur d'Eurocopter Marignane, où l'on basculait en pilotage normal ou avec assistance au pilotage, je peux vous dire que l'aide au pilotage est remarquable : l'hélicoptère est beaucoup plus maniable, les gouvernes sont découplées (excepté le collectif, à la demande des pilotes) et ainsi, le pilote a moins besoin d'être sans arrêt attentif à faire d'incessantes corrections et peut donc mieux se concentrer sur sa mission.
Par ailleurs, des lois de pilotage, ont été programmées dans les systèmes pour effectuer des manœuvres délicates. Ainsi, un hélicoptère de secours en mer peut aujourd'hui s'approcher du noyé potentiel, face au vent, avec une approche permettant au pilote de voir celui-ci. Ensuite l'hélicoptère restera en stationnaire au-dessus du secouru en dérivant avec le courant et dont l'altitude sera asservie vis à vis des vagues (capteur par effet Doppler) afin de garder une hauteur constante avec le noyé potentiel pour faciliter l'hélitreuillage.
Ceci n'est qu'un exemple des applications des pilotes automatiques mais les possibilités sont énormes.
Avec le développement des mini-manches (sorte de joysticks comme dans les avions de lignes actuels) à la place du classique manche à balai, des lois de pilotage en assiette (appréciable en stationnaire) ou en vitesse (excellent en croisière) sont alors mises au point. De plus, par l'anatomie même du poignet, le pilote a plus de facilité à tourner d'un côté que de l'autre : tout ceci est pris en compte… Le Dauphin fait d'ailleurs l'objet d'études à ce sujet.

5°) les outils de bord

Le pilote s'aide de plusieurs outils pour piloter, lui donnant des informations sur son appareil (contrôle moteur), l'évolution de celui-ci (altitude, horizon, …) ainsi que sur sa navigation (VOR, ILS). Ce sont les normes FAR qui déterminent les équipements minimaux nécessaires pour voler (FAR27 pour les hélicoptères de moins de 2700 Kg et FAR29 pour les hélicoptères de masses supérieures) selon les types de vol que doivent effectuer les hélicoptères (vol aux instruments, vol de nuit, …).

tableau de bord du koala (Agusta) 1

Nous pouvons voir ci-dessous, le tableau de bord du petit R22.

altimètre

VOR

horloge

Paramètres de control du moteur

radio

Robinson 22

a) Contrôle de l'appareil lui-même

Afin de surveiller le bon fonctionnement de l'hélicoptère, le pilote contrôle plusieurs paramètres tels que la vitesse de rotation de son rotor, la réserve de carburant, le pas collectif, les différents couples, ainsi que la température et la pression de son moteur, les débits, …

α) Tachymètre

Le tachymètre est un outil qui permet de connaître la vitesse de rotation du mat rotor. Sur l'écureuil TWINSTAR AS 355, il y a un anneau denté qui tourne avec le mât rotor. Un capteur optique permettra de connaître le nombre d'impulsions de lumière causées par les coupures de rayons lumineux au passage des dents de l'anneau, durant une minute. Connaissant le nombre de dents de l'anneau, il est donc facile de connaître la vitesse de rotation du rotor.

β) Couples moteur et températures

Afin de contrôler le bon fonctionnement de la turbine, le pilote a besoin de vérifier des paramètres tels que la température et le couple de sortie de sa turbine.

b) Contrôle du vol

Afin de manœuvrer correctement son appareil, le pilote a besoin de connaître des paramètres comme l'altitude, sa vitesse, son horizon, …pour cela, plusieurs outils sont à sa disposition comme, les altimètres (par mesure de pression qui donne uniquement le niveau de la mer ou par mesure du temps écoulé entre l'émission d'une onde et son retour après réflexion sur le sol), les anémomètres (généralement un tube Pitot dont la différence de pression entre le sens de l'écoulement et sa perpendiculaire donne la vitesse de l'air par Bernoulli), gyroscopes, …

c) Navigation

α) Radio

Chaque hélicoptère doit être muni d'une radio afin d'échanger des informations primordiales avec le trafic aérien.
La radio est généralement placée au centre, entre le pilote et le co-pilote.

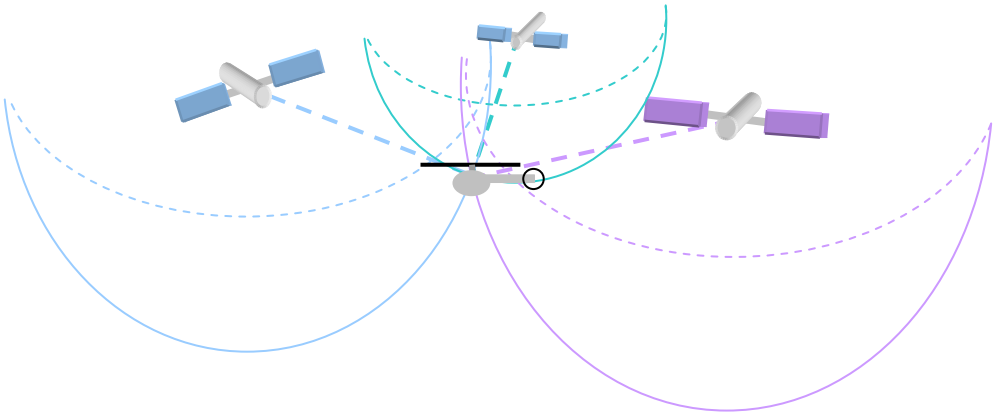
β) Les balises

Des balises placées au sol permettent de se repérer tel que les VOR.
Le VOR sert pour des grandes navigations. Ce système fonctionne par la mesure de déphasage entre les signaux hautes fréquences émis par 4 antennes au sol (une ayant un signal continu, et trois autres ayant un signal variable tournant dans un faisceau à 1800tr/min) permettant grâce au signal continu de référence de repérer le nord vrai.
Le VOR donne trois indications : le cap qu'a choisi le pilote, la position par rapport à la route choisie (à droite ou à gauche) et l'orientation (si on s'approche ou si on s'éloigne).

χ) GPS

Le GPS (Global Positioning System) est un outil qui permet de déterminer la latitude, la longitude et l'altitude. Le système mesure les écarts de temps entre les réceptions des différents signaux envoyés simultanément par 4 satellites. Chaque satellite a un code spécial permettant au récepteur de connaître leur position par rapport à la terre.

Le premier satellite sert de référence temps et les trois autres servent à la localisation de l'appareil par rapport à la terre. En mesurant les différents temps de réception des signaux, on en déduit la distance de l'appareil par rapport aux satellites. Ainsi, l'appareil se trouve à l'intersection des trois sphères de centre les satellites et de rayon les distances avec les satellites.



Ce système est de plus en plus employé (les avions et maintenant les voitures de luxe en sont équipées) mais pour l'hélicoptère, son implantation est freinée car ce système est perturbé par le rotor.

d) Organisation du tableau de bord

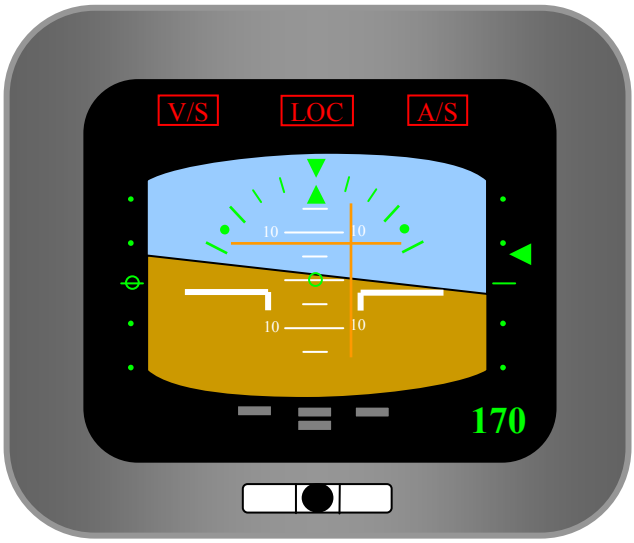
α) Œil pilote

Contrairement à un pilote d'avion, le pilote d'hélicoptère est amené à faire beaucoup de manœuvres à basses altitudes, ce qui impose qu'il ait une bonne visibilité du monde extérieur. La disposition du tableau de bord est donc, au niveau de la conception de l'appareil, déterminé par rapport à un point de référence qui correspondra à l'emplacement de l'œil du pilote. On utilise alors des plans qui représentent le projeté de la cabine (ce que verrait le pilote). Certaines zones doivent impérativement être des verrières. C'est alors au constructeur de se débrouiller pour ne pas faire passer des longerons ou dépasser le tableau de bord dans ces zones.
Eurocopter utilise même un simulateur pour tester, avant le lancement de la production, la disposition des outils de bord. La cabine du futur hélicoptère est installée dans le simulateur (écran sphérique) et on vérifie alors que la visibilité soit bonne lors de l'exécution de manœuvres de références.

β) Compression de données

Auparavant, l'œil du pilote devait parcourir de réels circuits sur chaque outil de bord, afin d'en déduire les informations nécessaires au pilotage. Dans un souci d'allégement du travail du pilote, les instruments sont de plus en plus condensés : c'est à dire qu'ils affichent plusieurs informations. Ceci permet aussi de réduire considérablement les tableaux de bord.
Les aiguilles et les diodes ont laissé la place au numérique, permettant de juxtaposer les données.
Sur certains hélicoptères, les écrans comportent des menus permettant au pilote, d'afficher les paramètres importants correspondant au mode de vol qu'il est en train d'effectuer. Le pilote peut aussi afficher beaucoup d'autres choses comme des check-lists, son plan de vol, et même le manuel de vol !
Cela a aussi l'avantage de pallier les pannes éventuelles d'afficheur : le pilote basculera alors les informations qui l'intéressent sur un autre écran.

Prenons l'exemple des deux cadrans de plus en plus utilisés dans les appareils actuels (Dauphin 2, SUPER PUMA), nous y retrouvons : l'horizon artificiel (pour l'assiette longitudinale et l'angle de gîte), la bille (pour le dérapage), la vitesse ascensionnelle, le VOR, le cap, la route choisie par le pilote, …



χ) Standardisation

Les constructeurs essaient de plus en plus de standardiser l'affichage (c'est à dire la symbolique de la représentation des données) ainsi que l'emplacement des outils de bord afin que les pilotes ne soient pas trop déroutés en passant d'un hélicoptère à un autre.
Actuellement, pour maintenir leur licence d'une année sur l'autre, les pilotes doivent effectuer un certain nombre d'heure de vol durant l'année et sur l'appareil dont ils ont la licence. Autant dire qu'un pilote qui peut piloter plusieurs types d'appareils et qui pour une raison ou une autre, se retrouve au chômage, il lui sera difficile de maintenir sa licence sur tous ces d'appareils (étant donné le prix des heures de vols : entre 2 000 à 3 000 francs pour un biplace, 4 000 pour un trois-quatre places, 12 000 pour six places biturbines, et l'armée facture à 30 000 l'heure de vol d'un Super Puma !). Il sera alors vite hors circuit. A long terme la standardisation des tableaux de bord permettra aux pilotes de maintenir leur licence sur une catégorie d'appareils et non plus un modèle précis.
Les travaux des constructeurs vont en ce sens.

Tableau de bord du Dauphin EC 155

VII | préparation au futur

1°) simulateur pour la formation

Piloter exige parfois des gestes qui doivent devenir des réflexes. Par exemple, en cas de panne moteur, le pilote dispose de 1 à 2 secondes seulement pour réagir (pas collectif): ses gestes doivent donc être conditionnés. On comprend alors aisément que ce type d'entraînement peut se faire plusieurs fois au sol sur un simulateur, pour ensuite être réalisé en vol, avec plus d'expérience et un coût plus faible.
Les simulateurs tiennent donc un rôle très important dans la formation des pilotes. C'est l'armée qui l'a d'abord compris, pour ses avions de chasse puis, pour ses hélicoptères (notamment à l'ALAT).
Néanmoins, les simulateurs provoquent, sur les personnes ayant déjà piloté, des nausées. Celles-ci sont dues au décalage entre ce que les pilotes ont l'habitude de vivre, en vol et celle en simulateur.
En effet, en simulateur, l'oreille interne ne donne aucune information sur les mouvements perçus par le visuel. Le cerveau a donc des informations contradictoires, provoquant des nausées aux pilotes.
Par contre les personnes n'ayant jamais piloté, n'ont pas ce problème.

On peut donc imaginer un avenir aux simulateurs, dans le cadre de formations civiles, pour les personnes n'ayant jamais piloté.
Cependant, le grand reproche que l'on peut faire aux simulateurs actuels est d'être trop chers car comportant trop de fonctionnalités inutiles pour débuter, ou bien mal adaptés à la formation (les commandes sont faites par joystick...vivement que l'on ait des palonniers, un manche cyclique et un manche collectif!).

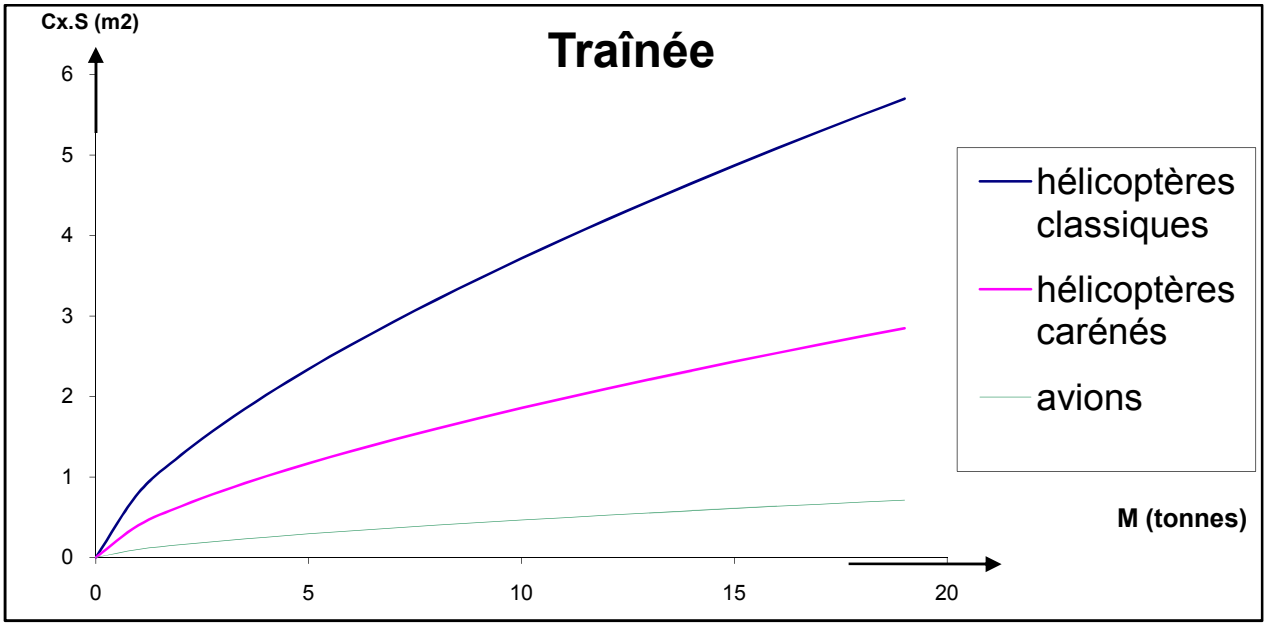
A long terme, les simulateurs seront peut-être aussi perfectionnés que ceux de l'aviation civile: avec vue à 360°, tableau de bord complet et le tout dans une cabine qui bouge...Certains constructeurs sont déjà sur ce marché (la photo ci-dessus, montre un simulateur de Robinson R22).

2°) amélioration du système existant:

Les laboratoires recherchent de nouveaux profils de pales, du fuselage,... afin d'améliorer les performances des hélicoptères existants.

Helicopter Laser Velocimetry Rotor Testing
NASA Langley Research Center 3/27/1992 Image # EL-1996-00049

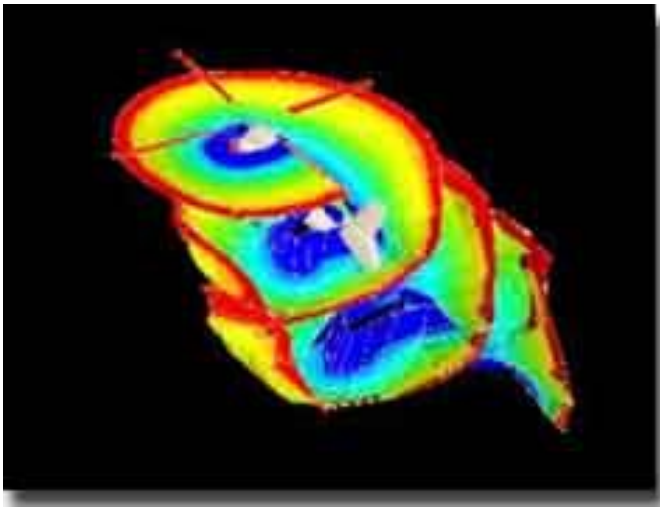
Les hélicoptères ont encore de gros progrès à faire dans ces domaines là.
En effet, si on considère la force de résistance à l'air que subit un appareil en mouvement, c'est de la forme $F_X = ½\rho V^2 C_X S$ (comme les traînée de profils de pales).
C'est une force qui va à l'encontre du mouvement, elle est gênante. La puissance gaspillée pour elle sera donnée par : $P = F_X V = ½\rho V^3 C_X S$. On comprend alors que plus l'appareil va vite, plus la puissance nécessaire est importante.
Considérons $C_X S$ par rapport au poids de l'appareil:



La recherche s'est penchée sur le problème ainsi que sur l'un des problèmes typiques de l'hélicoptère : l'interaction rotor/fuselage.

Aérodynamique de l'interaction rotor/fuselage

(image ONERA)



écoulement du sillage sur le Dauphin

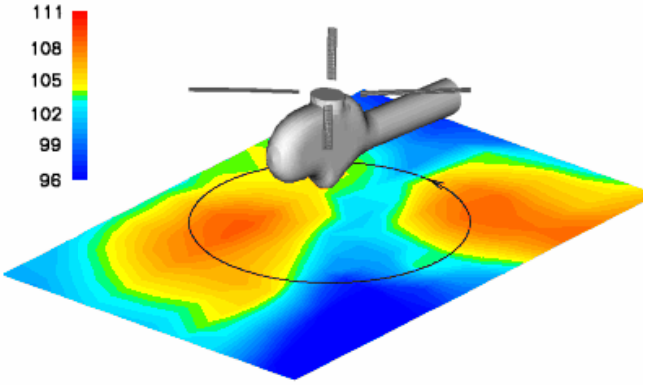
3°) Convertible

L'avantage d'un hélicoptère réside dans le fait qu'il peut voler en stationnaire, lui permettant d'atterrir dans une zone très réduite. Mais le reproche que l'on peut lui faire est sa vitesse maximale, très faible devant les autres moyens aériens existants, tels que les avions.
L'idée du convertible est de combiner ces deux appareils afin d'en retirer leurs avantages et ainsi réaliser un appareil performant. C'est un appareil qui décolle verticalement grâce à ses deux rotors transversaux. Il fait ensuite tourner ces deux rotors pour en faire deux hélices d'avions.

Ce type d'appareil trouvera peut-être sa place dans le transport de personnes car il peut faire des vols centre ville à centre ville (étant donné sa capacité d'atterrissage en petite zone).
Toutefois, il faudra qu'il satisfasse aux règles de sécurité et au bruit minimum, exigées par les réglementations, pour les habitants des villes survolées.

4°) La lutte contre le bruit

Ce n'est qu'à partir de la guerre du Viêt-Nam que les ingénieurs se sont penchés sur le problème du bruit des hélicoptères, car cela les rendait vulnérables au combat.
Aujourd'hui, ce n'est plus seulement un problème de stratégie de guerre. On lutte sur tous les plans pour réduire le bruit de plus en plus envahissant dans la vie quotidienne (murs anti-bruit,...). L'hélicoptère n'y échappe pas, d'autant que sa nuisance sonore est assez importante.
On a déjà l'image en tête des luttes des riverains d'aéroports...L'hélicoptère a de sérieux progrès à faire dans ce domaine s'il veut toujours pouvoir approcher les villes par la suite.
Pour cela, les ingénieurs travaillent sur les trois grandes principales sources de bruit de l'hélicoptère, à savoir: la turbine (moteur, transmission,...) et les pales.



Simulation du bruit (dB) ONERA

Pour mieux se rendre compte, voici quelques références sur les décibels.

Niveau sonore (dB)	Source du son	Sensation auditive
0	Seuil d'audition	Calme
10	Bruissement d'une feuille	
20	Studio de radiodiffusion	
30	Chambre à coucher	
40	Bibliothèque	
50	Bureau	Bruit courant
60	Conversation normale	
70	Pool dactylographie Airbus A320 au décollage à 700 m	
80	Trafic important dans une rue Autobus à 8 m	Très bruyant
90	Poids-lourd à quelques mètres TGV à 300 km/h à 100 m	
100	Atelier de tôlerie	Difficilement supportable
110	Atelier de presse d'emboutissage	
120	Burin pneumatique	
130	Marteau riveur	Insupportable et dangereux
140	Banc d'essai de turboréacteur à 3 m	

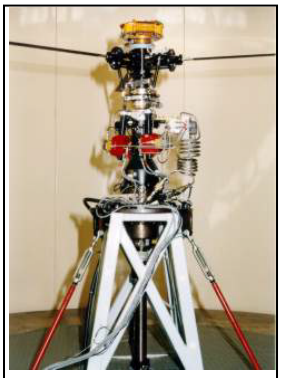
On définit le seuil de la douleur à 120 dB. La figure ci-dessus, nous montre qu'à environ 6 m (rayon du rotor), nous avons près de 110 dB, ce qui est assez important. L'hélicoptère est donc un appareil assez bruyant.

a) Turbine

Les turbines participent activement au bruit total de l'hélicoptère, c'est pourquoi les constructeurs recherchent des moyens de les améliorer dans ce domaine là. Turboméca fait d'ailleurs des recherches en partenariat avec l'ONERA.
Mais le bruit n'est pas seulement su à la turbine, les pales en sont également la cause.

b) Contrôle actif des pales

Lorsqu'une pale entre dans le sillage de la précédente, cela produit un grand bruit. Pour éviter cela, des laboratoires tels que l'ONERA, travaillent sur des formes de pales spéciales. A l'heure actuelle, on développe de plus en plus de simulations numériques pour évaluer le bruit que produira telle ou telle forme de pale.
Par ailleurs, un concept de contrôle actif des pales a été mis au point. Il consiste à modifier la courbure de la pale en rotation afin qu'elle ne rentre pas dans le sillage de la précédente. Ceci a aussi des applications pour la diminution de vibrations : il faut alors parfois faire un compromis entre lutte contre les vibrations et lutte contre le bruit.
Bref, beaucoup de recherches sont faites dans cette voie.



banc d'essai contrôle-actif ONERA (DDSS)

c) Rotor de queue

Le rotor de queue n'est pas oublié. Le système du fenestron, en plus d'être plus efficace, réduit le bruit produit.
Mais c'est le système NOTAR qui est le moins bruyant. Son système de jet d'air, évoquée dans la partie *IV] 2°) a) ε) NOTAR*, a permis à ce système de satisfaire aux exigences de bruit, de deuxième ordre de la ICAO et FAA (lui permettant dans certains cas le survol de villes, interdit aux autres hélicoptères).

5°) Du côté militaire

Non, seulement, comme nous venons de le voir, le bruit une préoccupation importante pour les hélicoptères militaires, mais aussi leur trace sur les radars...
En combat, l'hélicoptère est assez vulnérable étant donné sa faible vitesse. Il vaut donc mieux qu'il ne se fasse pas repérer.
Ce souci n'est pas du celui des appareils du civil, c'est pourquoi les hélicoptères diffèrent de plus en plus entre le militaire et le civil.
Les hélicoptères militaires ont des formes de plus en plus "cassées" pour devenir "furtif" comme l'avion de chasse F117.
Par ailleurs, ils deviennent de plus en plus dotés d'équipement propre aux missions militaires. En effet, prenons l'exemple des gaz chauds évacués par la turbine. Ils représentent une trace pour les détecteurs infrarouge, c'est pourquoi des systèmes de mélange avec de l'air froid sont mis au point. Ceci ne serait d'aucune utilité pour les hélicoptères civils.
L'hélicoptère voit aujourd'hui son avenir se diviser selon son domaine d'utilisation.

6°) Vol en tout temps

L'hélicoptère a aujourd'hui un marché à prendre sur le transport de personnes. Notamment pour faire la liaison après l'avion, à l'aéroport, pour les personnes voyageant en classe affaire. Bien entendu, cela ne représente pas la majorité des personnes prenant l'avion, mais suffira déjà à bien développer la place de l'hélicoptère.
Cela coûte souvent plus cher à un homme d'affaire d'effectuer 2 heures de trajet dans les embouteillages ou un trajet long et fatigant de montagnes, pour quelques minutes d'hélicoptère...
Malheureusement, l'hélicoptère ne peut pas encore voler de tout temps et doit parfois rester au sol alors que le Concorde, lui, a bien transporté les voyageurs à l'aéroport.

BIBLIOGRAPHIE :

Les cours:

- Cours Hélicoptère de M. Achache, B. Guimbal, M.Polychroniadis, S. Germanetti et C. Serr (Eurocopter pour SupAéro)
- Cours Hélicoptère de F.D'Ambra, G.Genoux, M.Lafargue, J.M.Pouradier (Eurocopter pour l'ENSICA)
- Techniques des Hélicoptères (mécanique rotor et installation motrice) M.Legendre (SAE)
- Aérodynamique générale de l'hélicoptère - formules nouvelles J.Renaud (Aérospatiale)
- Cours hélicoptères de B.Masure et M.Polychroniadis (Eurocopter pour l'ENSMA)
- Exercice de Physique (Maths Sup) sur la Troposphère de Mme Teillet (Lycée Michelet VANVES)
- Modèle de l'atmosphère : Dynamique du vol de J-L. Boiffier (SupAéro)
- Cours d'acoustique et réduction de bruit de M. J-C. Kraemer (SupAéro)

Livres et revues techniques:

Basic theory of the helicopter Roger Raletz (Eurocopter)	1990	CEPADUES-Editions ISBN. 2.85428.196.9
Helicopter Technology/ Technologie de l'hélicoptère Jacques Pinard (Bell Helicopter Textron)	1990	TEXTRON Canada LTD
L'hélicoptère : utilisations pratiques P.Lefort et C.Schmitt	1991	Édition CHIRON PARIS ISBN. 2.7027.0446.8
L'hélicoptère : théorie et pratique P.Lefort et J.Hamann	1995	Édition CHIRON PARIS ISBN. 2.7027.0243.0
Pilotage de l'hélicoptère P.Lefort et M.Moullard	1991	Édition CHIRON PARIS ISBN. 2.7027.0382.8.0
Compléments hélicoptère J.Richard	1989	institut aéronautique Jean Mermoz ISBN. 2.86.248.051.7
Brochure AS 350 Écureuil et Écureuil AS 350 B3	1998	EUROCOPTER
Technical description MDExplorer	1999	MD Helicopters
Brochures de Turboméca	1997	Imprimerie Turboméca
Brochure de la société Heliswiss	1998	
Manuel AH-64D LONGBOW	1996	Jane's combat simulations

Sujet de concours des Mines Ponts 1998 filière PSI épreuve SI: étude du comportement d'un hélicoptère.

Les articles:

- "Wired into the future" de Julian Moxon et Giuseppe Picarella - FLIGHT INTERNATIONAL 2-8 sept 1998
- "De plus en plus Hauts" par Richard Nazaretian-Afeian - AVIATION Design.
- "Les hélicos épris de vitesse" par Pierre Grumberg - SCIENCES & AVENIR - janv 92
- "L'hélicoptère monte en ligne" par Danyele-Luce Alet
- "La saga des hélicos d'Aérospatiale." par Jean-Claude Grenier - GEO
- "Secours en montagne" par Marie Chemorin

Les sites Internet:

- http://www.eurocopter.com
- http://www.mdhelicopters.com/
- http://www.bellhelicopter.textron.com
- http://www.sikorsky.com/index.html
- http://www.onera.fr
- http://www.agusta.com/
- http://www.revolutionhelicopter.com/
- http://www.helis.com/
- http://www.rotor.com/
- http://www.copters.com/
- http://www.centuryheli.com/
- http://www.heliswiss.com
- http://www.ths.fr/
- http://www.ultrasport.rotor.com
- http://www.geocities.com/Eureka/4024/milhelicopters.html
- http://heli.com/france.html
- http://bat.ness.fr/~demailly/CV/helico/helico.htm
- http://news.cert.fr/fr/dcsd/PUB/VIGILANT/vigilant.html
- http://lisar.larc.nasa.gov/LISAR/ABSTRACTS/EL-1996-00049.html
- http://www.nmh.net/nmh2/html/sikorheli.html
- http://members.aol.com/phbrax5/pionniers.htm
- http://www.geocities.com/Hollywood/2307/photos.html
- http://www.lucasutica.com/aircraftpto/mdexplor.htm
- http://www.ibcol.rotor.com/md900.htm
- http://www.nrec.com/dd_notar.htm
- http://www.cnc.com
- http://rec.aviation.simulators
- http://www.paris-air-show.com/francais/salon/frame.html
- http://www.seaox.com/ff1/ff1_pix.html
- http://perso.wanadoo.fr/andre.bour/index.htm
- http://perso.wanadoo.fr/g-h-s/Pages/bienvenue.html
- http://carol.wins.uva.nl/~leo/lego/rotor.html
- http://airwolf.cnchost.com/

Merci à tous ces sites pour les informations et photos et à celui de MDHelicopter pour le schéma explicatif du NOTAR.