006/2007
Ex2

République Algérienne Démocratique et populaire

Ministère de l'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique.

Université SAAD Dahleb – Blida
Faculté Des Sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique.

المكتبة

Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique.

Théme :

Mise en marche d'un hélicoptère : ALOUETTE II

Encadré par :
Mr Bentrad hocine

Réalisé par :
Mr Cheriaf Yacine (PROP)
Mr Hamidi Tarek (STRU)

Promotion : 2005-2006

Remerciments

Nos vives remerciements s'adressent à nos parents et à notre cher promoteur Mr BENTRAD Hocine pour son assistance et ses conseils qui nous ont permis de concritiser notre projet, et en particulier à Mr ABADA Omar et Mr MOKHTARI Djamel pour leur aides et leurs soutiens permanant, sans oublier Mr BERGUEL Said et Mr DRIOUECH Mouloud à qui vont nos respects pour leurs disponobilités et leurs aides en matériel, ainsi qu'a toute l'équipe de l'atelier de propulsion et de structure.

On tient à remercier également Mr le directeur technique et toute l'équipe de la compagnie aérienne TASSILI AIRLINES pour leur assistance technique et leurs conseils, en particulier ceux du service hélicoptère : Mr AMROUZ Morad, Kheir Eddine, Lahssen, Hocine, Mahdi.....

Yacine et Tarek.

Dédicace :

Je dédie ce modeste travail à ma tendre épouse Nadia pour sa patience et ses encouragements

A mes très chers parents pour leurs sacrifices et leur présence,

A mes frères adorés,

A ma sœur, son époux et leur petit ange Yaniss,

A mon binôme Yacine ainsi qu'à toute sa famille,

A mes tantes et à tous mes cousins et cousines,

A tous mes amies et en particulier Sofiane, Said et Redouane,

A tous mes collèges ingénieurs.

Et à tous ceux qui méritent mes respects.

Tarek.

Dédicaces

Je dédie ce travail :

A mes parents sans qui je n'aurai jamais pu accomplir tout ce que j'ai accompli durant toute ma vie,

A mes grands mères pour leurs prières,

A mes sœur Nadia, Assia et mon beau frère Zoubir pour leur aide,

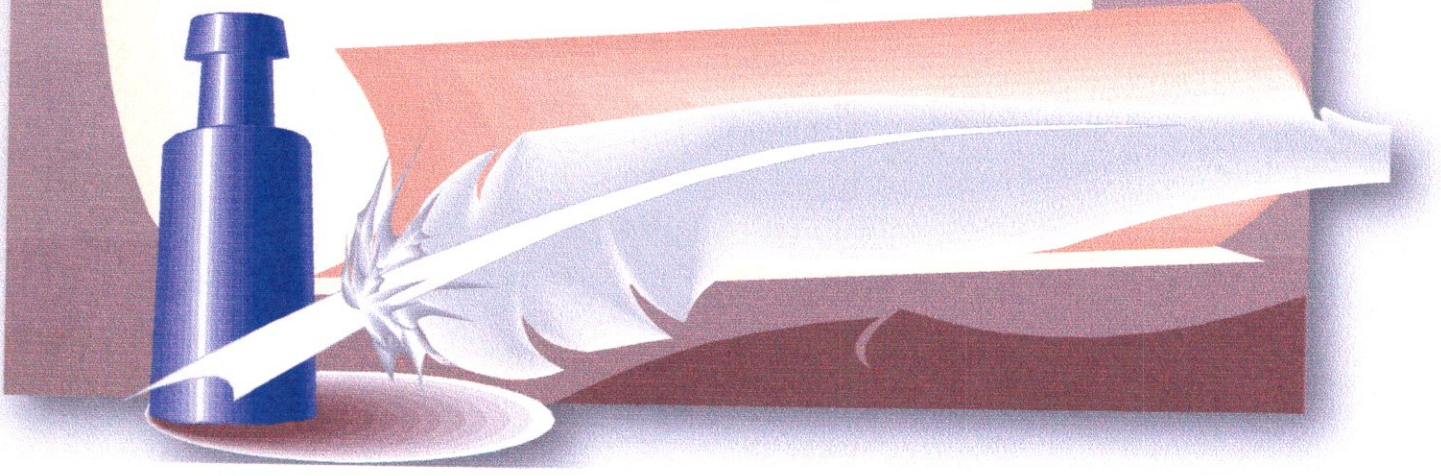
A mes frères Karim et Mohamed ainsi qu'à leurs épouses Hanane et Hanane,

A ma future femme Radia,
A mon binôme Tarek et son épouse Nadia ainsi qu'à toute leurs familles,

Aux petits Manou, Adel, Yanis et Yousra,
A tous mes amis : Amine, Sofiane, Said, Hamdoud, Redouane, Walhiba, Sabah, Asma.....

A tous mes collegues ingénieurs de la promo.

Yacine



Résumé

Le Mémoire décrit les différentes opérations de vérification et d'entretien effectuées pour la mise en route "sol" d'un hélicoptère Alouette II, ainsi qu'une initiation à l'aérodynamique et à la mécanique du rotor. Cette double approche d'ordre théorique et pratique servira de support didactique pour l'étudiant technicien et ingénieur en aéronautique dans le but de se familiariser avec les hélicoptères et d'en savoir plus sur leur fonctionnement et leur exploitation.

Summary

The Report describes the various operations of checking and maintenance carried out for the startup "ground" of a helicopter Alouette II, as well as an initiation with the aerodynamics and the mechanics of the rotor. This double approach of a theoretical and practical nature will be used as didactic support for the student technician and engineer in aeronautics with an aim of familiarizing themselves with the helicopters and of knowing some more about their operation and their exploitation.

ملخص

المذكرة تصف مختلف عمليات التفقد و الصيانة المجرات لتشغيل الطائرة العمودية ALOUETTE II حيث أن التجارب أقيمت على الأرض .كما تحتوى على تمهيدات في علم انسياب و ميكانيك المروحيات. الهدف من هذه الدراسة النظرية و التطبيقية إعانة الطالب التقني و المهندس في علم الطيران, و ذلك بكونها دعم بيداغوجي للتأقلم أكثر مع هذا النوع من الطائرات و معرفة كيفية تشغيلها و استعمالها.

Sommaire

Introduction

Chapitre I : Aérodynamique du rotor du rotor

1. *Généralité* 01
2. *Configuration des Hélicoptères* 03
   - 2.1. *Rotor principal* 03
   - 2.2. *Rotors en tandem* 04
   - 2.3. *Rotors coaxiaux* 04
   - 2.4. *Rotors coaxiaux engrenant* 05
3. *Notions de base* 05
4. *Technologie d'Ensemble* 07
5. *Centre de gravité d'un hélicoptère* 07
6. *Définitions relatives aux profils* 08
7. *Étude de la résultante aérodynamique* 09
8. *La pale* 09
   - 8.1. *Définitions* 09
   - 8.2. *Portance et traînée d'une pale* 10
   - 8.3. *Variation de la vitesse relative le long de la pale* 11
   - 8.4. *Vrillage des pales* 12
   - 8.5. *Contrôle de la portance F_n de la pale* 13
   - 8.6. *Force agissant sur une pale en rotation* 14
9. *Le rotor* 14
   - 9.1. *Définitions relatives au rotor* 14
   - 9.2. *La portance générale du rotor* 15
     - 9.2.1. *Variation de F_N en intensité* 16
     - 9.2.2. *Variation de F_N en direction* 17
10. *Théorie du disque sustentateur (théorie de Froude)* 19
    - 10.1. *Origine du vent induit du rotor* 19
    - 10.2. *Calcul de la poussée en vol vertical* 21
      - 10.2.1. *Généralités* 21
      - 10.2.2. *Vol vertical* 24
      - 10.2.3. *Vol stationnaire* 28
    - 10.3. *Effet de sol* 28

Chapitre II : Mécanique du rotor

1. *Généralités sur le rotor principal* 29
2. *Le moyeu* 29
3. *Le mat rotor* 32
4. *Le plateau cyclique* 33
5. *La Pale du rotor* 33
6. *Origine et rôle des articulations* 35
   - 6.1. *Articulation de battement théorie élémentaire de l'hélico* 36
   - 6.2. *L'articulation de traînée* 38
   - 6.3. *Articulation de pas* 39
   - 6.4. *Liaison K* 40
7. *Rotor anti-couple* 42

8. *Les organes de transmission* 43
9. *Le groupe moteur* 44
10. *Les commandes de vol* 44
11. *Calcul des performances* 46
11.1. Puissance disponible (P_D) 46
11.2. Puissance Nécessaire au vol (P_N) 46
11.2.1. La Puissance induite (P_i) 47
11.2.2. La Puissance de profil (P_p) 48
11.2.3. La Puissance de fuselage (P_f) 49
11.3. Variation de la puissance nécessaire en fonction de la vitesse de translation 50
11.4. Plafonds des hélicoptères 52
11.4.1. Vol stationnaire 53
11.4.2. Vol de translation 53

Chapitre III : Description de l'Alouette II

1. *Historique* 54
2. *Présentation de l'Alouette II* 54
3. *Transmission* 55
3.1. Organes de transmission 55
4. *Groupe turbomoteur* 58
4.1. Installation groupe turbomoteur 58
4.2. Décomposition en sous-ensembles fonctionnels 59
4.3. Commandes du G.T.M. 61
5. *Circuit carburant* 61
5.1. Circuit d'alimentation bougies 62
5.2. Circuit d'alimentation moteur 62
6. *Graissage* 65
6.1. Circuit moteur 65
6.2. Circuit B.T.P 66
7. *Génération hydraulique* 68
7.1. Commandes de vol 68
7.2. Circuit hydraulique 68
8. *Génération électrique* 71
8.1. Généralités 71
8.2. Organes 71
8.3. Moyens de Contrôle 74
8.4. Moyens de protection 74
8.5. Commandes 74

Chapitre IV : Maintenance

1. *Introduction* 75
2. *La maintenance* 75
3. *Type de maintenance* 75
4. *Différents modes d'entretien* 75
5. *Programme d'entretien des cellules* 76
6. *La documentation technique* 77
7. *Utilisation des manuels d'entretiens* 79
8. *Processus d'une révision générale* 80
8.1 Principales opérations d'une révision générale 81
9. *Stockage et déstockage de l'appareil* 82
9.1 Périodicité d'inspection du stockage 82

10. État de constatation 83
11. Objectif à atteindre 85
12. Opérations d'entretiens 86
12.1 Classification des pièces dans le magasin 86
12.2 Nettoyage général de l'appareil 88
12.3 Vérification de l'état interne du moteur 88
12.4 Inspection de l'état de la structure 89
12.5 Vidange et graissage 92
12.6 Nettoyage des filtres et remplacement des cartouches filtrantes 96
12.7 Échange des tuyauteries 98
12.8 Échange de la verrière 100
12.9 Décrassage compresseur 101
12.10 Entretien de la batterie 102
12.11 Utilisation du groupe de parc 103
13. Essais de mise en route 104
14. Recherche de pannes 105
14.1 Vérification du fonctionnement du boitier de démarrage 109
14.2 Vérification du manocontacteur P2 114
14.3 Vérification des éléments du circuit d'allumage 115
15. Maintenance programmée 119
15.1 Visite avant vol 119
15.2 Point fixe de contrôle 121
16. Visualisation des paramètres 123
Conclusion 131
Annexe 132
bibliographie 143

Liste des figures

I.1	*L'Autogire*	*01*
I.2	*le Girodyne*	*01*
I.3	*Le combiné*	*02*
I.4	*Le convertible (Bell Boeing V-22 Osprey)*	*02*
I.5	*Configuration rotor principal (Agusta).*	*03*
I.6	*Configuration rotor en tandem (Boeing Vertol ch-47 chinook).*	*04*
I.7	*Configuration rotors coaxiaux*	*04*
I.8	*Configuration rotor engrenant (KMAX).*	*05*
I.9	*Sustentation de l'hélicoptère.*	*05*
I.10	*Equilibre des forces en vol vertical.*	*06*
I.11	*Equilibre des forces en vol de translation.*	*06*
I.12	*Le centre de gravité de l'hélicoptère.*	*07*
I.13	*Déplacement du centre de gravité*	*08*
I.14	*Angle de pas.*	*08*
I.15	*Angle d'incidence.*	*08*
I.16	*Centre de poussée des profils dissymétriques.*	*09*
I.17	*Résultante aérodynamique à incidence positive.*	*09*
I.18	*Résultante aérodynamique à incidence négative.*	*09*
I.19	*Pale de rotor.*	*10*
I.20	*Portance et traînée d'un profil.*	*10*
I.21	*Resultante aérodynamique*	*10*
I.22	*Portance et traînée d'une pale.*	*11*
I.23	*Variation de la vitesse relative le long d'une pale*	*11*
I.24	*Influence de la vitesse relative sur la portance et la traînée*	*11*
I.25	*Centre de poussée.*	*12*
I.26	*Vrillage des pales*	*12*
I.27	*Distribution de la portance sur une pale vrillée et non vrillée*	*12*
I.28	*Variation de l'incidence.*	*13*
I.29	*Contrôle de l'incidence.*	*13*
I.30	*Force agissant sur une pale en rotation*	*14*
I.31	*Le disque rotor*	*14*
I.32	*Charge du disque rotor.*	*14*
I.33	*Le cône rotor.*	*15*
I.34	*Portance générale*	*15*
I.35	*Orientation de la portance.*	*15*
I.36	*Point d'application*	*16*
I.37	*Variation de la portance F_Z.*	*16*
I.38	*Contrôle de la portance en intensité*	*17*
I.39	*Contrôle de la portance en direction.*	*18*
I.40	*Contrôle de la portance en azimut*	*18*
I.41	*Moment d'inclinaison*	*18*
I.42	*Origine du vent induit.*	*19*
I.43	*Fonctionnement aérodynamique du rotor*	*20*
I.44	*Variation de la pression aux voisinages du rotor.*	*20*
I.45	*Variations des paramètres le long des lignes de courants*	*21*
I.46	*Composition des vitesses*	*23*

I.47	*Vol vertical ascendant.*	25
I.48	*Descente rapide*	26
I.49	*Descente modérée*	26
I.50	*Descente lente*	27
II-1	*Différents types de moyeu rotor.*	30
II-2	*Le Moyeu Rotor.*	31
II-3	*Le Mât rotor*	32
II-4	*Le plateau cyclique*	33
II-5	*Pale du rotor.*	34
II-6	*La répartition des Charges aérodynamiques et moment de flexion sur une pale encastrée, en vol stationnaire.*	35
II-7	*Répartition des vitesses sur les pales d'un rotor en translation.*	36
II-8	*L'articulation de battement.*	36
II-9	*Effet de l'articulation de battement.*	37
II-10	*Origine de l'articulation de traînée*	37
II-11	*Origine de l'articulation de traînée*	38
II-12	*l'articulation de traînée.*	38
II-13	*L'articulation de pas.*	39
II-14	*La liaison K.*	40
II-15	*Autre forme de la liaison K.*	40
II-16	*Différentes articulations sur une pale*	41
II-17	*Rotor articulé*	42
II-18	*Le fenestron.*	43
II-19	*Commandes de vol.*	45
II-20	*Puissance nécessaire.*	47
II-21	*puissance induite.*	47
II-22	*Variation de la puissance induite Pi*	48
II-23	*Variation de la puissance du profil P_p*	49
II-24	*la puissance de fuselage (P_f)*	50
II-25	*variation de la puissance de fuselage P_F*	50
II-26	*variation de la puissance nécessaire*	51
II-27	*La Courbe des puissances.*	51
II-28	*plafond de l'hélicoptère*	52
II-29	*Plafond de l'hélicoptère en vol stationnaire.*	53
II-30	*plafond de l'hélicoptère en vol de translation*	53
III.1	*SE 3130-05 version "Marine". Photo Sud- Aviation*	54
III.2	*Transmission*	57
III.3	*Installation G.T.M.*	58
III.4	*Ensemble fonctionnel G.T.M.*	59
III.5	*Fonctionnement interne du moteur*	60
III.6	*Circuit d'alimentation bougies*	62
III.7	*Circuit carburant*	64
III.8	*Circuit de graissage moteur*	65
III.9	*Circuit de graissage B.T.P.*	66
III.10	*Circuit de graissage général*	67
III.11	*Installation du circuit hydraulique*	70
III.12	*Boitier de démarrage automatique*	72
III.13	*Schéma de principe du boitier*	73
IV.1	*Documentations techniques*	78
IV.2	*Utilisation des manuels*	79
IV.3	*Principales opérations d'une V.G.*	80
IV.4	*Témoins d'huile*	84

IV.5	*Plaque de protection usée*	*84*
IV.6	*Traverse arrière flambée*	*84*
IV.7	*Pales non posées*	*84*
IV.8	*Radiateur d'huile encrassé*	*85*
IV.9	*Commande de vol grippé*	*85*
IV.10	*Tension câble déréglée*	*85*
IV.11	*traces de corrosion*	*85*
IV.12	*classification des pièces de rechange*	*87*
IV.13	*Nettoyage de l'appareil*	*88*
IV.14	*Bouchon magnétique*	*89*
IV.15	*Dispositif de gonflage - valise MECABEL*	*90*
IV.16	*Montage valise MECABEL*	*90*
IV.17	*Indicateurs de pression*	*91*
IV.18	*Ensembles à graisser*	*93*
IV.19	*Graisseurs moyeu rotor principal*	*94*
IV.20	*procédure de graissage*	*94*
IV.21	*vidange*	*95*
IV.22	*localisation des filtres*	*97*
IV.23	*Technique courante*	*98*
IV.24	*Tuyauterie carburant*	*99*
IV.25	*Tuyauterie d'air*	*99*
IV.26	*Tuyauterie d'huile BTP*	*99*
IV.27	*Enlèvement des couvre-joints*	*100*
IV.28	*Enlèvement de la bande*	*100*
IV.29	*opération finale de rechange d'une glace*	*100*
IV.30	*Décrassage compresseur*	*101*
IV.31	*Batterie*	*103*
IV.32	*Le groupe de parc*	*103*
IV.33	*description groupe de parc*	*104*
IV.34	*Simulateur*	*109*
IV.35	*Branchement démarreur*	*109*
IV.36	*Utilisation du simulateur*	*110*
IV.37	*Essai ventilation (simulateur)*	*111*
IV.38	*Essai ventilation (simulateur)*	*113*
IV.39	*plaque amovible (Vue de face)*	*114*
IV.40	*plaque amovible (Vue de derrière)*	*114*
IV.41	*Manocontacteur P2*	*114*
IV.42	*banc d'essai bougie*	*115*
IV.43	*Essai de l'étincelle*	*116*
IV.44	*Essai de pulvérisation*	*116*
IV.45	*bobine d'allumage*	*117*
IV.46	*cône de pulvérisation*	*117*
IV.47	*pulvérisation*	*117*
IV.48	*essai de démarrage*	*118*
IV.49	*vérifications intérieures avant mise en route*	*120*
IV.50	*vérifications extérieures avant mise en route*	*121*
IV.51	*Repères sur les instruments moteur*	*124*

Introduction

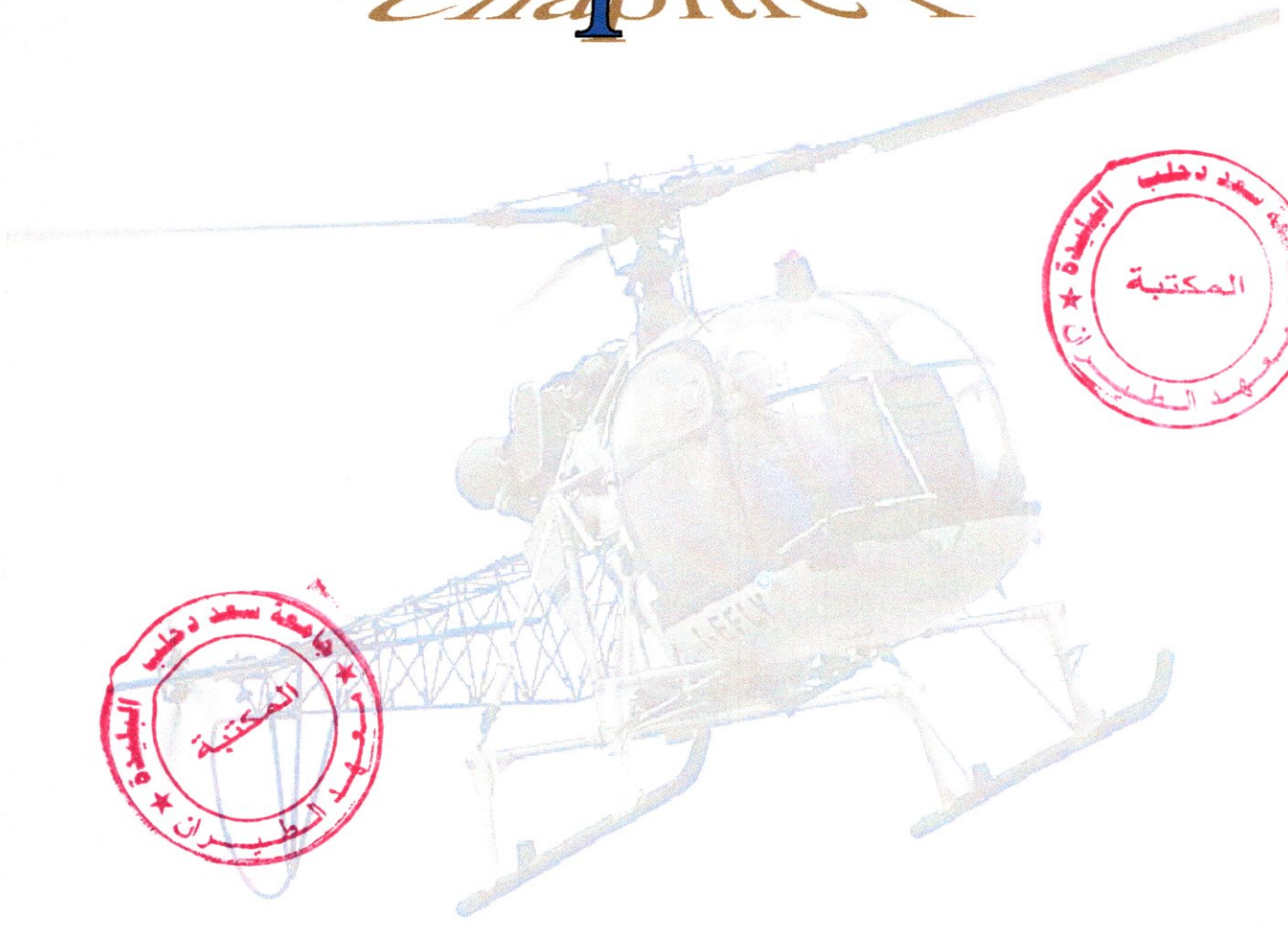
Depuis ses débuts périlleux à nos jours, l'hélicoptère, aéronef à voilure tournante, s'est toujours imposé devant son homologue à voilure fixe et a atteint le stade de l'utilisation pratique dans divers domaines. Les particularités qui font l'intérêt de l'hélicoptère sont sa capacité à décoller et atterrir verticalement, son accès possible aux lieux étroits et la possibilité de se déplacer lentement. Il est donc doué d'une manœuvrabilité adaptée à un certain nombre de situations spécifiques.

Ce travail s'inscrit dans le cadre d'un projet ayant pour but l'étude des phénomènes aérodynamiques avec les conséquences qui en résultent. C'est vraisemblablement la partie théorique de l'hélicoptère la plus délicate à examiner puisqu'elle fait appel à des développements mathématiques prenant une certaine ampleur dés que l'on désire se rapprocher le plus possible des conditions réelles de fonctionnement. Aussi nous nous limiterons à ne donner au lecteur qu'une initiation à la à l'aérodynamique et la mécanique du rotor.

Vu la disponibilité de l'Alouette II, appareil mis à notre disposition par la compagnie aérienne AIR ALGERIE, nous a ramené à l'idée de le remettre en marche et l'entretenir ayant pour objectif de le rendre opérationnel pour une exploitation au sol. Son utilisation a pour vocation d'une par d'illustrer de façon pédagogique le fonctionnement et même le pilotage d'un hélicoptère, d'autre part à illustrer le programme d'entretien ainsi que les techniques utilisées pour sa maintenance.

Le travail effectuer est décomposé principalement en deux parties divisés en quatre chapitres, le premier chapitre concerne l'aérodynamique du rotor et l'étude théorique du fonctionnement d'un rotor d'hélicoptère, le deuxième décrit les solutions mécaniques adoptées, donnant suite aux obstacles générés par l'écoulement d'air à travers le rotor. La deuxième partie comprend le troisième chapitre qui est dédié à la description de l'hélicoptère ALOUETTE II et de ces équipements ainsi que leurs fonctionnements et enfin le quatrième et le dernier chapitre, consacré aux différentes opérations d'entretiens, à la recherches de pannes et les essais effectués pour la mise en marche de l'appareil ainsi que les résultats obtenus.

Chapitre I



جامعة سعد دحلب البليدة
المكتبة
معهد الطيران

جامعة سعد دحلب البليدة
المكتبة
معهد الطيران

Aérodynamique du rotor

1 / Généralités

L'aéronautique est une branche technique englobant essentiellement deux catégories : *l'aviation et la giraviation*. Ces derniers exploitent pour leurs sustentations la résultante aérodynamique qui s'applique à son tour à une surface profilée dite voilure, et qui est convenablement disposée et inclinée.

Tout fois la vitesse de l'écoulement essentiel du phénomène aérodynamique autour du profil est générée par translation ou rotation en giraviation. Autrement dit, les avions assurent leurs sustentation par une aile fixe, et les giravions par un ou plusieurs rotor.

Il y'a essentiellement trois types de giravions ; l'hélicoptère, l'autogire et le girodyne.

L'autogire, *(fig.I-1)* est caractérisé par son rotor indépendant appelé « rotor fou », fixé sur son axe. Le mouvement de rotation du rotor est obtenu grâce au vol de translation de l'appareil assurant ainsi sa sustentation. Ce type de giravion nécessite un lancement spécial lors du décollage assuré par un moyen indépendant du rotor par exemple un turbopropulseur ou bien une hélice entraînée par un moteur classique. Ainsi, l'écoulement de l'air à travers le rotor communiquant l'énergie nécessaire à la création de la portance.

Le girodyne *(fig.I-2)* est un giravion, intermédiaire entre l'hélicoptère et l'autogire ; son rotor n'assure que la sustentation, mais par contre reste toujours entraîné, dans son mouvement de rotation, de la même façon que celui d'un hélicoptère. La propulsion est obtenue, comme sur un autogire, par un turbopropulseur ou bien un moteur entraînant une hélice. Il est à noter que la même source motrice peut entraîner à la fois le rotor et l'organe de propulsion, ce qui ne change d'ailleurs rien à leurs fonctions propres.

Fig. (I.1) : L'Autogire

Fig. (I.2) : le Girodyne

Le giravion restant par définition un mode de locomotion relativement lent (vitesse maximale située aux environs de 350 km/h), il est normale que les ingénieurs se sont préoccupés d'en accroître la vitesse de translation. C'est ainsi qu'est apparu ***le combiné***, *(fig. I-3)* essentiellement constitué d'un giravion complété par des éléments d'aile. Dans un combiné, le rotor n'assure la totalité de la sustentation qu'aux vitesses faibles ou nulles ; en translation, dés que la vitesse atteint une valeur suffisante, l'élément de l'aile supporte une partie de la sustentation. Les traînées du fuselage et de l'aile sont équilibrées par une hélice propulsive, ou éventuellement la poussée d'un turboréacteur.

Fig. (I.3) : Le combiné.

A coté de ces giravions proprement dits, existent bien d'autres appareils aux formes bizarres ; le *Convertible* est né de l'idée que le rotor ressemble à une grande hélice, et à ce titre, pourrait assurer la propulsion de l'appareil si son axe été basculé de 90° vers l'avant. Ainsi le convertible est un appareil essentiellement constitué d'un ou plusieurs rotors à axe vertical pour les manoeuvres de décollage ou d'atterrissage vertical, ces rotors étant capable de basculer vers l'avant pour fonctionner comme hélices en vol de translation. Le point important est sans conteste la réalisation pratique de la phase de transition entre les deux sortes de vol.

Fig.(I.4) : Le convertible (Bell Boeing V-22 Osprey).

En conclusion, sur le développement de ces différentes formules, c'est l'hélicoptère qui à connu le meilleur développement, il est actuellement l'appareil type opérants à décollage et atterrissage vertical.

Un hélicoptère est un aéronef à voilure tournante dont le ou les rotors procurent à eux seuls la propulsion et la sustentation pendant toutes les phases du vol. Chaque rotor dit de sustentation, à axe sensiblement vertical, est une sorte de grande hélice à pas variable, et comporte de deux à huit surfaces aérodynamiques appelées pales, qui servent déplacer l'appareil à la fois dans le plan vertical et dans le plan horizontal.

Comparé aux aéronefs classiques à ailes fixes, l'hélicoptère est d'une conception plus complexe, il est plus onéreux à l'achat et à l'usage, reste relativement lent, possède un rayon d'action réduit et il ne peut pas emporter de très lourdes charges.

Cependant, l'hélicoptère possède un avantage considérable sur l'avion : son aptitude à effectuer un vol stationnaire (maintenir une position en vol) qui lui permet d'atteindre des endroits inaccessibles à son homologue à voilure fixe qui doit presque toujours utiliser une piste. En contrepartie, l'hélicoptère a besoin d'un moteur bien plus puissant afin de le soulever du sol, limitant en cela sa capacité d'emport.

2 / Configuration des Hélicoptères

Il existe donc des hélicoptères de toutes sortes car les applications, le savoir faire et les techniques de construction sont très variables. Dans l'ensemble, la plupart sont des mono-rotors car çà coûte moins cher et c'est assez compact pour être facilement parqué dans un hangar. Dans les petites tailles d'appareils, la motorisation est de type moteur thermique ou moteur à pistons ; dès que l'on dépasse, disons 4 places, on a affaire à des turbomoteurs (moteurs à turbine) souvent doublés pour améliorer la fiabilité.

On trouve aussi des bi-rotors (en général gros et très gros porteurs) notamment en tandem (l'un derrière l'autre), rarement en parallèle sauf s'ils sont engrenés c'est à dire des rotors très rapprochés et inclinés l'un par rapport à l'autre de telle sorte que les pales ne se touchent pas. Certains bi-rotors sont coaxiaux c'est à dire empilés l'un sous l'autre sur deux arbres coaxiaux tournant en sens inverse. Des tri-rotors, c'est plus dur à trouver et çà ressort plus de la soucoupe volante...il y a pourtant eu des tentatives ! Pour les hélicoptères il existe actuellement 4 configurations de rotor :

2.1/ Rotor principal

Cette configuration est la plus répandue. La compensation du couple généré par le rotor principal se fait grâce au rotor anti-couple situé à l'arrière de la machine. Le rotor principal permet la montée et la descente ainsi que la translation (avant/arrière et latéralement). Le rotor anti-couple agit aussi en lacet (rotation du fuselage autour de l'axe du rotor principal) en faisant pivoter le fuselage sur la droite ou sur la gauche, exemple le BELL-206 d'Eurocopter

Fig.(I.5) : configuration rotor principal (Agusta).

2.2/ Rotors en tandem

Configuration le plus souvent réservée aux hélicoptères lourds. Les rotors tournant chacun dans un sens opposé, leur couple est donc réciproquement compensé. La monté et la descente sont assurées par les deux rotors à la fois. Pour les déplacements latéraux les deux rotors s'inclinent en même temps sur le même côté (sens du déplacement).

Fig.(I.6) : configuration rotor en tandem (Boeing Vertol ch-47 chinook).

Pour la commande en lacet l'inclinaison latérale des rotors est inversée entre l'avant et l'arrière selon le sens de rotation choisi par le pilote. Et en ce qui concerne la translation c'est la différence de poussée entre les rotors qui provoque une inclinaison du fuselage dans le sens du vol. Par exemple, si le rotor arrière assure plus de portance, l'appareil va piquer du nez et l'inclinaison vers l'avant des rotors va provoquer un déplacement dans le même sens.

2.3/ Rotors coaxiaux

Comme dans la configuration en tandem chaque rotor tourne dans un sens différent. Par contre ils sont montés l'un au-dessus de l'autre. Le système de commande est plus complexe que tous les autres hélicoptères. Les deux rotors assurent en même temps les fonctions de montée/descente, de translation (avant/arrière) et de déplacement latéral. La commande de lacet est en partie assurée par les dérives (gouvernail) situées à l'arrière et surtout par la différence de portance (de couple) appliquée à chaque rotor. Cette configuration de rotors se retrouve essentiellement sur des machines russes (kamov).

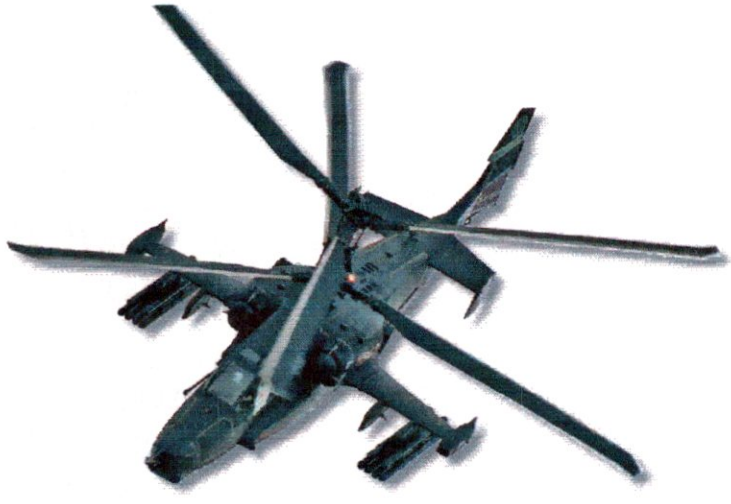


Fig.(I.7) : configuration rotors coaxiaux (KAMOV KA-52).

2.4/ Rotors coaxiaux engrenant

Cette configuration se retrouve surtout sur les hélicoptères Kaman. Comme pour les hélicoptères à rotors en tandem et coaxiaux, chaque rotor tourne dans un sens différent. Les rotors, dans leur plan de rotation très incliné, sont synchronisés par une boîte de transmission commune. Ainsi à aucun moment les pales ne risquent de se percuter. Pour le déplacement latéral et la translation (avant/ arrière) chaque rotor assure la même fonction (inclinaison dans le sens désiré).

Fig.(I.8) : configuration rotor engrenant (KMAX).

Par contre pour le contrôle de lacet l'un des rotors est incliné vers l'avant et l'autre vers l'arrière ce qui provoque la rotation du fuselage. Lorsque le rotor gauche est incliné vers l'avant et que le rotor droit est incliné vers l'arrière, la machine effectue une rotation sur elle-même par la droite. Les dérives situées à l'arrière de la machine participent aussi au contrôle sur l'axe de lacet.

3/ Notions de base

La sustentation des hélicoptères est assurée par le moyen de surfaces profilées appelées voilures. Sur une telle surface profilée, se déplaçant dans l'air à la vitesse U, se développe une poussée aérodynamique vertical F_Z dirigée vers le haut, c'est cette force aérodynamique qui, opposée au poids de l'appareil, permet le vol des plus lourd que l'air.

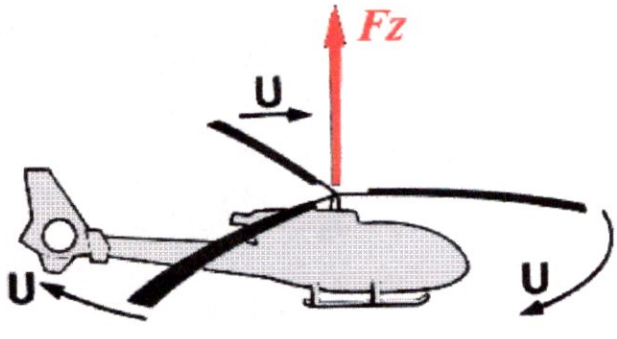


Fig.(I.9) : Sustentation de l'hélicoptère.

La vitesse est donc l'élément essentiel qui, sur un profil engendre des forces aérodynamiques de sustentation. Sur les hélicoptères cette vitesse est obtenue par rotation du rotor qui est entraîné par un moteur. La force F_Z appelée portance rotorique, est perpendiculaire au plan de rotation du rotor.

La voilure tournante permet à l'hélicoptère de voler verticalement (monter et descendre) ou de rester immobile (stationnaire). C'est l'originalité de l'hélicoptère.

- $F_Z = P$ vol stationnaire.
- $F_Z > P$ vol vertical ascendant.
- $F_Z < P$ vol vertical descendant.

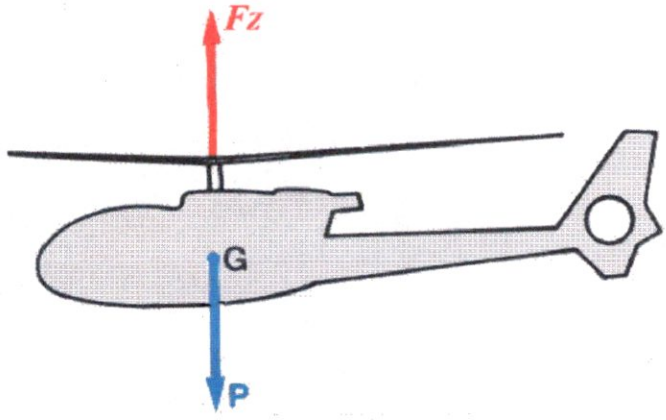


Fig.(I.10) : Equilibre des forces en vol vertical.

Mais le rotor assure aussi la propulsion de l'hélicoptère. Il suffit pour cela, à l'aide d'une commande appropriée d'incliner son plan de rotation. La portance ***Fn*** se décompose alors en 2 forces :

- ***Fs*** : Force de sustentation qui équilibre le poids ***P***.
- T_H : Force de propulsion qui équilibre la traînée de l'appareil ***Fx*** et provoque la translation.

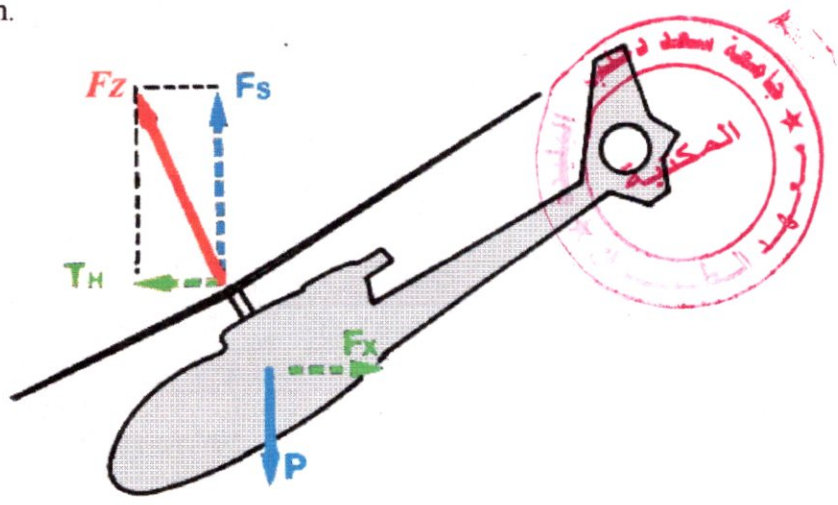


Fig.(I.11) : Equilibre des forces en vol de translation.

4/ Technologie d'Ensemble

Il existe essentiellement deux classes de giravions, caractérisées par Ie mode d'entraînement de leurs rotors : ceux du type mécanique et ceux du type à thermopropulsion.

Les appareils à entraînement mécanique sont ceux dans lesquels le rotor est mis en rotation grâce au couple moteur applique à son arbre. A cet effet, le moteur entraîne l'arbre par l'intermédiaire d'un réducteur et d'un embrayage généralement centrifuge ; il en résulte l'apparition sur le fuselage d'un couple égal et opposé qu'il est nécessaire de compenser au moyen d'un dispositif auxiliaire tel qu'un rotor arrière anti-couple ou bien un deuxième rotor tournant en sens inverse.

Les appareils à entraînement par thermopropulsion sont ceux dans lesquels le rotor est monté "fou" sur son axe, la mise en rotation s'effectuant alors grâce à des dispositifs "à réaction" généralement installés en bout de pales. Dans ce cas, il n'y a pas de couple moteur appliqué sur le fuselage, en dehors de celui, pratiquement négligeable, du aux frottements du rotor sur son arbre : il n'y a donc plus besoin d'utiliser un dispositif anti-couple comme sur un appareil du type mécanique.

5/ Centre de gravité d'un hélicoptère

Le poids total ***P*** de l'appareil appliqué au centre de gravite ***G***, est composé des poids des ensembles et des équipements pesants. La répartition des différentes masses est étudiée de telle manière que ***G*** soit situé à la verticale du centre du rotor.

En effet, le poids total de l'appareil ***(P)*** est la résultante de 2 poids :

- Le poids à vide ***(P1)*** appliqué en ***G1*** ⇔ Poids de l'hélicoptère non chargé.
- La charge ***(P2)*** appliqué en ***G2*** ⇔ Équipage, passagers, fret, carburant ....

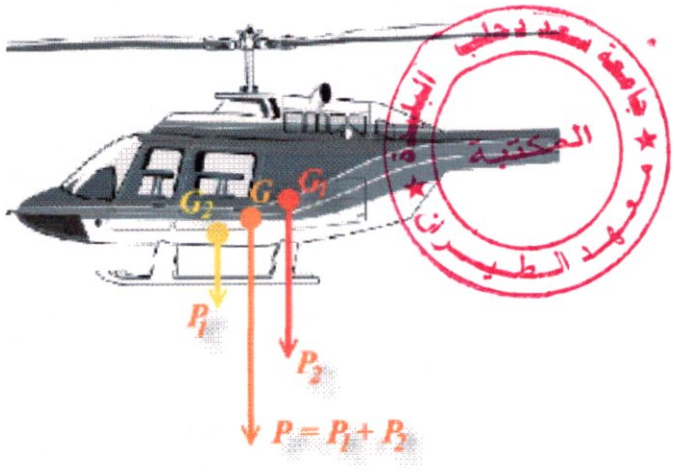


Fig.(I.12) : Le centre de gravité de l'hélicoptère.

- ***P1*** est constant en intensité et position : donc ***G1*** est fixe.
- ***P2*** peut varier en intensité et position : donc ***G2*** est mobile.

La résultante $P = P_1 + P_2$ est appliquée au point G, ce dernier se déplace en fonction de la valeur et de la position de la charge P_2.

D'où la notion de centrage :

Par rapport au centre de gravite moyen G (G étant à la verticale du centre rotor) le poids total de l'appareil peut être appliqué a l'avant (centrage avant) ou a l'arrière (centrage arrière).

Fig. (I.13) : Déplacement du centre de gravité.

Le déplacement du centre de gravite crée en vol un moment au piquer (centrage avant) ou a cabrer (centrage arrière). Ces moments qui inclinent l'appareil vers l'avant ou vers l'arrière sont gênants pour le confort (assiette de l'appareil) et risquent s'ils sont trop importants, d'être dangereux durant le pilotage. C'est pour cette raison, que les constructeurs d'hélicoptères définissent des limites de centrage qu'il ne faut pas dépasser.

6. Définitions relatives aux profils

- ***Angle de pas :***

L'angle de pas ***(θ)*** est l'angle que fait la corde de profil avec un plan de référence fixe. Pour une pale d'hélicoptère ce plan de référence est perpendiculaire à l'axe de rotation du rotor.

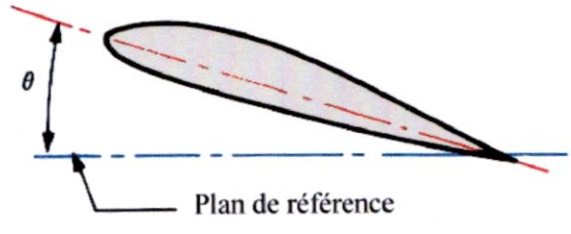


Fig. (I.14) : Angle de pas.

- ***Angle d'incidence*** :

L'angle d'incidence ***(i)*** est l'angle que la corde de profil fait avec la direction du vent relatif.

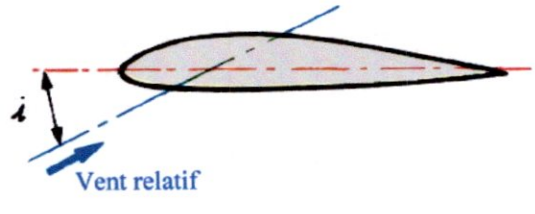


Fig. (I.15) : Angle d'incidence.

- ***Le centre de poussée***

C'est le point ou est appliquée la force résultante aérodynamique F_R. La position du centre de poussée ***(CP)***, par rapport à la profondeur du profil, varie suivant le type de profil et, pour les profils dissymétriques, en fonction de l'angle d'incidence ***(i)***.

Pour des profils symétrique, le centre de poussée est fixe (indépendant de l'angle d'incidence) et est situé a 25 % de la profondeur du profil.

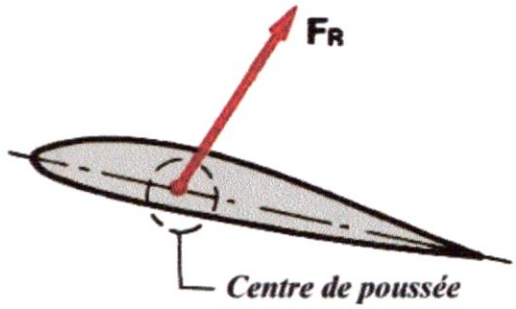


Fig.(I.16) : Centre de poussée des profils dissymétriques.

7/ Étude de la résultante aérodynamique

Nous savons que la résultante aérodynamique F_R, appliquée au centre de poussée ***(CP)***, est inclinée vers l'arrière et dirigée vers le haut lorsque l'angle d'incidence ***(i)*** est positif (C'est-à-dire lorsque le vent relatif V_R attaque le profil du coté de l'intrados).

Si l'angle d'incidence ***i*** est négatif, le phénomène s'inverse : F_R est dirigée vers le bas et le profil est sollicité vers le bas par une force F_Z que l'on peut appeler portance négative.

Si l'angle d'incidence ***i*** est nul, l'écoulement est symétrique (pour un profil symétrique) sur l'extrados et sur l'intrados. Les forces de pression sur l'extrados et l'intrados sont égales et admettent deux résultantes symétriques ***(Fr)***.

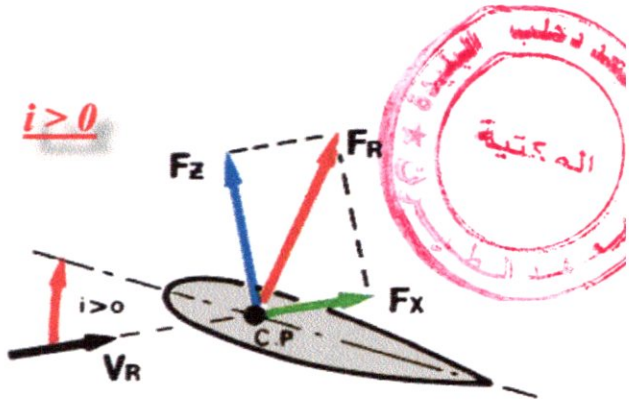


Fig. (I.17) : Résultante aérodynamique à incidence positif.

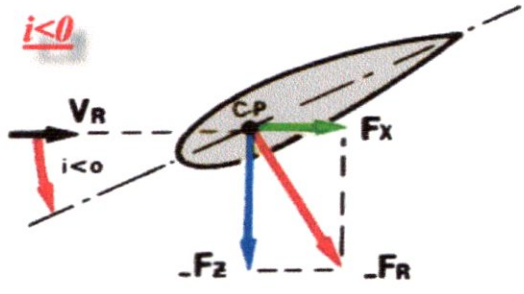


Fig. (I-18) : Résultante aérodynamique à incidence négative.

8/ La pale

8.1/ Définitions

La pale est un dispositif aérodynamique destiné à créer un déplacement des molécules du fluide pour exploiter les différences de pression qui en résultent, associées à d'autres systèmes elles peuvent former une hélice ou un rotor. La forme d'une pale est déterminée en fonction de la vitesse de rotation de l'hélice ou du rotor dont elle fait partie.

Son effet aérodynamique est dû à son profil. Tout comme une voilure d'aéronef, elle a un extrados et un intrados, mais la vitesse de l'écoulement de l'air étant inégale sur son envergure, son profil doit être évolutif dit vrillée.

Au point de rotation de plus faible vitesse (proche de l'arbre d'entraînement), le pied de la pale aura une section pratiquement circulaire. A l'opposé extrême, extrados et intrados se rejoindront pour former deux surfaces parallèles et donc à effet de portance neutre.

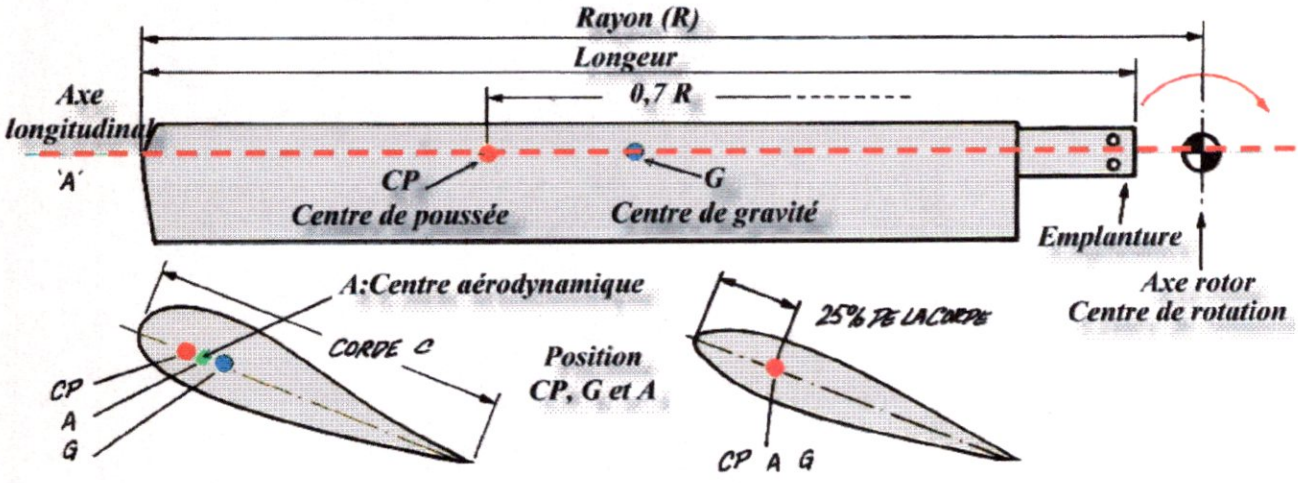


Fig. (I.19) : Pale de rotor.

المكتبة

CP : centre de poussée, ***A*** : centre aérodynamique, ***G*** : centre de gravité.

8.2/ Portance et traînée d'une pale

Considérons un élément de pale (tranche de pale de très faible largeur) situé à la distance ***r*** du centre de rotation ***0***. Le rotor tournant à vitesse constante ω la vitesse circonférentielle de l'élément de pale est : $U = \omega . r$

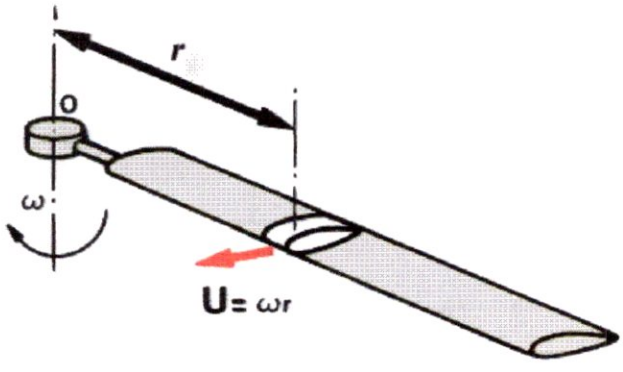


Fig. (I.20) : Portance et traînée d'un profil.

Cela veut dire que l'élément de pale travaille dans un vent relatif de vitesse V_R=U. Pour une incidence donnée ***i***, l'élément de pale est soumis à une force aérodynamique F_R que l'on peut décomposer en une force de portance F_Z perpendiculaire à V_R et une force de traînée F_X parallèle à V_R.

$$F_z = \tfrac{1}{2}\rho . V_R^2 . S . C_Z$$

$$F_X = \tfrac{1}{2}\rho . V_R^2 . S . C_X$$

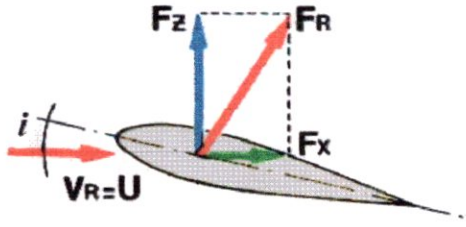


Fig. (I.21) : Resultante aérodynamique.

La résultante des forces élémentaires de portance appliquées à chaque élément de pale est une force F_Z parallèle aux forces élémentaires, égale à leur somme et appliquée au centre de poussée ***(CP)***. de la pale. C'est la portance générale de la pale. De la même manière la résultante des forces élémentaires de traînée est égale leur somme. C'est la traînée générale F_X .

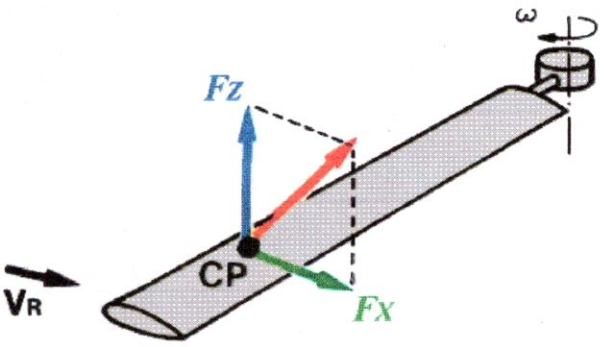


Fig. (I.22) : Portance et traînée d'une pale.

8.3/ Variation de la vitesse relative le long de la pale

De l'emplanture à l'extrémité de la pale, le rayon de rotation ***r*** des éléments de pale croit. La vitesse relatif V_R circonférentielle des éléments de pale croit proportionnellement au rayon :

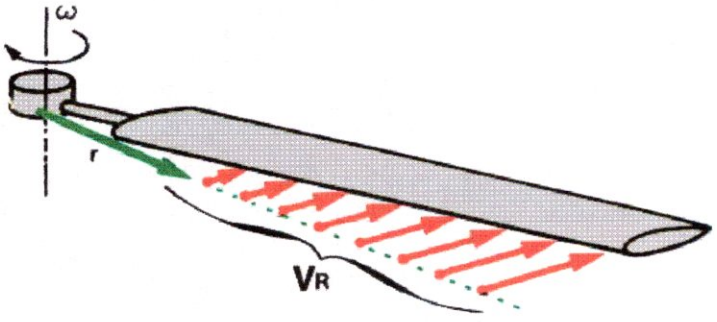


Fig. (I.23) : Variation de la vitesse relative le long d'une pale

L'influence de la vitesse relatif V_R se traduit dirrèctement sur la valeur des forces élémentaires F_X et F_Z, qui augmente de l'emplanture a l'extrémité.

A l'extrémité de la pale se produit une diminution de la portance qui est provoquée par l'écoulement marginal de l'air qui passant de l'intrados à l'extrados et tend à équilibrer les pressions. L'écoulement marginal à l'extrémité de la pale provoque une diminution de portance et une augmentation de traînée.

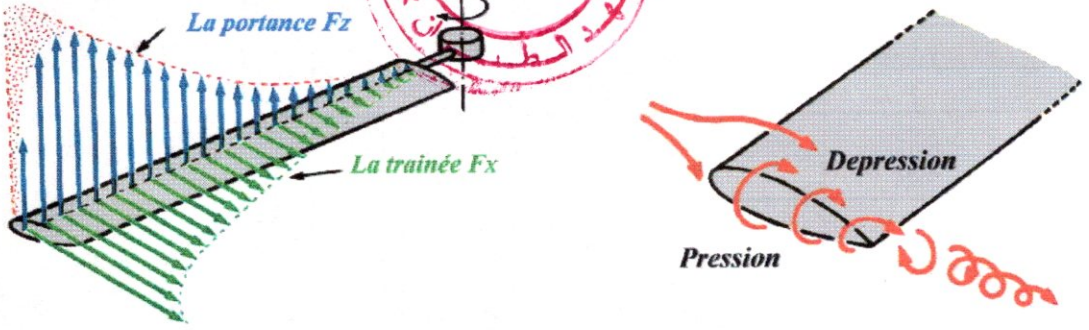


Fig. (I.24) : Influence de la vitesse relative sur la portance et la traînée

8.4/ Vrillage des pales

L'augmentation des forces élémentaires de portance F_Z et de traînée Fx , de l'emplanture à l'extrémité de la pale, fait que le centre de poussée ***(CP)*** est situé non loin de l'extrémité. II en résulte, au niveau de l'emplanture, des moments de flexion $F_Z \times L$ et $F_X \times L$.

Pour mieux répartir les efforts, on compense la variation de la vitesse ***U*** par une variation de l'incidence, d'où la notion de vrillage.

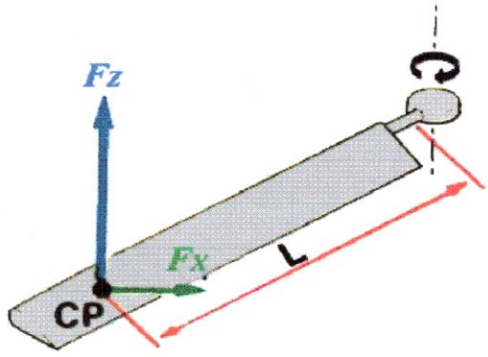


Fig. (I.25) : Centre de poussée.

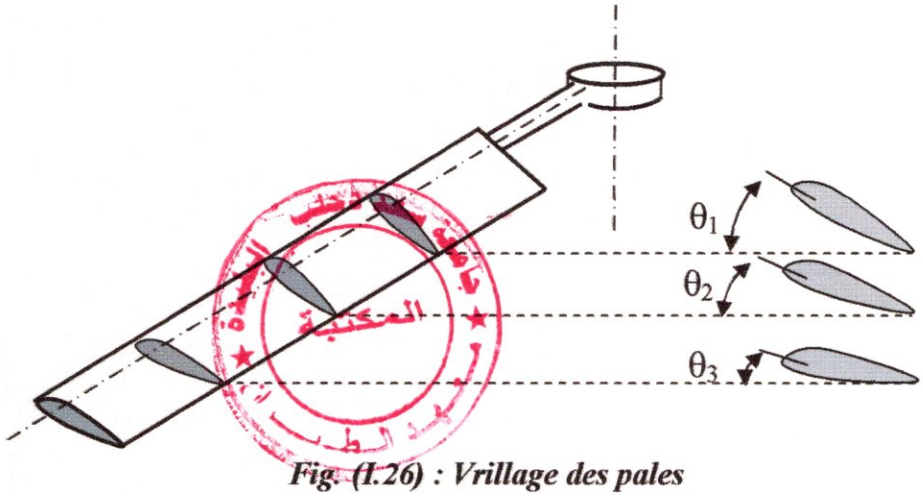


Fig. (I.26) : Vrillage des pales

Les pales sont "tordues" autour de leur axe longitudinal de façon à mieux répartir les efforts et diminuer les moments de flexion. L'angle de pas diminue de l'emplanture à l'extrémité, cette diminution de pas entraîne une diminution progressive de la portance et de la traînée.

Voici l'allure générale comparée de la variation de la portance, en fonction du rayon de rotation r, sur ne pale vrillée et sur une pale non vrillée.

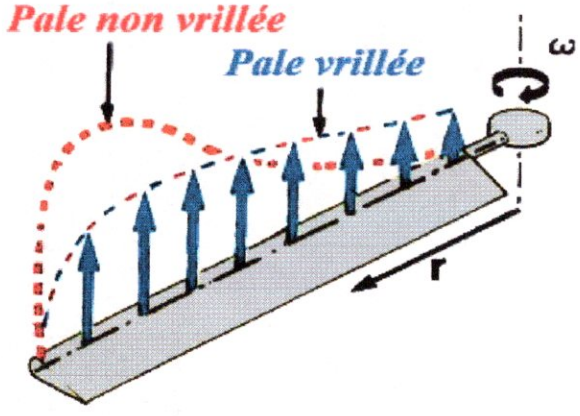


Fig. (I.27) : Distribution de la portance sur une pale vrillée et non vrillée.

8.5/ Contrôle de la portance F_n de la pale

Reprenons l'expression de la portance $F_Z = \frac{1}{2}\rho S V_R^2 C_Z$ on s'aperçoit qu'en vol, il n'existe que deux facteurs permettant de contrôler la portance :

- V_R soit la vitesse circonférentielle de la pale, soit ω la vitesse de rotation du rotor.
- C_Z coefficient de portance qui dépend de l'incidence.

Les autres facteurs dépendent soit de la pression atmosphérique et de la température (ρ) , soit de la surface et du profil de la pale. Or, les rotors d'hélicoptère tournant à vitesse constante, il ne reste qu'un moyen pour contrôler la portance : c'est la variation d'incidence. Rappelons que lorsque l'incidence croit la portance croit.

- ***Contrôle de l'incidence :***

Le contrôle de l'incidence se fait tout simplement, en faisant varier l'angle de pas θ, par rotation de la pale autour de son axe longitudinal. C'est l'articulation de pas *(voir détaille en CHAP III)*. En effet : lorsque l'angle de pas θ varie l'angle d'incidence ***(i)*** varie dans le même sens, d'une même valeur.

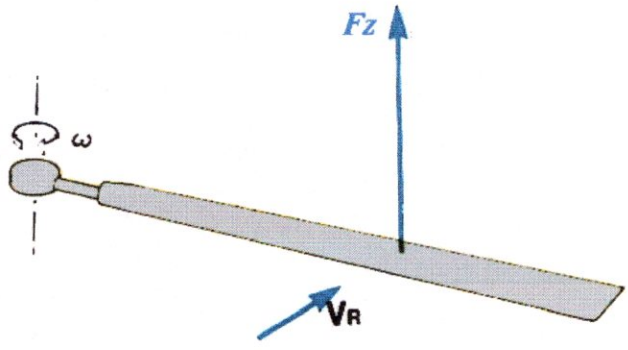


Fig.(I.28) : Variation de l'incidence.

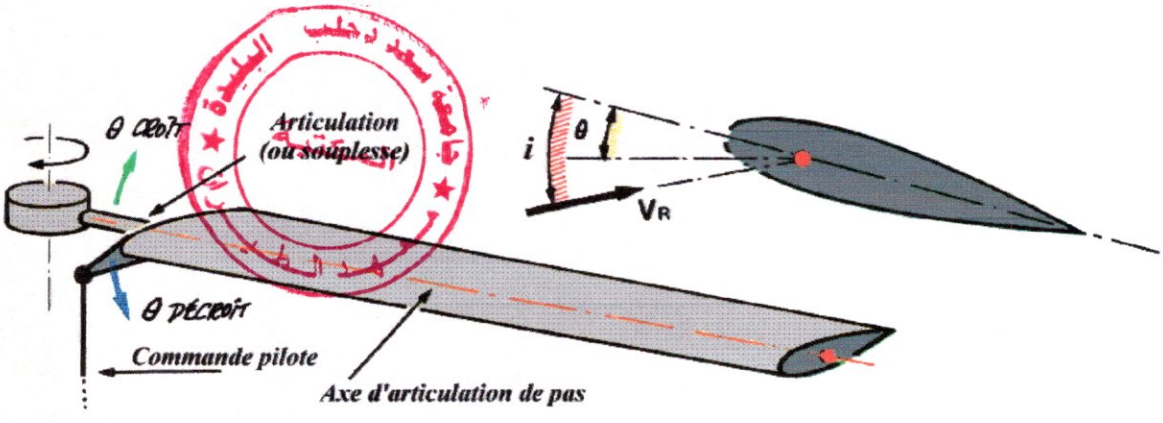


Fig. (I.29) : Contrôle de l'incidence.

8.6/ Force agissant sur une pale en rotation

Une pale est soumise :

- A son poids ***P*** appliqué au centre de gravité ***G***
- A la Force centrifuge ***Fc*** appliquée en ***G***
- A la Portance ***(F_Z)*** appliquée au centre de poussée ***CP***

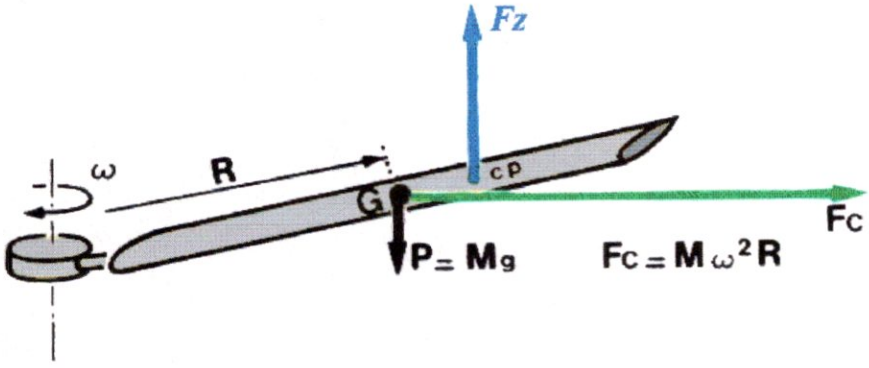


Fig. (I.30) : Force agissant sur une pale en rotation.

Nous verrons plus loin qu'il existe aussi des forces d'inertie alternées (forces de coriolis) qui sollicitent la pale dans son plan de rotation.

9 / Le rotor

Le rotor principal est l'élément composé de plusieurs pales qui par sa rotation permet la sustentation, le pilotage et la propulsion d'un hélicoptère. Il joue à la fois le rôle de l'hélice et de l'aile pour un avion.

9.1 / Définitions relatives au rotor

- Le disque rotor est le cercle décrit par l'extrémitédes pales

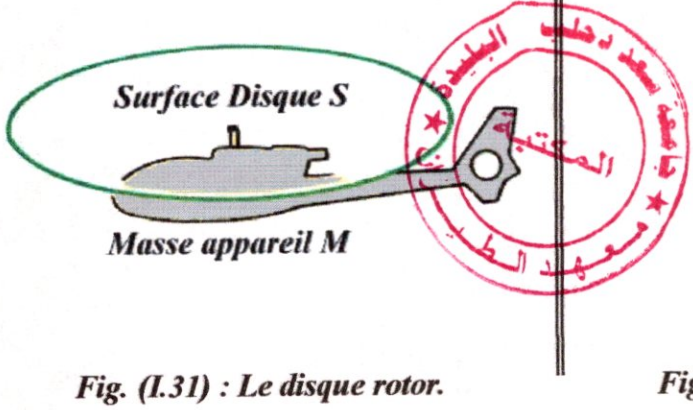


Fig. (I.31) : Le disque rotor.

- La charge du disque est le rapport M/S exprimé en Kg/m2

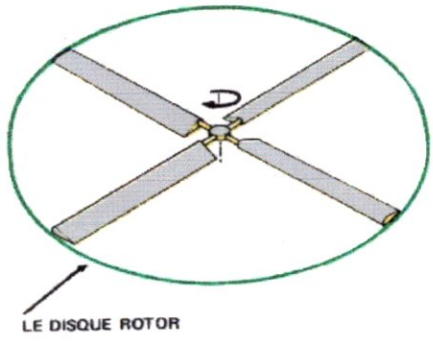


Fig. (I.32) : Charge du disque rotor.

- ***La plénitude (ou solidité)*** σ **:**

Est le rapport de la surface des pales ***(s)*** sur la surface du disque rotor ***(S)*** : $\sigma = \frac{s}{S}$

- ***Le cône rotor*** :

Les pales soumises à la portance et à la force centrifuge décrivent un cône très ouvert : le cône rotor. L'axe du cône s'appelle : l'axe virtuel de rotation

En vol stationnaire (et vent nul) l'axe virtuel rotation est confondue avec l'axe d'entraînement (arbre rotor).

Nous verrons que toute variation cyclique de la portance des pales entraîne un basculement du cône rotor.

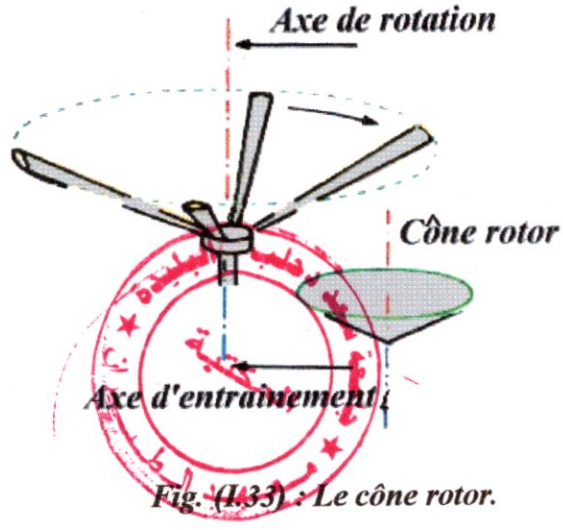


Fig. (I.33) : Le cône rotor.

- ***Plan de référence :***

Plan de référence → ***Plan de rotation*** : il est pérpendiculaire à l'axe virtuel de rotation.

Plan de référence → ***Plan d'entrainement*** : il est perpendiculaire au mat rotor.

9.2 / La portance générale du rotor

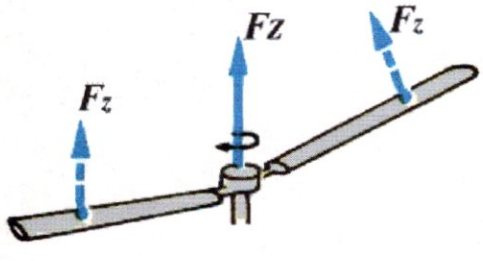


Fig. (I.34) : Portance générale

La portance générale du rotor F_Z est la résultante des portances F_z des pales.

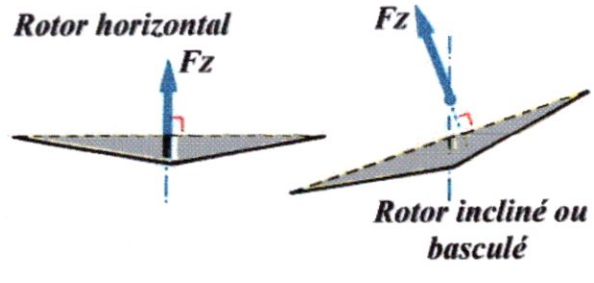


Fig.(I.35) Orientation de la portance.

La portance F_Z est toujours perpendiculaire au plan de rotation du rotor.

La portance F_Z est appliquée en un point virtuel F, appelé foyer situé au dessus du centre de rotation ***0***.

Si le plan de rotation est perpendiculaire à l'axe d'entraînement F_Z est confondue avec cet axe. Sinon, si le plan de rotation est incliné, F_Z coupe l'axe d'entraînement. Le foyer F est situé au point d'intersection.

Pour simplifier l'illustration nous supposerons dans ce qui suit que ***F*** et ***0*** sont con fondus.

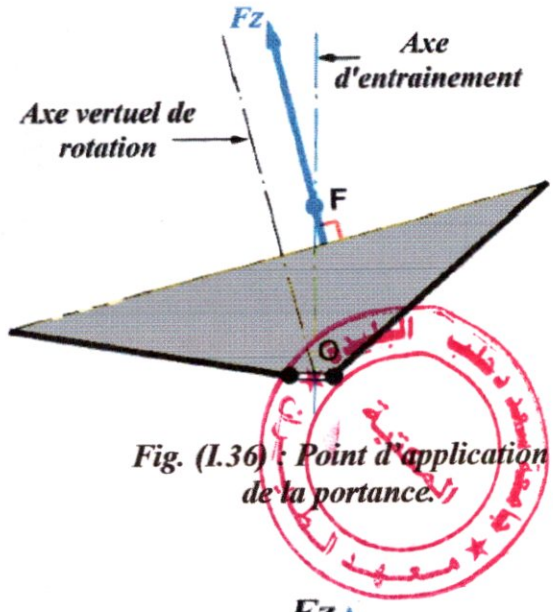


Fig. (I.36) : Point d'application de la portance.

La portance varie suivant l'intensité et la direction comme indiqué sur la figure si dessus :

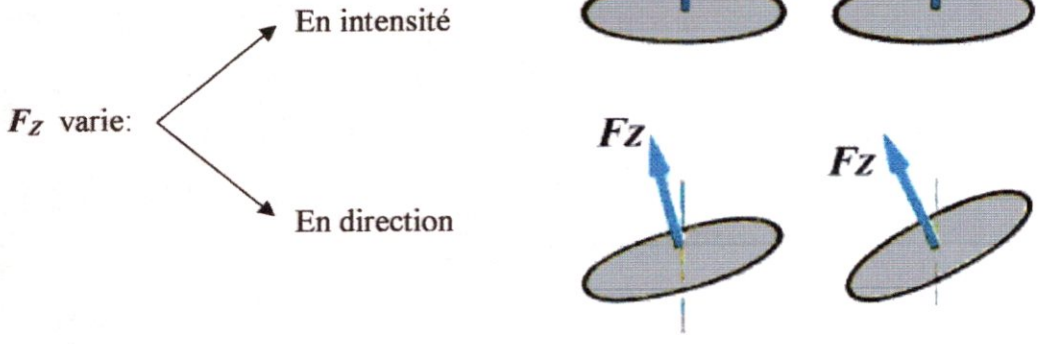


Fig. (I.37) : Variation de la portance F_Z.

9.2.1 / Variation de (F_N) en intensité

F_Z, résultante des portances de pale F_z varie comme ces portances, c'est-à-dire en fonction des termes de l'expression :

$$F_Z = \tfrac{1}{2}\rho S V_R^2 C_Z$$

II est intéressant de considérer (comme nous l'avons déjà fait) les termes variables et les termes constants :

- Les termes variables sont :

  - L'angle d'incidence ***(I)*** (partie de C_Z)
  - La masse volumique de l'air ***(ρ)***
  - La vitesse relative de l'air V_R

- Les termes constants sont :

  - La surface de la pale ***(S)***
  - Le profil et l'état de surface (partie de C_Z)

Seuls les termes variables ayant une influence sur l'intensité de F_Z nous intéressent. Soit i et V_R.

a) Variation de l'incidence

F_Z,varie en fonction de l'angle d'incidence (donc en fonction de l'angle de pas θ). Le pilote peut à l'aide d'une commande faire varier simultanément l'angle de pas de chaque pale, c'est la variation collective du pas (nous en reparlerons en II.10).

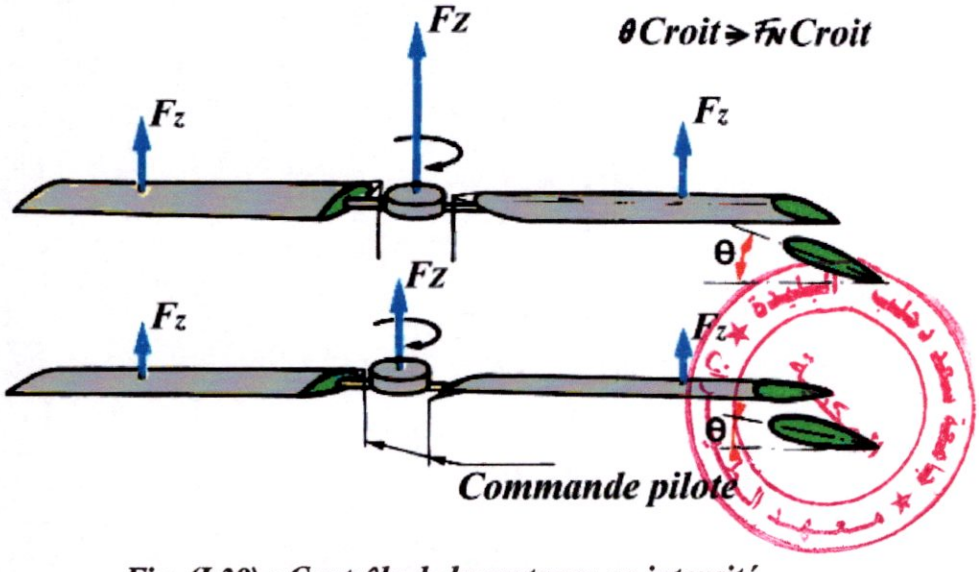


Fig. (I.38) : Contrôle de la portance en intensité

b) Variation de la vitesse relative de l'air V_R

F_Z est proportionnelle à V_R^2 qui, le rotor tournant à vitesse constante, ne dépend que de la vitesse de translation.

Conséquence : F_Z croit légèrement avec la vitesse de translation. Vous verrez plus loin (théorie de Froude) que la diminution de la vitesse induite (V_F) due a la vitesse de translation augmente encore, et d'une manière plus sensible, la valeur de F_Z, pour un angle de pas donné.

9.2.2 / Variation de F_N en direction :

Pour que F_Z varie en direction il faut, puisque F_Z est toujours perpendiculaire au plan rotor, incliner plus ou moins ce plan rotor.

Nous verrons que dans tous les cas l'inclinaison du plan rotor est provoquée par une dissymétrie de portance des pales en fonction de leur azimut.

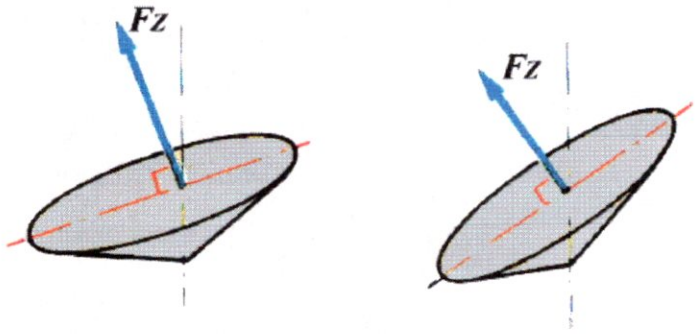


Fig. (I.39) : Contrôle de la portance en direction.

La dissymétrie de portance peut être naturelle ou commandée :

a) La dissymétrie naturelle est due aux variations de vitesse du vent relatif (V_R). Cette dissymétrie, pour le moins gênante, est compensée automatiquement par le battement vertical des pales.

b) La dissymétrie commandée (par le pilote) permet de contrôler l'inclinaison du plan rotor. Le pilote à l'aide dune commande peut faire varier l'angle de pas (donc la portance) des pales en fonction de leur azimut. C'est la variation cyclique du pas que nous vous expliquerons en détail.

Si la pale passant de l'azimut ***A*** à l'azimut ***B***, la portance (F_z) varie, on dit qu'il y a dissymétrie de portance. L'inclinaison du plan rotor entraîne l'inclinaison de F_Z (qui lui reste perpendiculaire).

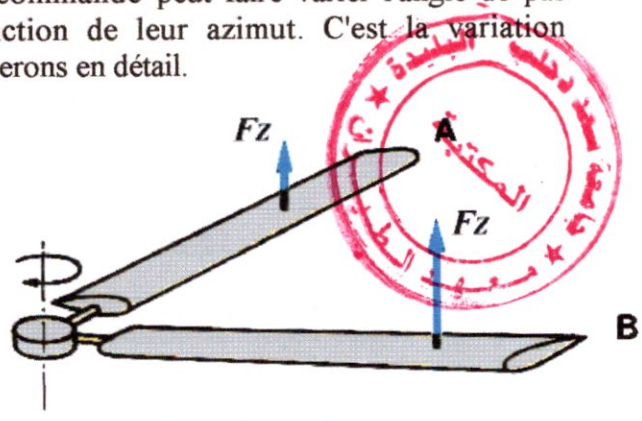


Fig. (I.40) : Contrôle de la portance en azimut.

F_Z peut alors être décomposée en une force verticale de sustentation ***Fs*** qui porte l'appareil est en une force horizontale T_H qui assure la translation.

Remarquez que F_Z crée, par rapport au centre de gravité ***G***, un moment ($d*F_N$) qui tend à incliner l'appareil.

Ici le moment de F_Z va incliner l'hélicoptère vers l'avant. L'inclinaison de l'appareil s'arrête lorsque la droite d'action de F_Z passe par le centre de gravité ***G***.

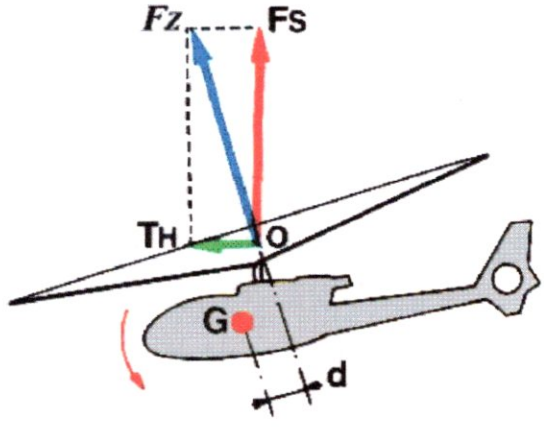


Fig. (I.41) : Moment d'inclinaison de l'appareil.

10/ Théorie du disque sustentateur (théorie de FROUDE)

Le fonctionnement aérodynamique du rotor est relativement complexe et nécessite une étude mathématique poussée : i ne sera expose ici que des notions générales et simplifiées.

10.1/ Origine du vent induit du rotor :

Le phénomène de portance est associé à l'apparition d'une différence de pression entre les deux faces de la pale (dépression à l'extrados, surpression à l'intrados, par rapport à la pression atmosphérique). Si l'on se place en un point quelconque dans le plan du rotor, à la distance ***r*** de l'axe, on constate l'apparition périodique d'une impulsion de pression à chaque passage de pale.

Ainsi, en tout point du disque balayé par le rotor, la suite des impulsions périodiques de pression, à fréquence élevée et toujours de même sens, provoquées par le passage des pales, crée une différence moyenne de pression entraînant une circulation d'air dans le sens vertical. Ce vent circule à vitesse pratiquement constante en régime établi, et toujours de direction opposée à la portance.

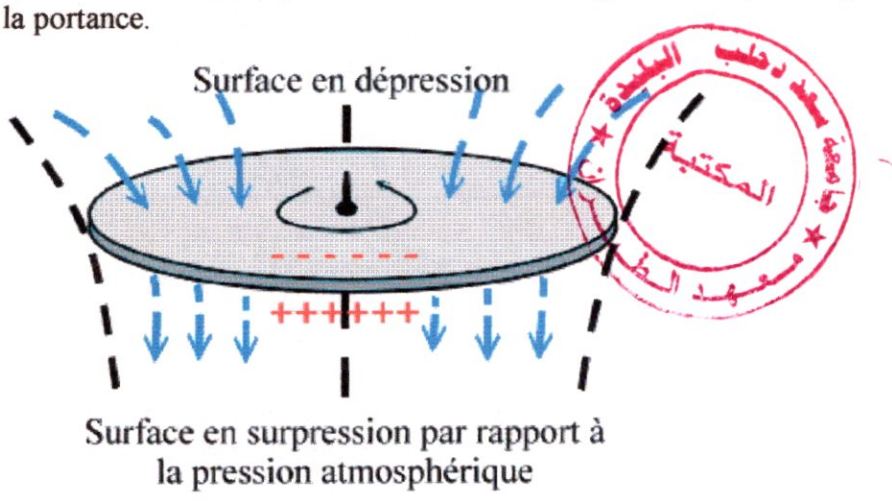


Fig. (I.42) : Origine du vent induit.

Le plan du rotor est globalement le siège d'une sorte de « force aéromotrice » normale au plan, provoquant une circulation de l'air dans le sens vertical, phénomène particulièrement ressenti en vol stationnaire.

Les lignes de flux d'air traversant le rotor présentent une allure qui est représenté sur une coupe contenant l'axe du rotor *(fig.I-43)*

On distingue trois zones particulières ainsi que les vitesses associées, dans l'espace entourant le rotor :

- ***Zone située loin en amont de l'écoulement (vitesse V_0)*** : dans les conditions habituelles de vol et notamment en vol stationnaire, cette zone est située au-dessus du rotor. La pression qui règne est la pression atmosphérique (P_0). La vitesse associée (V_0) est appelée vitesse " à l'infini amont ". Par définition, cette vitesse caractérise l'état de l'air, loin avant son passage à travers le rotor.

Remarque : dans certaines conditions de vol, le sens d'écoulement de l'air à travers le rotor peut s'inverser (du bas vers le haut). Dans ce cas, l'infini amont est situé au-dessous du rotor, la vitesse étant toujours V_0.

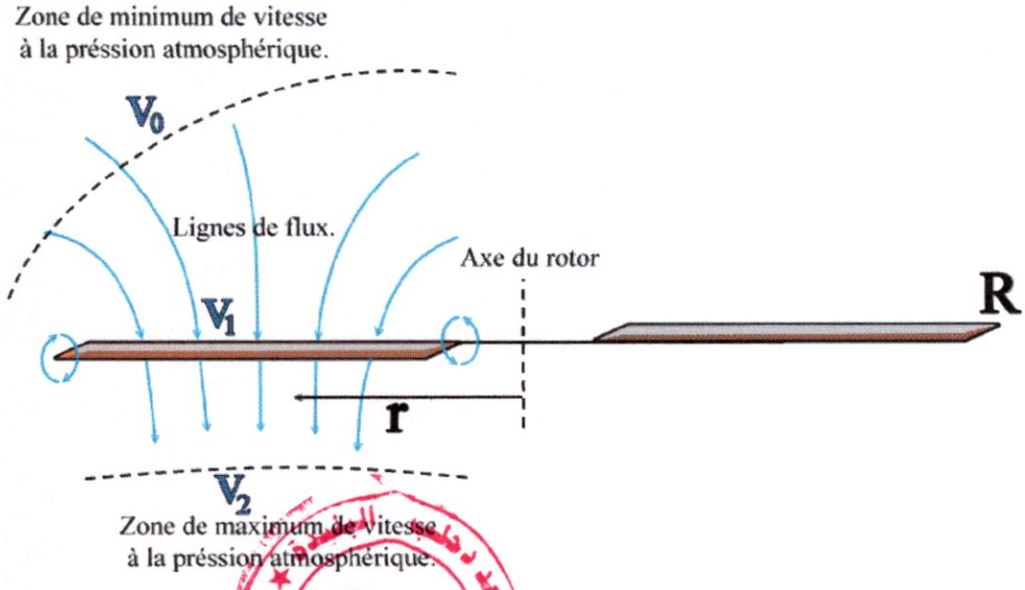


Fig. (I.43) : Fonctionnement aérodynamique du rotor

- ***Plan du rotor*** : la vitesse de l'air est V_1. En vol vertical, V_1 est toujours considérée comme verticale. Due à l'accélération appliquée par le rotor sur les filets d'air, la pression est soumise à des variations importantes. Le plan du rotor constitue ainsi une surface de discontinuité pour la pression, mais non pour la composante verticale de V_1.

La figure si dessus exprime la variation de pression statique P_1 et P'_1 de part et d'autre du disque rotor.

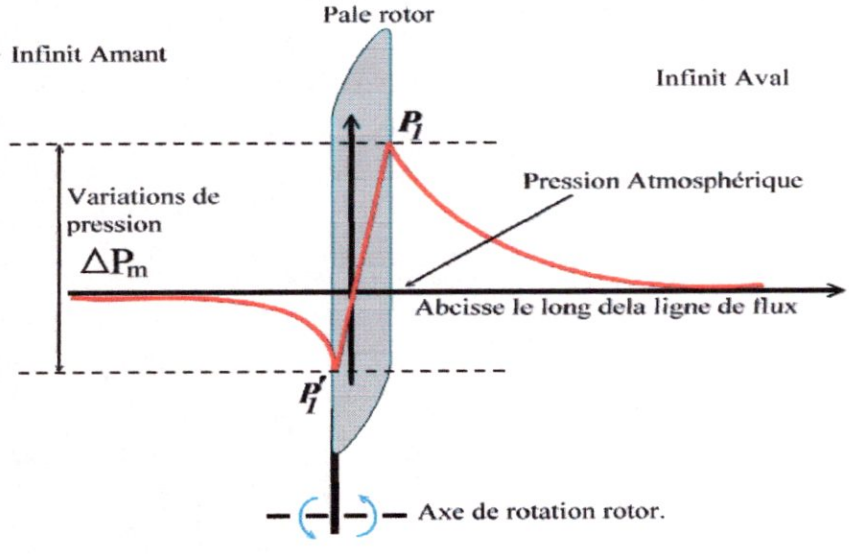


Fig. (I.44) : Variation de la pression aux voisinages du rotor.

- ***Zone située loin en aval de l'écoulement (vitesse V_2) :*** Dans les conditions habituelles de vol, cette zone est située au-dessous du rotor et correspond à la largeur minimum de la veine d'air. La pression qui y règne est à nouveau la pression atmosphérique ***(P_0).*** La vitesse associée ***(V_2)*** est appelée vitesse "à l'infini aval". Par Définition, cette vitesse caractérise l'état de l'air après son passage à travers le rotor. Sa direction est verticale en vol vertical.

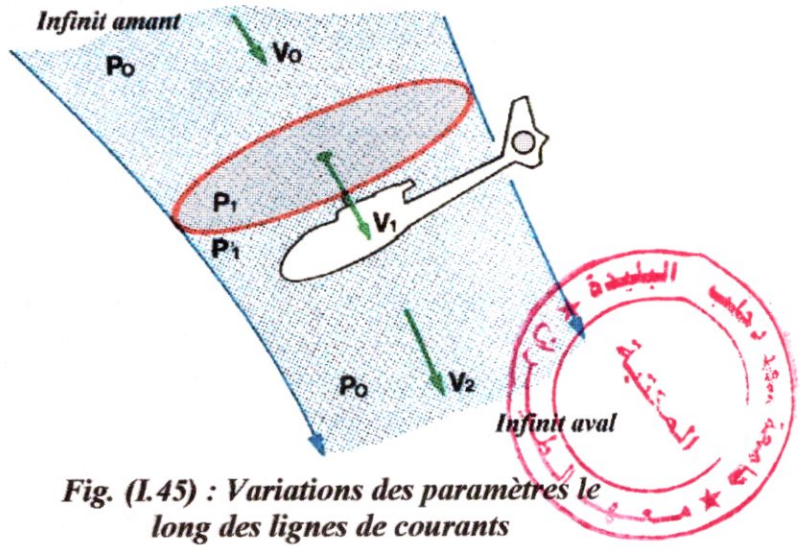


Fig. (I.45) : Variations des paramètres le long des lignes de courants

On note bien qu'au voisinage des extrémités de pale (au rayon minimum et surtout au rayon maximum) où l'air tourne suivant un circuit très court (tourbillon marginal), les notions de vitesse à l'infini amont et aval s'appliquent difficilement. Ce domaine fera l'objet d'une étude particulière.

Les écoulements sont considérés stationnaires et donc les régimes transitoires ou perturbés sont exclus. Ceci entraîne :

- En un point donné de la pale, toutes les grandeurs physiques (vitesse, pression, température ...) sont indépendantes du temps.

- De même, en un point fixe situé en dehors du disque rotor, les grandeurs physiques (vitesse, pression, température ...) sont indépendantes du temps. Il en résulte, en particulier, que la masse ainsi que l'énergie ou la quantité de mouvement totale contenues entre deux sections fixes d'un même tube de flux sont stationnaires. En conséquence le débit massique d'air est invariant à travers toute section d'un même tube.

10.2 / Calcul de la poussée en vol vertical

10.2.1 / Généralités

Le vent V_1 à travers le rotor s'exprime ici par la somme du vent V_0, purement vertical, et du vent induit moyen, c'est à dire le vent de Froude V_F (il n'y a pas de battement).

D'où : $$V_1 = V_0 + V_F \quad \text{.....(I.1)}$$

Remarque

La vitesse de Froude sera notée V_F dans le cas général et V_{Fo} dans le cas du vol stationnaire. Dans le cas particulier du vol stationnaire, on a $V_0 = 0$ et donc $V_1 = V_{Fo}$.

Trois vitesses ont été décrites :

- (V_0) vitesse à l'infini amont, connue à priori d'après les mouvements de l'hélicoptère dans l'atmosphère.
- (V_1) vitesse dans le plan du rotor incluant la vitesse induite (vitesse de Froude) objet du calcul,
- (V_2) vitesse à l'infini aval, vitesse inconnue intervenant dans les équations

En conséquence il faut au moins deux équations reliant ces deux dernières vitesses pour résoudre le système. Des considérations d'énergie et de quantité de mouvement permettent d'établir ces deux relations.

Le disque constitué par le rotor est assimilé à une surface de discontinuité pour les pressions, la poussée qui en résulte est normale au plan du disque et vaut :

$$F_N = (P_1' - P_1)S \quad \text{(I.2)}$$

Glauert a suggéré que le débit à considéré dans le cas le plus général n'était pas celui traversant le disque, mais :

$$Q = \rho S \left|\overrightarrow{V_1}\right| \quad \text{(I.3)}$$

ρ : Est la masse volumique du fluide considéré (l'air ici, avec ρ = 1.225 kg/m^3 dans les conditions normales (15°c, 1013 mbar).

Il n'y a égalité entre ce débit et celui passant à travers le disque que dans le cas du vol stationnaire ou vertical. Ce point de vue a été justifié ultérieurement par la théorie tourbillonnaire et l'expérience.

La poussée F_N du rotor peut alors s'exprimer par application du théorème des quantités de mouvement ; la résultante des forces est égale à la variation de cette quantité de mouvement :

$$\overrightarrow{F_N} = Q\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right) \quad \text{(I.4)}$$

Pour réaliser cette poussée. Il faut fournir à l'air une puissance :

$$P_r = \vec{F}_N . \overrightarrow{V_1} \quad \text{(I.5)}$$

En désignant : $\overrightarrow{V_F} = \overrightarrow{V_1} - \overrightarrow{V_0}$, dénommée vitesse de Froude, on obtient :

$$P_r = \overrightarrow{F_N} . \left(\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_F}\right) \quad \text{(I.6)}$$

Cette puissance peut être exprimée d'une autre façon, par évaluation de l'énergie cinétique fournie à l'air, depuis l'infini amont jusqu'à l'infini aval :

$$P_r = \tfrac{1}{2} Q\left(\overrightarrow{V_2^2} - \overrightarrow{V_0^2}\right)$$
$$P_r = \tfrac{1}{2} Q\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right)\left(\overrightarrow{V_2} + \overrightarrow{V_0}\right) \quad \text{(I.7)}$$

Ou encore, en tenant compte des équations (4) et (3) :

$$\tfrac{1}{2} Q\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right)\left(\overrightarrow{V_2} + \overrightarrow{V_0}\right) = P_r = Q\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right).\overrightarrow{V_1} \quad \text{(I.8)}$$

Soit :

$$\overrightarrow{V_1} = \frac{\overrightarrow{V_2} + \overrightarrow{V_0}}{2} \quad \text{(I.9)}$$

Ce que l'on peut encore écrire :

$$2\overrightarrow{V_1} - \overrightarrow{V_0} = \overrightarrow{V_2} \quad \text{(I.10)}$$

Soit, par définition de $\overrightarrow{V_F}$:

$$\overrightarrow{F_N} = Q\left(2\overrightarrow{V_1} - \overrightarrow{V_0} - \overrightarrow{V_0}\right) = Q\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_0}\right) = 2\,Q\,\overrightarrow{V_F} \quad \text{(I.11)}$$

On peut donc, voir la variation de la vitesse relative de l'air à travers le disque rotor sur la figure suivante :

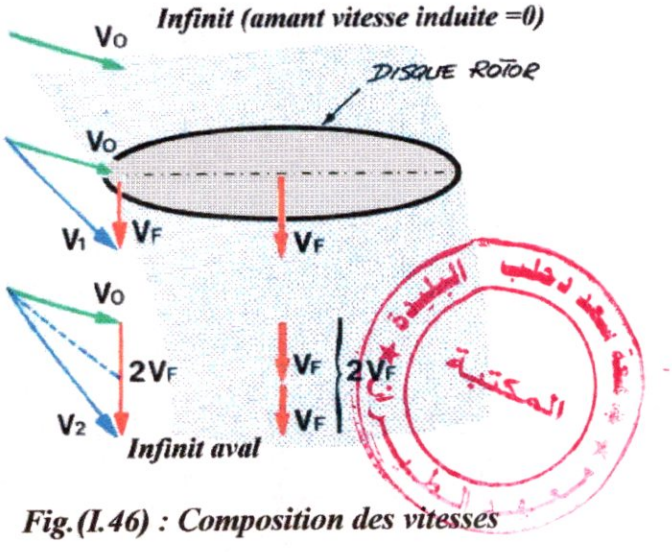


Fig.(I.46) : Composition des vitesses

D'après l'équation (2), il vient :

$$\overrightarrow{F_N} = 2\,\rho\,S\left|\overrightarrow{V_1}\right|.\overrightarrow{V_F} \quad \text{(I.12)}$$

Soit, enfin :

$$\overrightarrow{F_N} = 2\rho S\left|\overrightarrow{V_0} + \overrightarrow{V_F}\right|.\overrightarrow{V_F} \quad \text{.....(I.13)}$$

Cette relation est fondamentale dans la théorie du rotor, et peut être utilisée dans la plupart des cas de vol pour évaluer la puissance théorique à fournir au rotor.

10.2.2 / <u>Vol vertical</u>

Pour le cas du vol vertical, la vitesse des filets d'air à l'infini amont, est alors égale et opposée à la vitesse ascensionnelle V_Z de l'appareil.

En vertu de l'équation (8), il vient :

$$\overrightarrow{V_1} = \frac{\overrightarrow{V_Z} + \overrightarrow{V_0}}{2} \quad \text{.....(I.14)}$$

L'équation de Bernoulli appliquée au filé d'air passant par le centre du disque rotor fournit les relations suivantes :

Entre l'infini amont et le disque rotor :

$$P_0 + \tfrac{1}{2}\rho\overrightarrow{V_Z^2} = P_1 + \tfrac{1}{2}\rho\overrightarrow{V_1^2} \quad \text{.....(I.15)}$$

Entre le disque rotor e l'infini aval :

$$P_1' + \tfrac{1}{2}\rho\overrightarrow{V_Z^2} = P_1 + \tfrac{1}{2}\rho\overrightarrow{V_2^2} \quad \text{.....(I.16)}$$

Soit :

$$P_1' - P_1 = \tfrac{1}{2}\rho\left(\overrightarrow{V_2^2} - \overrightarrow{V_Z^2}\right) \quad \text{.....(I.17)}$$

Il vient alors, pour l'expression générale de la sustentation :

$$\overrightarrow{F_N} = \left(P_1' - P_1\right)S = \tfrac{1}{2}\rho S\left(\overrightarrow{V_2^2} - \overrightarrow{V_Z^2}\right) = \rho S V_1\left(\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_Z}\right) \quad \text{..(I.18)}$$

Sachant que :

$$\overrightarrow{V_2} - \overrightarrow{V_Z} = 2\overrightarrow{V_1} - 2\overrightarrow{V_Z} = 2\overrightarrow{V_F} \quad \text{.....(I.19)}$$

La relation générale de la poussée aura pour expression :

$$\overrightarrow{F_N} = 2\rho S V_F\left(\overrightarrow{V_Z} + \overrightarrow{V_F}\right) \quad \text{.....(I.20)}$$

Laquelle est connue sous le nom de "***Relation fondamentale de la sustentation d'un rotor***".

- ***Vol vertical ascendant***

L'hélicoptère s'élève verticalement à la vitesse ascensionnelle V_Z. V_Z et V_F sont de même sens, la vitesse ascensionnelle s'ajoute à la vitesse de induite

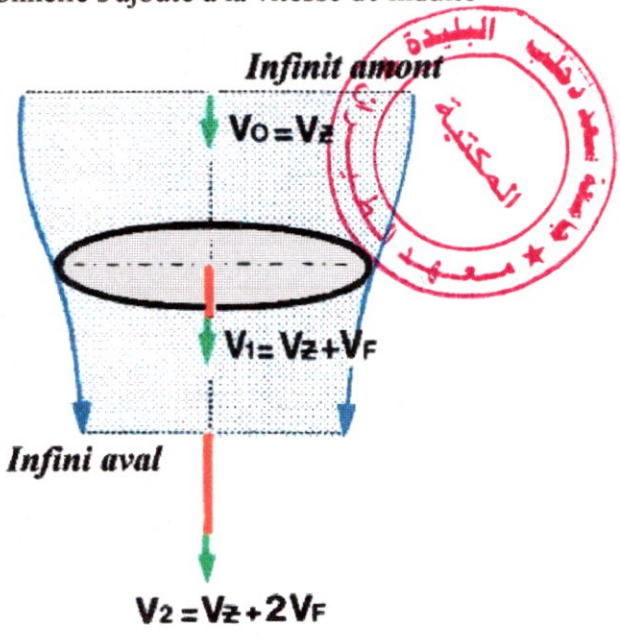


Fig.(I.47) – Vol vertical ascendant.

La relation fondamentale donne, dans ce cas :

$$\frac{F_N}{2\rho S} = V_F\left(V_Z + V_F\right) \quad \text{..... (I.21)}$$

- ***Vol vertical descendant***

Descente rapide : $V_Z > 2\,V_F$

L'hélicoptère descend, donc le flux d'air est inversé et traverse le rotor de bas en haut. À l'infini aval la vitesse V_Z des filets d'air est égale et opposée à la vitesse de descente de l'appareil. La vitesse induite du rotor (V_F) toujours dirigée de haut en bas s'oppose à V_Z.

Conséquence : la vitesse résultante diminue. Au niveau du rotor elle est égale à $V_Z - V_F$ pour atteindre $V_Z - 2V_F$ à l'infini amont. Comme $V_Z > 2V_F$ cette vitesse reste toujours positive c'est à dire toujours dirigée dans le même sens.

Notez que dans ce régime d'écoulement ce sont les filets d'air qui en fournissant de la puissance au rotor l'entraîne en MOULINET.

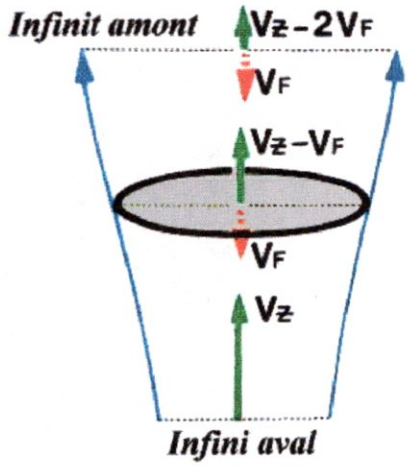


Fig.(I.48) : Descente rapide

***Descente modérée* : $VF > V_Z > 2V_F$**

La descente est dite modérée lorsque la vitesse V_Z à l'infini aval est comprise entre V_F et $2V_F$. Comme dans la descente rapide la vitesse induite V_F se retranche de la vitesse V_Z. Mais, V_Z étant plus petit que $2V_F$ la différence $V_Z - 2V_F$ est négative donc dirigée en sens contraire de V_Z ce qui signifie qu'il se produit une inversion du flux d'air au-dessus du rotor.

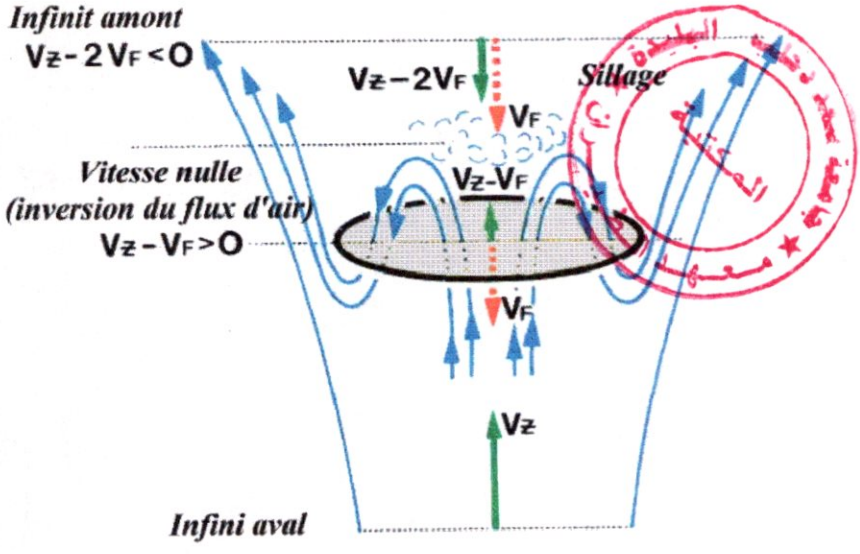


Fig.(I.49) : Descente modérée

La rencontre des flux d'air opposés provoque un sillage. Les filets d'air ayant traversé le rotor dans son centre sont rabattus a la périphérie par le flux descendant $(V_Z - 2V_F)$. L'écoulement aérodynamique est perturbé. Là aussi, comme en descente rapide le rotor est entraîné par les filets d'air, c'est le régime de (Descente en auto-rotation) dont nous parlerons plus loin en détail.

Descente lente : $V_Z < V_F$

Alors que les descentes rapide et modérée sont des régimes non motorisés (la puissance est fournie par le flux d'air et une roue libre intercalée dans la transmission permet au rotor de tourner librement) la descente lente est un régime motorisé, le pilote provoquant et contrôlant la descente de l'hélicoptère par réduction du pas collectif.

Observez la figure de l'écoulement : Comme la vitesse verticale des filets d'air à l'infini aval Vz est inférieure à la vitesse induite V_F l'inversion de vitesse du flux d'air se produit sous le rotor (Puisqu'au niveau du rotor $Vz - V_F < 0$).

Un sillage apparaît sous le rotor et les filets d'air sont rabattus vers le bas. Les filets d'air supérieurs créent une zone tourbillonnaire vers l'extrémité des pales. Pour une vitesse de descente de l'ordre de 2 m/s les flux d'air montant et descendant se rencontrent sur le disque rotor. Les pales tournent dans leur propre remous et l'air forme un anneau tourbillonnaire isolant le rotor qui n'est plus traversé par le flux d'air. Ce phénomène est appelé Etat de vortex.

Cette configuration est dangereuse car le rotor, en zone de décrochage, n'est plus contrôlable. Le pilote peut l'abandonner facilement soit par un départ en translation, soit par une mise en autorotation par réduction du pas collectif (augmentation de V_Z).

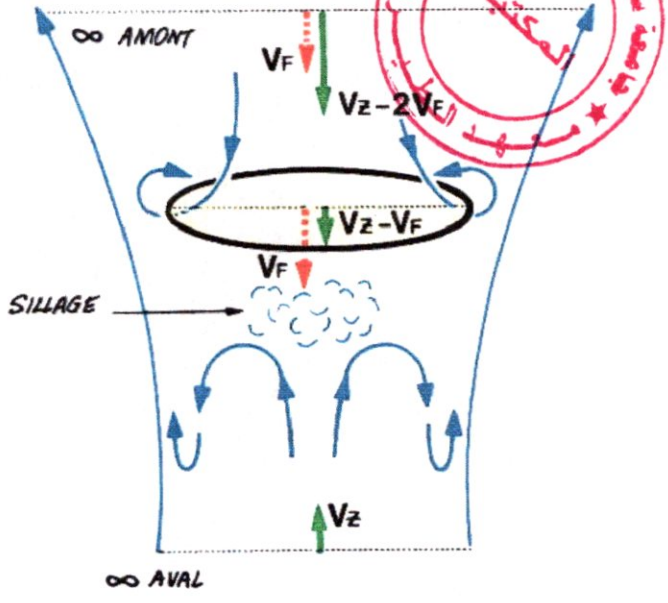


Fig.(I.50) – Descente lente

10.2.3 / Vol stationnaire :

La vitesse V_0 est dans ce cas nulle, la relation fondamentale de la sustentation devient :

$$F_N = 2\rho S V_F^2 \quad \text{.....(I.22)}$$

11/ Effet de sol

Lorsque l'hélicoptère en vol stationnaire se trouve près du sol, les écoulements sous le rotor sont perturbés. En particulier, les écoulements dans la zone des vitesses maximum (V_2) ne correspondent plus au modèle retenu par les calculs : l'air ne s'y écoule plus verticalement et l'équation relative aux quantités de mouvement doit être modifiée.

C'est donc la réflexion vers le haut des filets d'air dirigés vers le bas, qui permettent à l'appareil de se maintenir au voisinage immédiat du sol avec une puissance un peut inférieur à celle qui serait nécessaire loin du sol dans les même conditions de masse volumique de l'air. Le gain est d'environ 10% sur la puissance nécessaire au rotor.

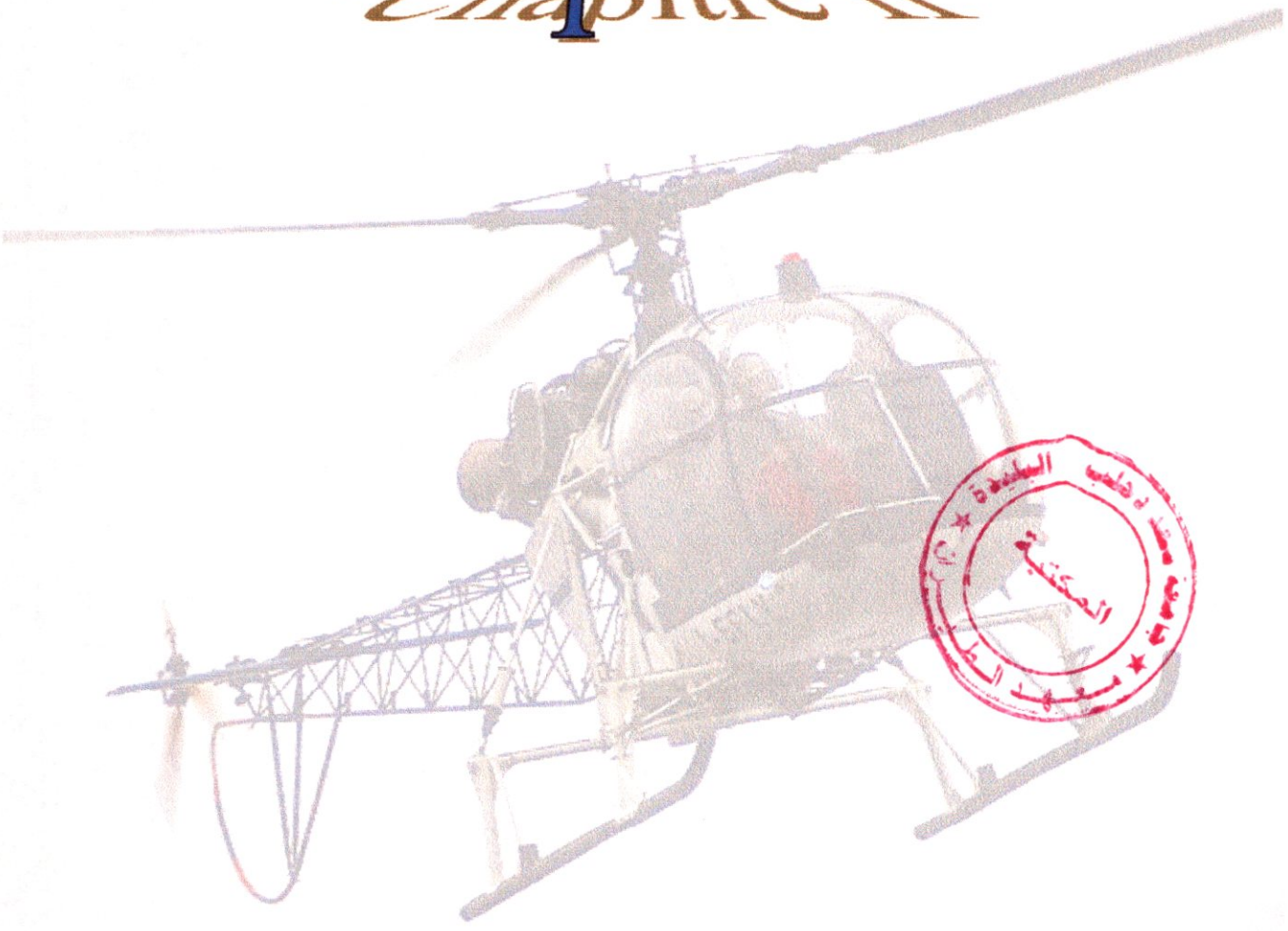
Toutefois, on peut en tenir compte assez simplement en introduisant un coefficient réducteur (ψ) de la vitesse induite (l'effet correspondant est une augmentation de l'angle α au voisinage du sol).

Le coefficient (ψ) est fonction de la hauteur (H) du rotor au dessus du sol. Une valeur couramment adoptée est (Coeffiscient Lefort et Hamann) :

$$\psi = 1 - \frac{1}{2.[1 + (2.H/R)^2]}$$

Remarque : l'effet de sol n'a plus de conséquence si $Z > 2R$.

Chapitre II



Mécanique du rotor

1 / Généralités sur le rotor principal

Le rotor est le constituant principal de l'hélicoptère, car c'est lui qui en assure la sustentation et est à l'origine de sa translation. Le rotor comprend essentiellement :

- Un mât sur le quel sont fixés un moyeu et des pales; sur un hélicoptère mécanique, ce mât reçoit la puissance motrice, généralement transmise par l'intermédiaire d'un réducteur.
- Un moyeu assurant la liaison entre les pales et le mât qui les entraîne en rotation.
- Un certain nombre de pales, qui une fois mises en rotation créent une force aérodynamique dont l'orientation détermine une force sustentatrice et une force propulsive.

Le montage des pales sur le moyeu se fait par l'intermédiaire d'articulation multiples, soit réelles matérialisées par un axe soit fictives matérialisées par une zone de souplesse.

Par conséquent, les pales seront animées d'un mouvement autour de leurs articulations au cour de leur rotation, et ce chapitre "mécanique du rotor" a pour objet l'étude des mouvements des pales avec les conséquences qui en résultent. C'est vraisemblablement la partie théorique de l'hélicoptère la plus délicate à examiner puisqu'elle fait appel à des développements mathématiques prenant une certaine ampleur dés que l'on désire se rapprocher le plus possible des conditions réelles de fonctionnement. Aussi nous nous limiterons à ne donner au lecteur qu'une initiation à la mécanique du rotor.

La disposition la plus fréquente est celle du mono-rotor avec hélice arrière anti-couple, Le rotor principale est constitué principalement du moyeu, le mât, le plateau cyclique et des pales.

2 / Le moyeu

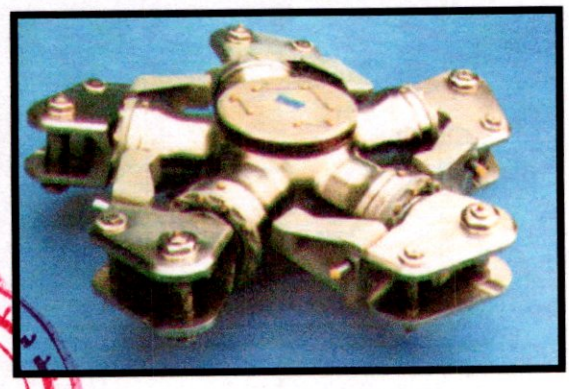
L'expression "moyeu rotor principal", ou ***M.R.P.***, correspond au moyeu du rotor proprement dit, par opposition au "moyeu rotor arrière" de l'hélice anti-couple.

La puissance nécessaire à l'évolution de l'hélicoptère est transmise au moyeu rotor principal à partir de la boite de transmission principale par l'intermédiaire d'un arbre rotor auteur duquel se trouve généralement placé l'ensemble du plateau cyclique.

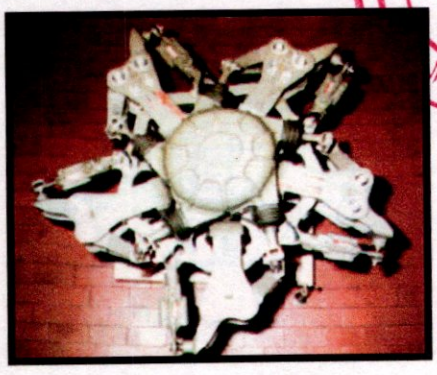
Le corps de moyeu est en forme d'étoile à plusieurs branches, dont le nombre varie selon nécessité, sa liaison avec le mât est assurée par des cannelures. La liaison correspondante permet d'assurer le passage du couple ainsi que la sustentation, tout en subissant les moments de basculement imposés à l'appareil. Il y a actuellement trois classes de moyeu :

- Moyeux articulés (classiques).
- Moyeux flexibles STARFLEX.
- Moyeux rigides

Moyeu Articulé.



Moyeu Rigide.



Moyeu Flexible en composite

Moyeu Flexible STARFLEX

Fig. (II-1) : Différents types de moyeu rotor.

On y trouve les trois types connus d'articulation :

- L'articulation de battement qui définit la puissance de commande.
- L'articulation de traînée qui permet de réduire les efforts dans la pale et d'adapter la fréquence propre en traînée de la pale.
- L'articulation d'incidence qui permet la commande en pas de la pale et le pilotage de l'appareil.

La figure (II-2) représente le moyeu rotor principal quadriples du SA 330 puma. Sont principe de fonctionnement est le suivant :

Le plateau tournant (4) est relié à quatre bielles (7) de servocommande qui commandent son déplacement, le nombre de bielle suit le nombre de pales :

- Verticalement lorsque les trois servocommandes agissent simultanément et de la même valeur de déplacement ;
- incliné lorsque les trois servocommandes n'agissent pas de la même valeur.

Le premier mouvement est commandé par le levier de pas général, le deuxième mouvement est commandé par le levier de pas cyclique, tous deux placés au poste de pilotage.

1- Manchon
2- Amortisseurs de traînée.
3- Corps moyeu.
4- Plateau tournant.
5- Plateau fixe.
6- Réservoir d'huile hydraulique pour amortisseur de traînée.
7- Biellettes de pas
8- Carter conique.
9- Compas
10- Articulation de battement.
11- Articulation de traînée
12- Fusée

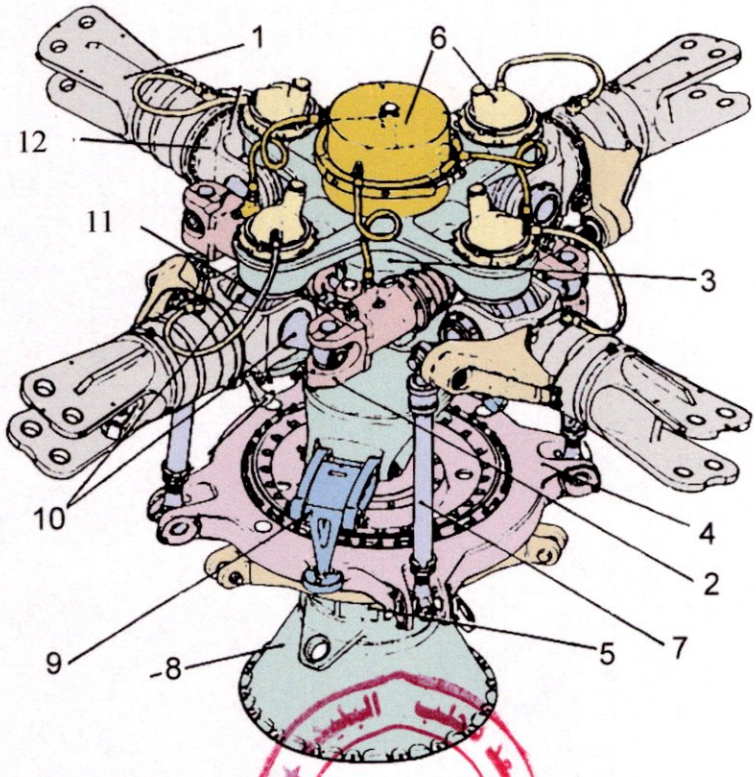


Fig. (II-2) : Le Moyeu Rotor.

Le plateau inférieur (5) dit non tournant ou fixe, est guidé dans son déplacement vertical par une rotule qui coulisse sur un guide. Ce plateau peut donc prendre toutes les positions en hauteur et peut s'incliner dans toutes les directions par roulage sur la rotule.

La rotation du plateau tournant par rapport au plateau fixe et son encastrement sur ce dernier sont réalisés par deux roulements à contact oblique monté sans jeu ; le mouvement de ce plateau, en dehors de sa rotation, est commandé par le précédent.

Ce moyeu est composé d'un corps moyeu (3) constitué d'une pièce d'acier portant quatre couples d'oreilles, lesquelles deux à deux constituent les articulations de battement.

Chacune de ces articulations montées sur roulement à aiguilles permet à une fusée (14) une oscillation dans un plan vertical. Cette fusée port deux manetons qui s'articulent ainsi sur le corps de moyeu et qui se raccordent à un fut central cylindrique orienté suivant l'axe d'une pale. Ce fut constitue l'arbre de l'articulation d'incidence des pales.

En effet, un manchon (1) oscille sur ce fut suivant son axe commandé par un levier qui reçoit les ordres du pilote par l'intermédiaire des biellettes (7).

L'extrémité du manchon (1) porte une chape destinée à recevoir la pale articulée suivant un axe. On trouve en plus, sur ce moyeu des réservoirs d'huile (6) pour le graissage des amortisseurs de traînée (2). Enfin le corps de moyeu est intégré à l'arbre rotor.

3 / *Le mat rotor*

Élément intermédiaire entre la boite de transmission principale (B.T.P) et le moyeu rotor principal (M.R.P), le mât à la double fonction de transmettre le mouvement et de permettre la commande des pales grâce aux plateaux cycliques.

La puissance nécessaire à l'évolution de l'hélicoptère est transmise au moyeu rotor principal à partir de la boite de transmission principale par l'intermédiaire d'un arbre rotor auteur duquel se trouve généralement placé l'ensemble du plateau cyclique.

Un épaulement permet de maintenir longitudinalement l'arbre en butée sur deux roulements à rouleaux coniques, qui à leurs tours supportent les efforts provenant du rotor, ces efforts sont dus à la sustentation et à la masse que représente l'ensemble moyeu et pales.

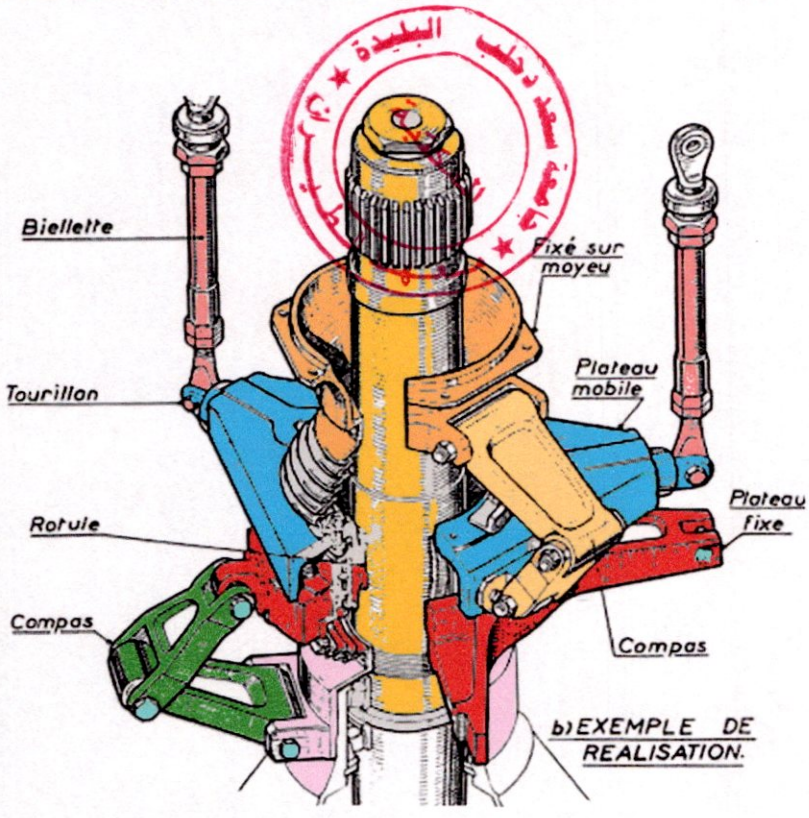


Fig.(II-3) : Le Mât rotor.

4 / Le plateau cyclique :

Le plateau cyclique à deux rôles primaires :

- *La commande collective* soulève le plateau entier oscillant comme unité. Ceci a l'effet de changer le lancement des deux pales simultanément. Faire ceci augmente ou diminue la sustentation que le rotor principal fournit à l'appareil, permettant à celui ci de gagner ou perdre l'altitude.

- *La commande cyclique* pousse un côté du plateau oscillant vers le haut ou en bas. Ceci a l'effet de changer le lancement des pales inégalement selon où ils sont dans la rotation. Le résultat de la commande cyclique est que les pales du rotor ont un plus grand angle d'attaque (et donc plus sustentation) d'un côté de l'hélicoptère et un d'angle d'attaque réduit (et moins de sustentation) du côté opposé.

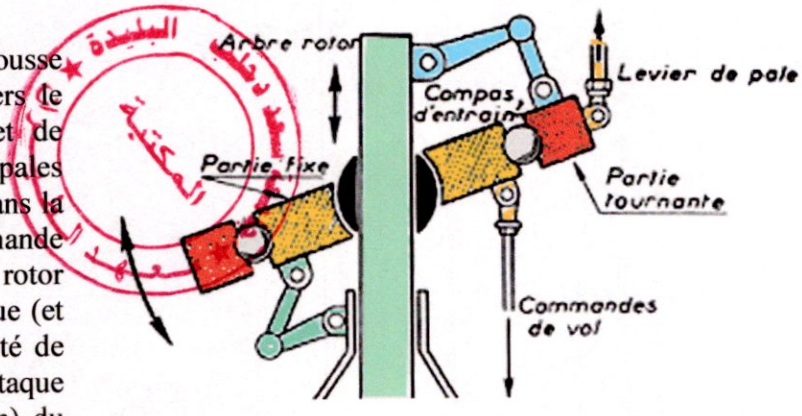


Fig. (2-4) : Le plateau cyclique.

5 / La Pale du rotor

Un rotor comprend, suivant le cas de 2 à 8 pales, l'augmentation du nombre des pales correspondant le plus souvent aux appareils fortement chargés.

Les pales, soumises en permanence à des efforts de flexion alternée, doivent être de construction très soignée, pour des raisons de facilité de construction, les pales ont souvent un profil symétrique, cette solution étant alors un compromis entre de bonnes qualités aérodynamiques et mécaniques. Elle est composé de :

- Un longeron.
- Un revêtement.
- Un remplissage.

Il n'existe pas une technologie type et idéale, de sorte que chaque constructeur adapte la structure d'une pale à ses moyens industriels ; ainsi, les coûts de production et d'utilisation sont pratiquement indépendants des exigences des raideur et de charges à transmettre.

La pale est dite homogène si tous les composants sont élaborés à partir d'un même matériau. Les pales peuvent être métallique qui ont succédé aux premières pales en bois. Elles sont généralement en alliage léger, bien que l'acier et le titane aient aussi été utilisées.

L'utilisation des matériaux composites pour la fabrication des pales est en plus en plus prédominante, vue qu'elles offrent beaucoup d'avantages, leurs conséquence immédiate est que compte tenu des charges appliquées et des contraintes qui en résultent, une durée de vie pratiquement infinie (environ 20000 heures ou plus), et une maintenance facile et possibilité de réparation. La figure suivante représente quelques types de pales métalliques et en composites.

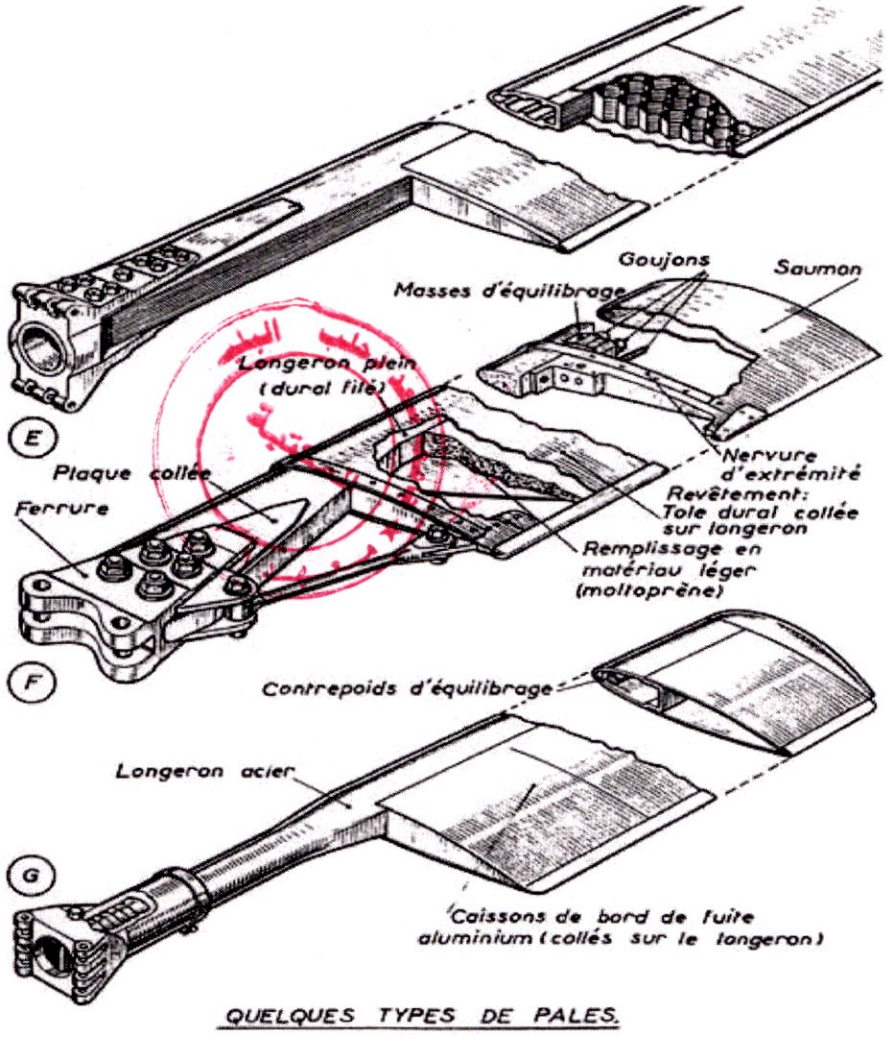


Fig. (II-5) : Pale du rotor.

D'une façon générale, on distingue deux technologies différentes :

- Pale constituée d'un longeron et d'un caisson de torsion matérialisé par un revêtement enveloppant.
- Pale constituée d'un longeron et de plusieurs caissons.

6 / Origine et rôle des articulations

Supposons que chaque pale soit encastrée sur le moyeu constituant ainsi un rotor rigide. En vol stationnaire, la répartition des efforts aérodynamiques le long de la pale engendre une répartition de moment de flexion dont la valeur est maximale et importante au pied de pale *(figure II.6)*.

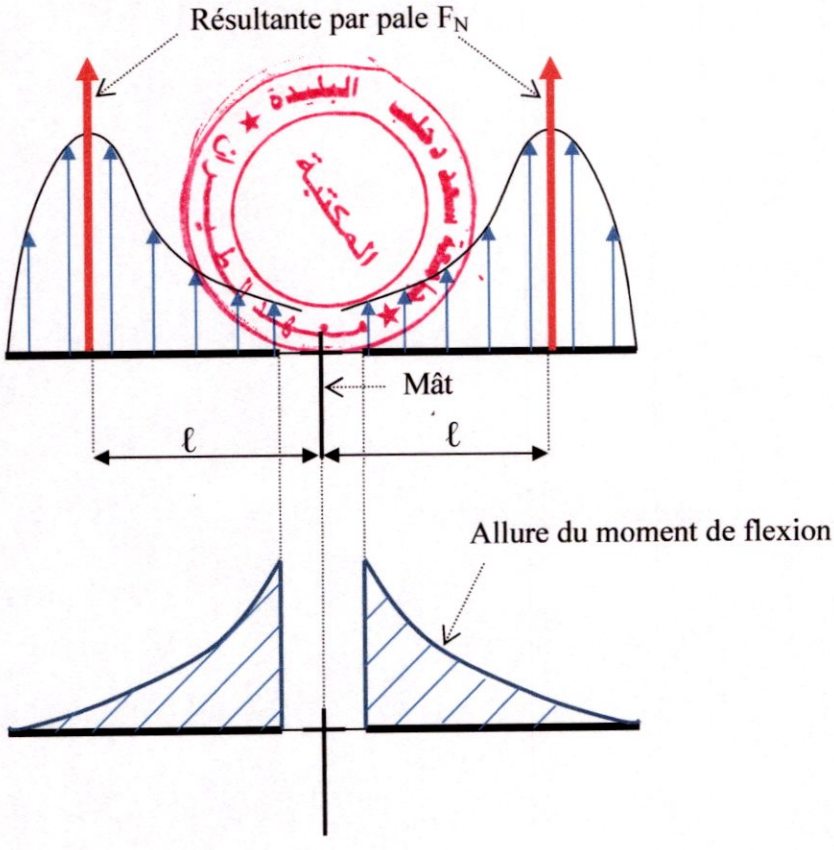


Fig. (II-6) : La répartition des Charges aérodynamiques et moment de flexion sur une pale encastrée, en vol stationnaire.

En vol de translation, la pale avançante porte plus que la pale reculante du fait de l'inégalité des vitesses de l'air.

Ainsi, la résultante aérodynamique d'une pale en rotation n'a donc pas la même valeur en chaque azimut, ni le point d'application ; le moment d'encastrement au pied de pale est ainsi élevé et variable, ce qui crée des contraintes alternées entraînant un phénomène de fatigue des matériaux *(fig. II-7)*.

La résultante F_N des forces aérodynamiques de toutes les pales n'est plus portée par l'axe rotor, ce qui entraîne la création d'un moment de roulis croissant d'ailleurs avec la vitesse.

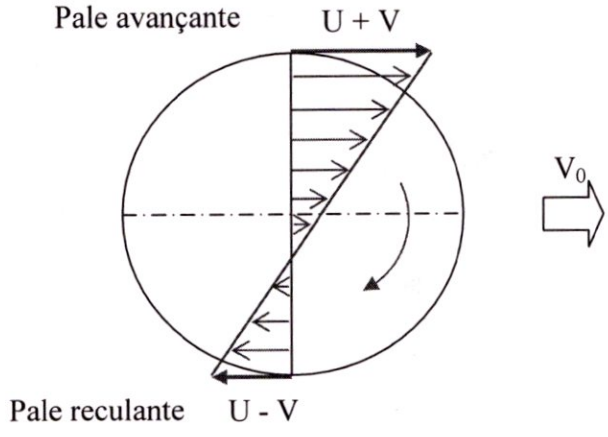


Fig. (II-7) : Répartition des vitesses sur les pales d'un rotor en translation.

Le moment de roulis et la dissymétrie de portance qui viennent d'être mis en évidence se sont révélés très vite être des obstacles au pilotage de l'hélicoptère.

Lorsque Juan de la Cierva mit au point ses premiers autogires, il reprit l'idée due aux ingénieurs français Renard et Berguet, à savoir l'articulation des pales sur le moyeu autour d'un axe perpendiculaire à l'arbre d'entraînement et désigné axe de battement vertical.

6.1 / Articulation de battement

L'articulation de battement permet à la pale de battre verticalement, c'est-à-dire de monter ou de descendre sous l'action de la résultante des forces de portance et centrifuge avec la quelle elle s'aligne, par conséquent, si une pale est articulée sur le moyeu, le moment sera nul à l'attache *Fig. (II-8)*.

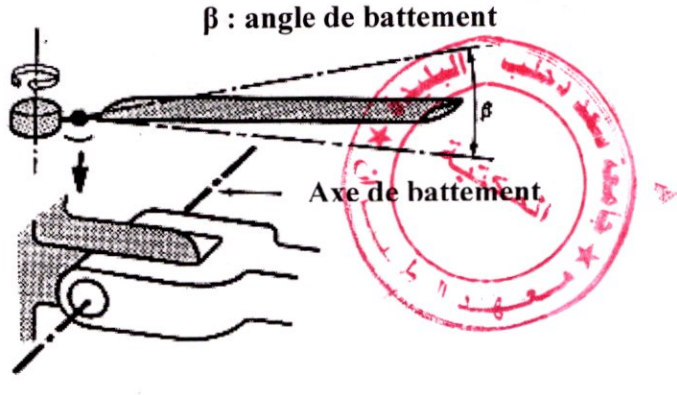


Fig. (II-8) : L'articulation de battement.

Ainsi, le battement vertical des pales provoque une variation automatique de l'incidence qui compense la variation de portance latérale.

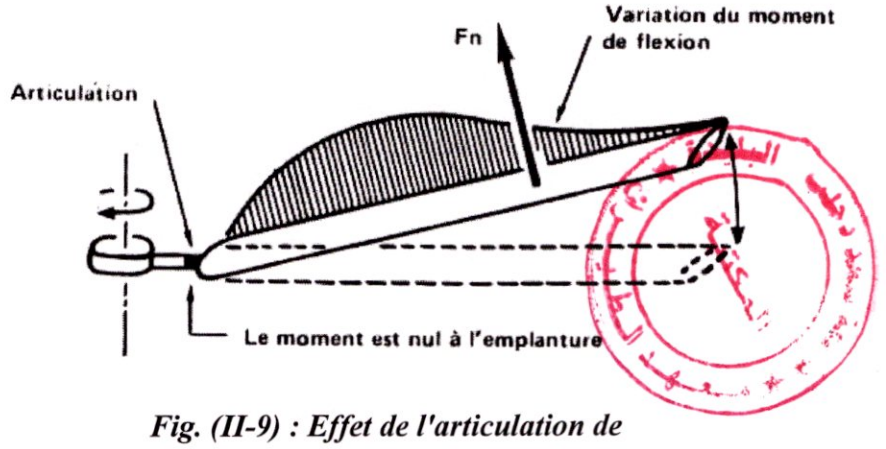


Fig. (II-9) : Effet de l'articulation de

D'autre part Le battement des pales donne naissance à des contraintes horizontales alternée, c'est donc un mal nécessaire. Nécessaire car on ne peut s'en passer. Les contraintes de flexion seraient trop importantes et la dissymétrie de portance latérale rendrait l'hélicoptère impilotable. Un mal car le battement engendre des contraintes horizontales alternées génératrices de fatigue.

En effet lorsqu'une pale bat, la trajectoire d'un point quelconque de la pale est modifiée, si la pale tourne dans la position 1 *(fig. II-10)*, un point quelconque M situé à une distance R de l'axe de rotation est animé d'une certaine vitesse tangentielle.

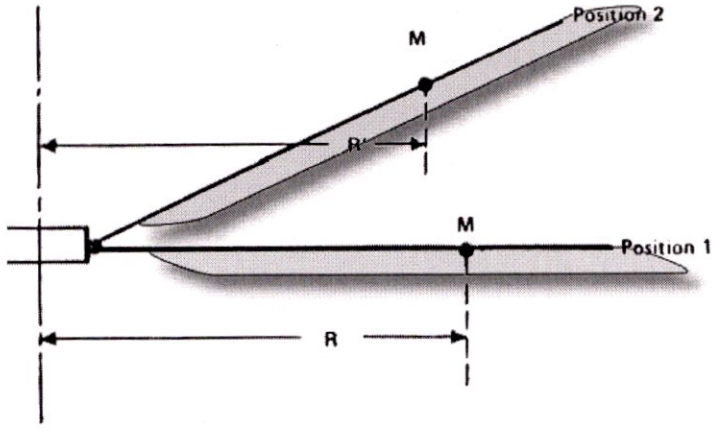


Fig. (II-10) : Origine de l'articulation de traînée

En tournant, la pale possède une énergie cinétique fonction de sa masse, de sa vitesse et de son rayon. Si l'élément de volume contenant le point M voit son rayon de rotation varier, sa vitesse tangentielle devrait évoluer dans le même sens.

Cependant les lois de conservation de l'énergie nous prouvent que cet élément sera soumis à une accélération de la vitesse de rotation qui s'opposera à ce phénomène.

Il faut donc permettre à la pale des mouvements par rapport à une position moyenne qui seront freinés grâce à des amortisseurs.

6.2 / L'articulation de traînée

En effectuant un tour complet, *(fig. II-11)* la pale est soumise à :

- Un moment de flexion dirigé vers l'avant de C à A lorsqu'elle se soulève (pale avançante);
- Un moment de flexion dirigé vers l'arrière de A à C lorsqu'elle descend (pale reculante).

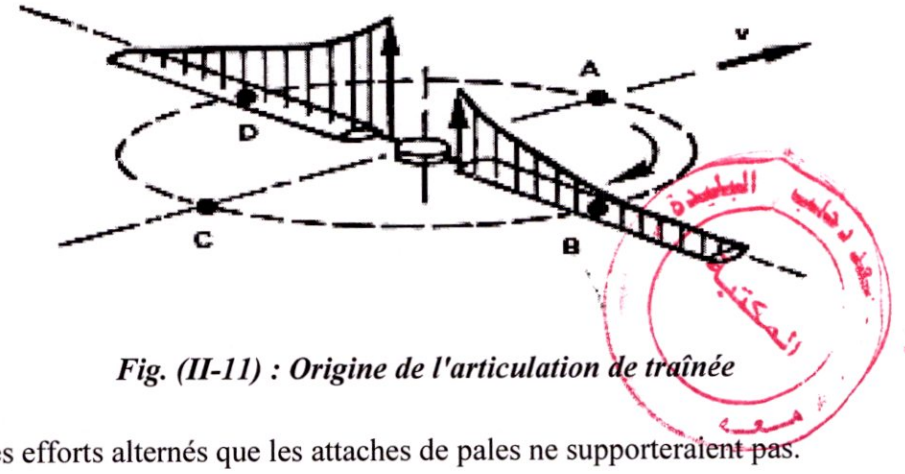


Fig. (II-11) : Origine de l'articulation de traînée

Il en résulte des efforts alternés que les attaches de pales ne supporteraient pas.

Les forces d'inertie alternés dues au battement vertical des pales et sollicitant les pales dans le plan de rotation sont appelées : ***Forces de coriolis.***

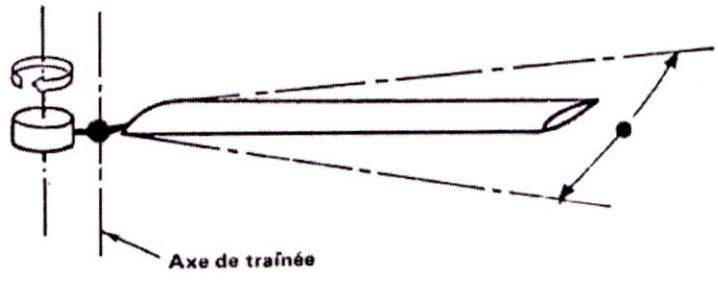


Fig. (II-12) : l'articulation de traînée.

Il faut donc permettre à la pale d'effectuer des mouvements par rapport à une position moyenne ; C'est l'articulation de traînée. La pale peut donc osciller horizontalement autour d'une position moyenne.

Toutefois, les oscillations de chaque pale autour de son axe de traînée peuvent se coupler de façon instable avec les modes de déformation élastique de la cellule, notamment avec celle de l'hélicoptère reposant sur ses atterrisseurs. Ce phénomène, désigné *résonance au sol*, peut être très dangereux lorsque la fréquence propre des oscillations des pales autour de leur axes de traînée est voisine de l'une des fréquences propres des oscillations de l'appareil autour de ses atterrisseurs.

Les remèdes à ce phénomène consistent à ajouter soit une rigidité : câbles de tierçage sur l'*Alouette*, soit un amortissement : amortisseurs de traînée de pale, amortisseurs de trains.

6.3 / Articulation de pas

Afin d'assurer la sustentation de l'hélicoptère lors des différentes configurations, il faut pouvoir contrôler la sustentation du rotor et la faire varier. C'est ainsi qu'est introduite l'articulation de pas, dont l'axe est parallèle à l'envergure de la pale est parallèle à l'envergure de la pale.

L'axe de variation de pas est situé au voisinage du foyer du profil de la pale afin de diminuer le plus possible les efforts de commande. Pour les mêmes raisons le centre de gravité massique de chaque pale est situé à 25% de la corde.

Ce nouveau degré de liberté permet donc de contrôler la portance par action sur la commande de pas général, et aussi de faire varier le pas cycliquement permettant ainsi le contrôle du plan de rotation des pales.

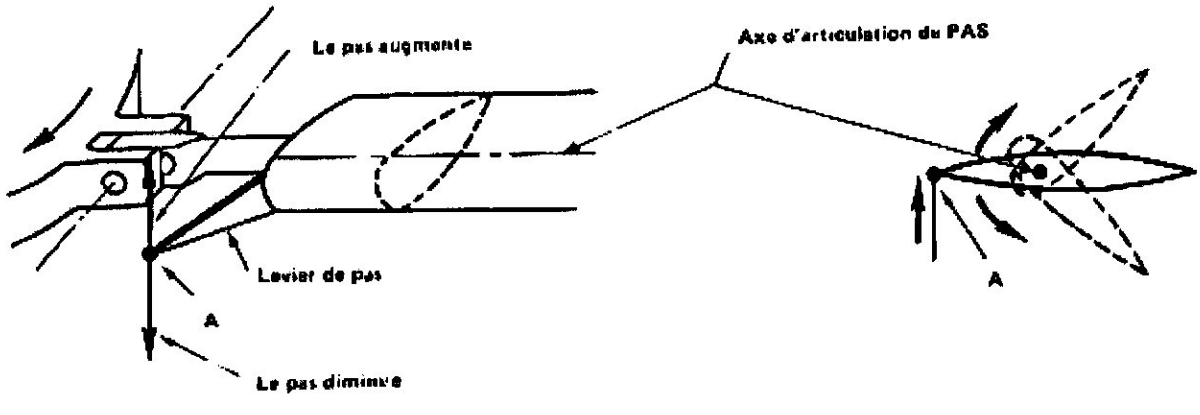


Fig. (II-13) : L'articulation de pas.

Pour atténuer l'amplitude des oscillations de traînée, il existe un moyen qui attaque le problème à son origine: savoir le battement vertical des pales déterminant les forces d'inertie de traînée. Pour réduire les forces d'inertie de traînée, il suffit de diminuer l'amplitude du battement. Ce résultat est obtenu par un technique dite la ***Liaison K.***

6.4 / Liaison K

Lorsque la pale se soulève, le bord de fuite d'une section de pale décrit un arc de cercle de rayon R, alors que le bord d'attaque décrit un arc de cercle plus petit de rayon r. Le profil s'incline vers l'avant et l'angle θ diminue.

On dit qu'il y a liaison K lorsque l'axe de battement n'est pas perpendiculaire à l'axe longitudinal de la pale mais fait avec cette perpendiculaire un angle α dont le sens es tel que lorsque la pale se soulève l'angle de pas (donc l'incidence) diminue, réduisant la portance F_N de la pale.

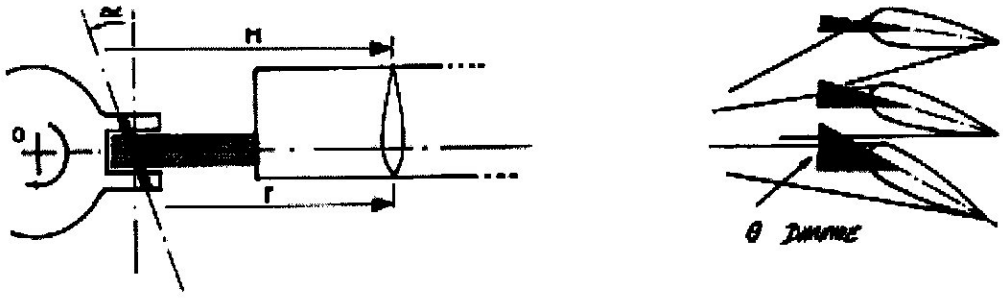


Fig.(II-14) : La liaison K.

Le même résultat peut être obtenu au niveau de la commande de pas ;

La pale commandée par un levier de pas ou aboutit la commande pilote peut tourner autour de son axe longitudinal (axe d'articulation de pas).

Une action sur le levier de pas modifie la valeur de l'angle de pas. Le point A, en dehors d'une action pilote, est fixe.

Si le point A est décalé de l'axe de battement (formant avec cet axe un angle α) il y a couplage du pas et du battement *(Liaison K)*.

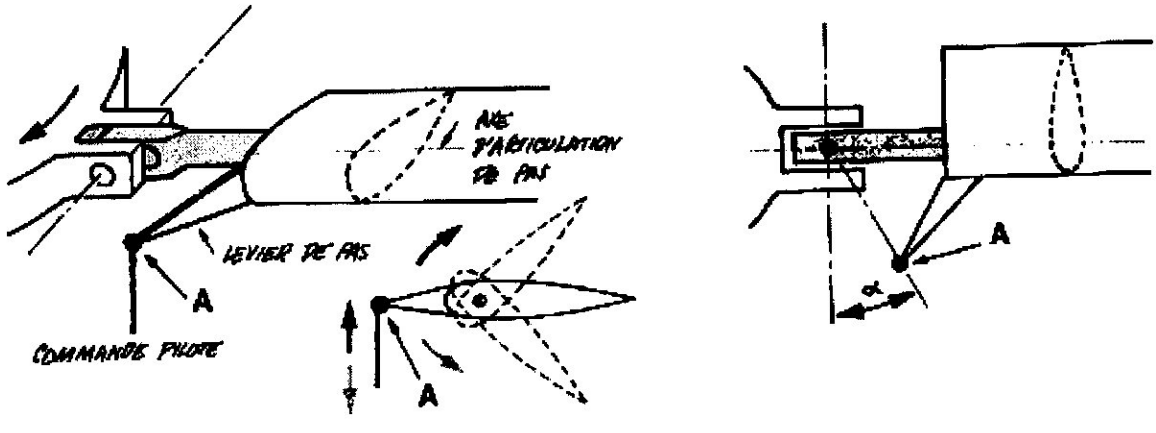


Fig. (II-15) : Autre forme de la liaison K.

Pour conclure :

- ***L'articulation de pas :***

Permet de faire varier l'angle de pas θ, par rotation de la pale autour de son axe longitudinal. Cette articulation est commandée par le pilote.

- ***L'articulation de battement :***

Supprime les contraintes de flexion verticales au niveau du pied de pale. Compense la dissymétrie de portance entre pale avançante et pale reculante, en vol de translation, mais le battement des pales crée des contraintes de flexion horizontal au pied de pale.

- ***L'articulation de traînée :***

Supprime les contraintes horizontales provoquées par le battement des pales, mais les oscillations alternées des pales, autour de l'axe de traînée déséquilibre le rotor (d'où vibrations). Pour réduire l'angle de traînée des pales : une solution réduire l'angle de battement qui en est la cause (***liaison K***).

- ***La Liaison K :***

Réduit l'amplitude de battement, quand la pale se soulève l'angle de pas diminue.

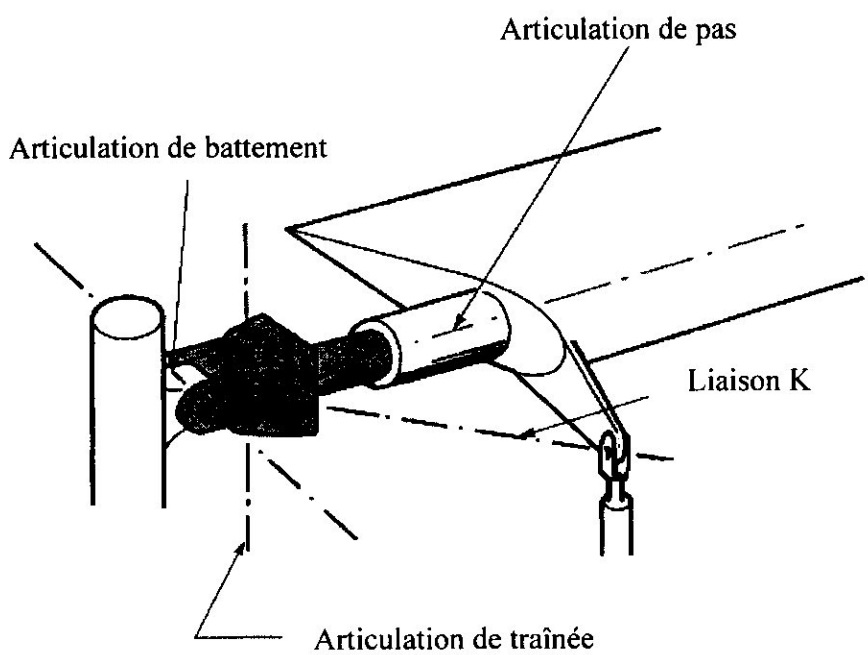


Fig. (II-16) : Différentes articulations sur une pale

7 / Rotor anti-couple

Cet accessoire n'intervient que dans le cas des hélicoptères monorotors à entraînement mécanique ; comme pour le principal, le rotor de queue possède un pas variable commandé à l'aide des pédales situées aux pieds du pilote. Ces pédales sont en nombre de deux, et constituent le palonnier.

Le rotor arrière occupe deux fonctions : à savoir que, si le moteur fait tourner le rotor dans un sens, il a malheureusement tendance à faire tourner la cellule dans l'autre sens; le rotor arrière ou anti-couple est là pour éviter ce problème on développant un couple qui vainc le mouvement de rotation de la cellule. Disposant d'un pas variable, ce rotor permet alors l'évolution de l'appareil en lacet et en virage.

Il existe deux types caractéristiques de rotor arrière :

- ***Rotor articulé classique*** *:*

Chaque pale possède deux articulation ; une articulation de battement, et une articulation d'incidence *(fig. II-18)*, le moyeu se rapproche beaucoup d'un moyeu du rotor principale, le corps de moyeu central est monté sur l'arbre de sortie de la boite arrière, et possède soit 2 hélices soit 3 hélices.

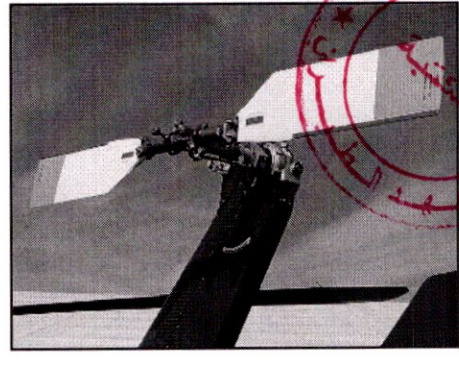


Fig. (II-17) : Rotor articulé

- ***Rotor arrière Fenestron :***

Est une hélice carénée de diamètre réduit par rapport à celui d'un rotor arrière classique *(fig. II-19)*. Sur l'arbre de sortie de la boite de transmission arrière, qui reçoit son mouvement de la mécanique principale, est monté un corps de moyeu dont la couronne extérieure est percée de 13 trous qui reçoivent chacun une pale, dans cet alésage radial se monte un palier qui reçoit le pied de pale.

La pale, au profil vrillé, est rectangulaire et son extrémité laisse un jeu très faible par rapport au carénage de la veine. Les efforts centrifuges de chaque pale sont repris par un paquet de lames disposées radialement.

L'extrémité interne de la pale se termine par un maneton constituant le levier de commande dont le doigt pénètre dans l'alésage d'une lanterne constituant le plateau de commande.

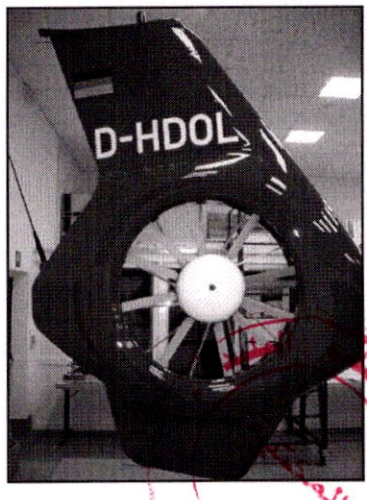


Fig. (II-18) : Le fenestron.

8 / *Les organes de transmission*

Le rotor d'un hélicoptère absorbe une puissance élevée avec un régime de rotation faible ; un couple très important doit donc être transmis avec un grand rapport de réduction, une masse faible, une bonne endurance et une sécurité totale. C'est là un problème mécanique toujours délicat à résoudre.

Un rotor tourne entre 300 et 360 tr/min, un moteur à piston tourne entre 2000 et 3000 tr/min, un turbomoteur de faible puissance tourne souvent à 35 000 tr/min., mais le constructeur le livre généralement avec une prise de mouvement à 6000 tr/min., et cela grâce à un réducteur incorporé.

Il est donc nécessaire d'installer, entre la source de puissance motrice et le rotor, un réducteur dont le rapport de réduction oscille entre 10 et 20. La puissance consommée par ce réducteur peut atteindre 5% de la puissance transmise. Plusieurs types de réducteurs sont utilisables.

Ce réducteur spécial est généralement désigné par La Boite de Transmission Principale (B.T.P).

Par ailleurs, un embrayage centrifuge permet de transmettre progressivement le couple moteur au rotor lors du démarrage. Une roue libre autorise la rotation du rotor sans entraînement du moteur (en cas de panne du moteur, ou bien dans le cas du vol en autorotation).

La mécanique arrière comporte un arbre de transmission entre une prise spéciale de la B.T.P. et la boite arrière de réduction et de renvoi d'angle pour la prise de puissance du rotor arrière.

La B.T.P. est contenue à l'intérieur d'un carter principal en magnésium possédant des attaches permettant la fixation aux vis structuraux; une bride inférieure est destinée à la fixation sur le plancher. De nombreuses brides ou bossages sur le pourtour du carter permettent la fixation d'organes tels que : pompe à l'huile, voyant de niveau d'huile, pignon conique d'attaque, pignon conique de prise de mouvement de l'hélice anti-couple.

9 / *Le groupe moteur*

Pour entraîner le ou les rotors, on utilise la puissance délivrée par un ou des moteurs. Ces derniers sont dits à combustion internes et sont de deux technologie : à piston ou à turbine.

La charge au kw, soit le rapport de la masse totale à la puissance motrice varie peu :

- 7 kg / kw pour les appareils de moins de 2000 kg,
- 5 kg / kw entre 2000 et 15000 kg.
- Un peu moins de 5 kg / kw au-delà de 15000 kg.

Les turbomoteurs utilisables sont de deux sortes :

- turbomoteur classique, dit "à *roue solidaire",* dans lequel la prise de mouvement s'effectue directement à partir de l'arbre commun au compresseur et à la turbine,

- turbomoteur dit "à *roue de travail",* dans lequel la puissance est prise sur un étage basse pression de la turbine, lequel est independant mecaniquement de l'ensemble du compresseur et de l'étage haute pression de la turbine.

10 / *Les commandes de vol*

Comme tout corps, l'hélicoptère possède un centre de gravité ; lorsqu'il est en sustentation, c'est autour de ce centre que la machine va pivoter. En règle générale, le centre de gravité est placé sur l'axe de rotation du rotor et à bonne distance sous le plan du rotor. Lorsque la poussée est dirigée selon l'axe de rotation du rotor, elle passe donc aussi par le centre de gravité et l'appareil s'élève verticalement sans s'incliner. Ceci correspond au vol vertical ou au vol stationnaire. Lorsque la poussée est inclinée par rapport à l'axe rotor, elle ne passe plus par le centre de gravité ; il se créé alors un moment de rotation qui fait pivoter la machine tant que la direction de la poussée est écartée du centre de gravité. Ces pivotements sont nécessaires pour effectuer des manoeuvres d'approche, des mises en translation.

Pour en revenir au rotor, celui-ci produit une poussée qui dépend de l'angle de pas appliqué aux pales (angle que fait la corde de la pale avec le plan perpendiculaire à l'axe rotor, appelé plan d'entraînement).

A noter que pendant les changements d'altitude de vol notamment, le plan de rotation (vu précédemment) et le plan d'entraînement ne coïncident pas surtout dans le cas de tête rotor articulé. Avec un profil de pale symétrique, la poussée est positive, nulle ou négative suivant que l'angle de pas est lui-même positif, nul ou négatif.

Lorsque l'on fait varier uniquement la poussée axiale par modification de l'angle de pas, on dit que l'on agit en commande de pas collectif.

Lorsque l'on ne modifie pas la poussée mais qu'on l'oriente dans une direction différente de l'axe rotor, on dit que l'on agit en commande de pas cyclique. La commande de pas cyclique modifie l'angle de pas en plus et en moins (variation sinusoïdale de valeur moyenne nulle) au cours de chaque révolution du rotor (une révolution égale 360 degrés).

La position de la pale est définie par son angle d'azimut c'est à dire l'angle que fait l'axe de pas (aussi axe longitudinal de la pale) par rapport au plan médian de la machine. Sous une commande de cyclique le contrôle du pas est donc effectué en fonction de l'azimut.

Pour le pilote, le pas collectif et le pas cyclique correspondent à des organes de commande distincts. Avec la commande de collectif on fait monter ou descendre la machine et avec le pas cyclique on incline en avant ou en arrière (tangage) et sur la droite ou la gauche (roulis). La commande de lacet, orientation droite/gauche est obtenue en agissant sur le pas collectif du rotor anti-couple.

Il y a quatre commandes de vol qui permettent la manœuvre de l'appareil dans tous les axes : déplacement horizontal (action sur l'inclinaison du plan rotor), déplacement vertical (action sur le pas des pales) et déplacement auteur d'un axe vertical (action sur l'hélice anti-couple) (figure II.16).

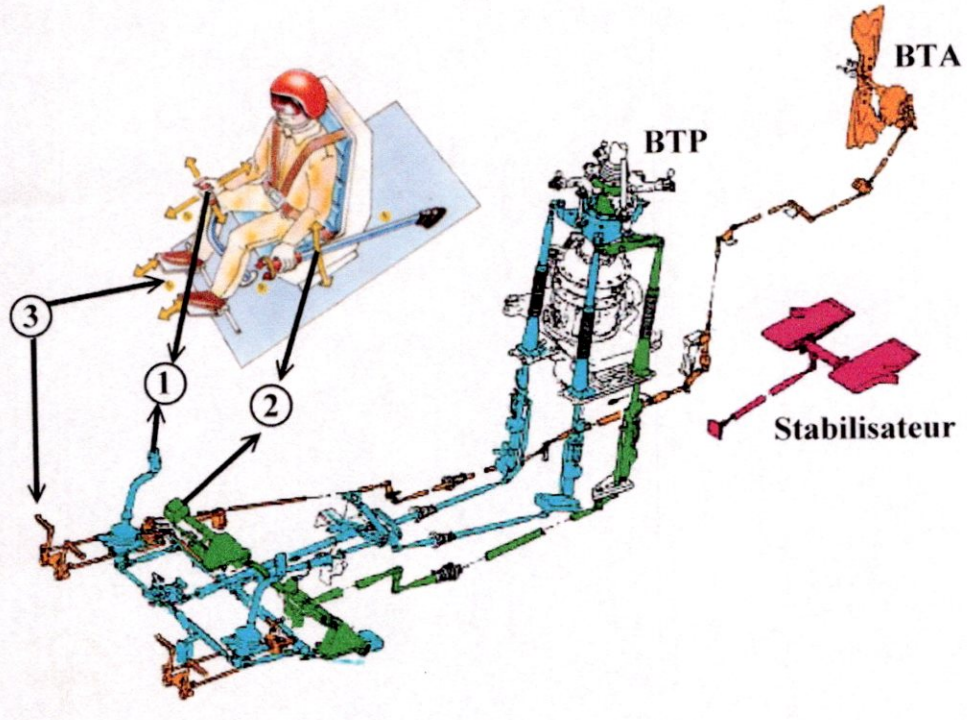


Fig. (II-19) : Commandes de vol.

- ***Manche à balai (1) :***

Utilisé pour le contrôle de l'assiette de l'appareil. Il agit sur l'inclinaison du plateau cyclique (2 et 4).

- ***Levier de pas (2) :***

Permet une variation d'ensemble du pas de toutes les pales, ce qui permet le contrôle du pas collectif.

- ***Palonnier (3) :***

Utilisé pour le contrôle en lacet, il agit, soit sur le pas de l'hélice anti-couple, soit sur une variation différentielle du pas des deux rotors (cas du birotors).

- ***Manette des gaz :***

Permet le contrôle de l'accélération du régime moteur (ou de sa décélération). Elle peut être combinée avec le levier de pas sur les appareils à moteur à piston, afin qu'une modification de l'angle de pas collectif soit accompagnée automatiquement d'une ouverture ou d'une fermeture du papillon des gaz.

Sur les appareils à turbomoteurs, la manette des gaz contrôle aussi le régime de rotation, mais elle est alors associée à un dispositif automatique de réglage du régime de rotation.

11 / *Calcul des performances*

11.1 / *Puissance disponible (P_D)*

C'est la puissance utilisable sur le rotor principal. C'est à dire la puissance W développée par le G.T.M. diminuée da la puissance adsorbée par le rotor arrière et par la transmission mécanique. Ordre de grandeur de P_D = 80 à 85 % de W.

11.2 / *Puissance Nécessaire au vol (P_N)*

C'est l'énergie consommée par le rotor principal pour tenir l'hélicoptère en vol. La puissance nécessaire est fonction des conditions de vol :
Poids de l'hélicoptère, altitude, vitesse de translation, température ambiante. Elle est limitée par la puissance disponible P_D. En effet, le rotor principal ne peut pas consommer plus d'énergie P_N qu'on ne lui en fournit P_D.

La puissance nécessaire se compose de trois puissances élémentaires :

- Puissance induite P_i
- Puissance de profil P_p
- Puissance de fuselage P_f

Puissance nécessaire (P_N) = Puissance induite (P_i) + Puissance de profil (P_p) + Puissance de fuselage (P_f)

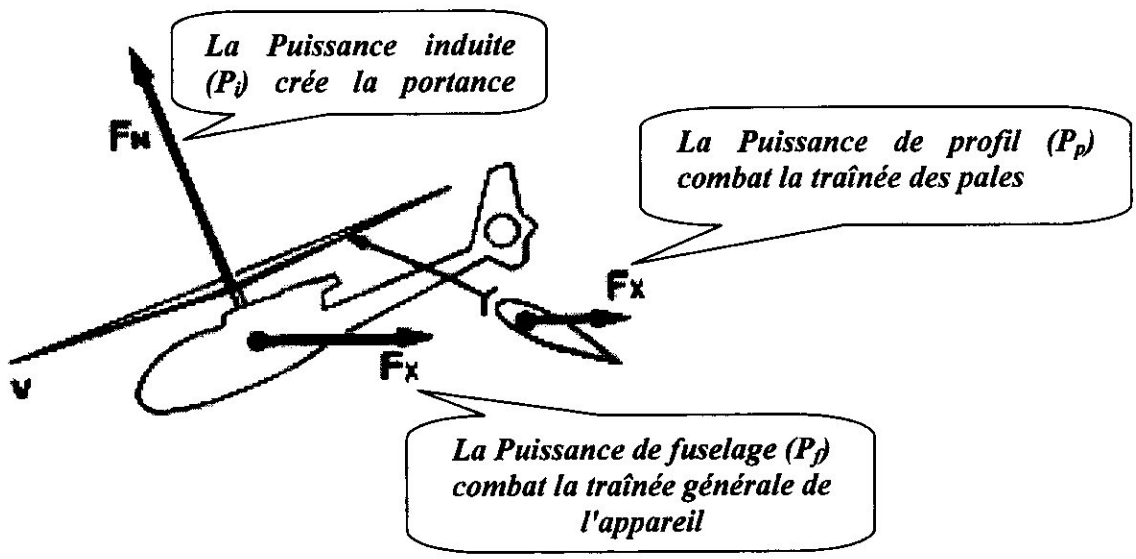


Fig. (II-20). Puissance nécéssaire.

11.2.1 / *La Puissance induite (P_i)*

La puissance induite ***(P_i)***, a pour expression : $P_i = F_N \bullet V_F$

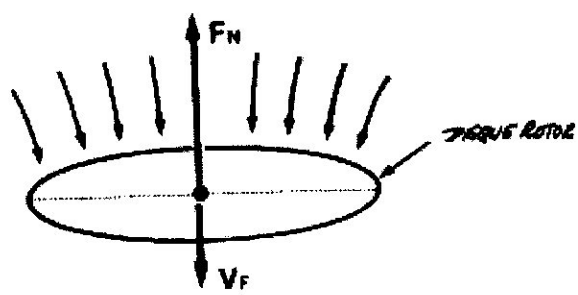


Fig.(II-21) : puissance induite.

Le terme F_N ne dépend que du poids de l'hélicoptère : $F_N = P = m.g$
Le terme V_F dépend principalement de la vitesse de translation V.
Et :

$$V_F = V_1 - V_0$$

V_0, vitesse à l'infini amont du disque rotor, est égale à la vitesse de translation V. D'où l'expression :

$$V_F = V_I - V.$$

On retient donc que V_F diminue lorsque V augmente.

Voici l'allure générale de la variation de P_i en fonction V. Notez que pour des masses différentes de l'hélicoptère (m_0, m_1) on obtient des courbes différentes. En effet, pour une vitesse V donnée, P_i croit comme la masse.

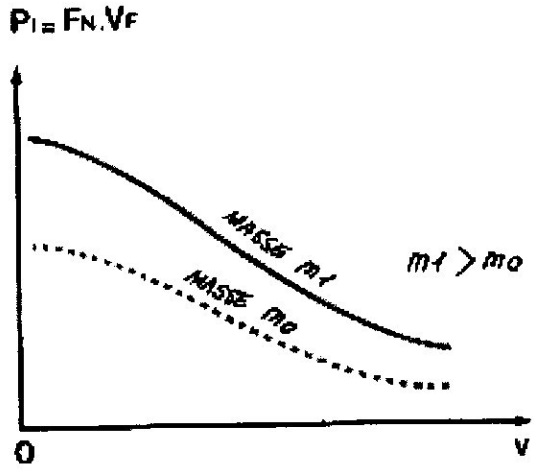


Fig (II-22) : Variation de la puissance induite Pi

11.2.2 / *La Puissance de profil (P_p)*

Que l'on appelle aussi puissance passive. C'est la puissance nécessaire pour vaincre la traînée des pales. L'expression de la traînée générale du rotor est de la même forme que celle de la pale :

$$Fx = \frac{1}{2} \rho S.V^2 Cx$$

ρ : masse volumique de l'air.
S : surface du profil.
V : vitesse relative du profil.
Cx : coefficient unitaire de traînée du rotor.

La puissance de profil (P_p), est le produit de la traînée du rotor par la vitesse relative des pales U_R.

$$P_p = Fx . U_R = \frac{1}{2} \rho.S U_R^3 Cx$$

Les termes variables de l'expression de P_p sont : ρ, U_R et Cx.

- Influence de la masse volumique de l'air (ρ) : elle diminue avec l'altitude et la température.

- Influence de la vitesse relative (U_R) :

  - *En vol stationnaire* où $U_R = U = \omega_R$, P_p est constante.

  - *En vol de translation*, la vitesse relative des pales avançantes augmente ($U_R = U + V$), et celle de la pale reculante diminue ($U_R = U - V$) et V modifie peu la puissance de profil (P_p augmente légèrement avec V).

- Influence du coefficient de traînée Cx : Cx varie dans le même sens que la portance C_Z donc P_p augmente avec la portance F_N. C'est-à-dire avec le poids de l'hélicoptère.

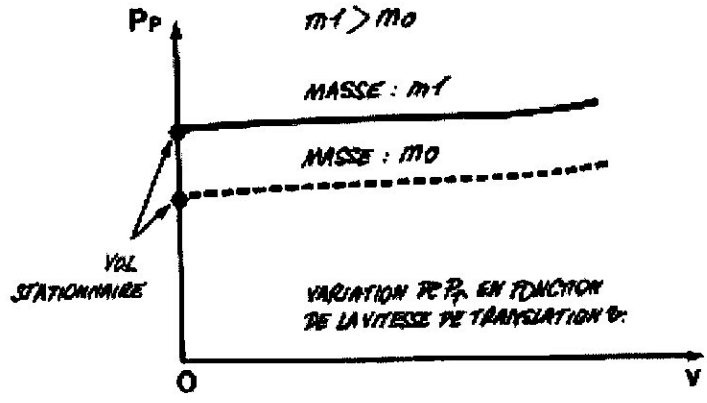


Fig. (II-23) : Variation de la puissance du profil P_p

11.2.3 / *La Puissance de fuselage (P_f)*

C'est la puissance nécessaire pour vaincre la traînée de l'hélicoptère. C'est donc comme la puissance de profil, une puissance passive.

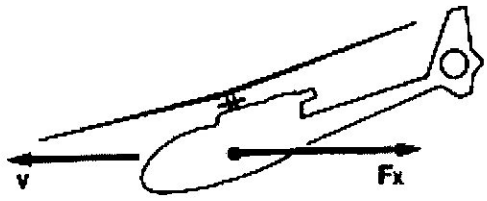
L'expression de la traînée de l'hélicoptère :

$$Fx = \frac{1}{2} \rho S.V^2 Cx$$

S : surface du maître couple.
V : vitesse de translation.
Cx : coefficient de traînée.

La puissance de fuselage est le produit de la traînée de l'hélicoptère par la vitesse de translation :

$$P_F = Fx \,.\, V = \tfrac{1}{2}\, \rho.S\, V^3\, Cx$$



$Fx = \frac{1}{2} \rho S V^2 Cx$

Fig. (II-24) : la puissance de fuselage (P_f)

Les termes de S et de Cx de l'expression de la puissance de fuselage jouent peu et dépendent de la trajectoire de l'appareil (Variation du maître couple et de l'incidence des surfaces de l'hélicoptère par rapport au vent relatif).

Par contre, le facteur vitesse de translation V joue un rôle prédominant. P_F varie comme le cube de cette vitesse. C'est-à-dire que la puissance de fuselage augmente très rapidement avec la vitesse de translation.

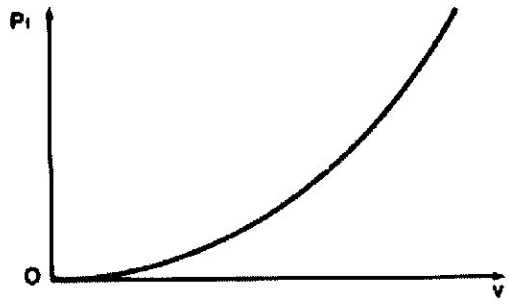


Fig. (II-25) : variation de la puissance de fuselage P_F

11.3 / *Variation de la puissance nécessaire en fonction de la vitesse de translation*

La puissance nécessaire P_N est la somme des trois puissances élémentaires : P_i, P_p et P_F. Si pour chaque valeur de la vitesse de translation on hait la somme des valeurs correspondantes des courbes P_i, P_p et P_F on obtient la courbe de variation de P_N en fonction de la vitesse V pour une altitude et une masse données.

On remarque que P_N diminue lorsque V croît, passe par un minimum puis croît très vite (effet de P_F).

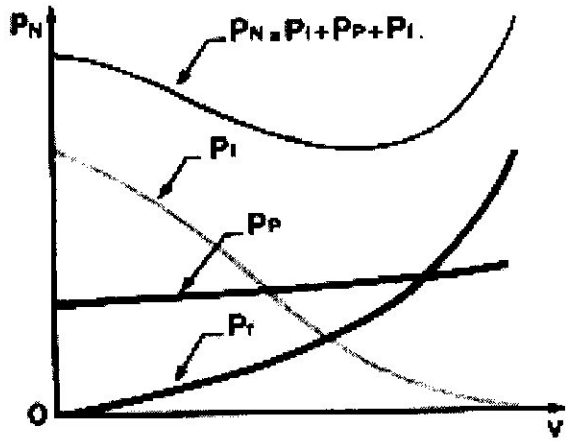


Fig. (II-26) : variation de la puissance nécessaire

- ***Points remarquables de la courbe :***

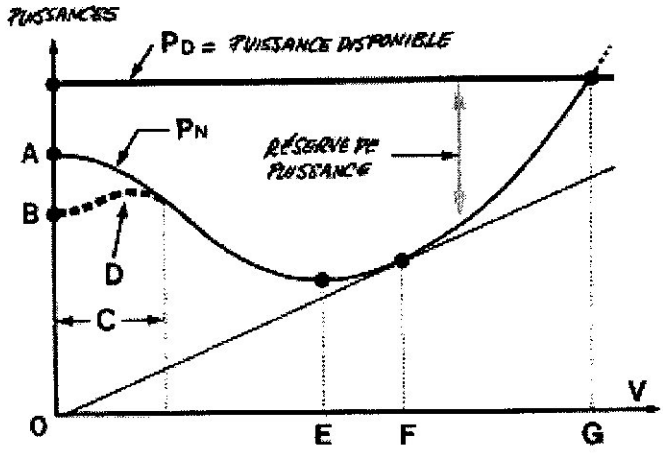


Fig. (II-27) La Courbe des puissances.

- En ***A***, l'hélicoptère est e vol stationnaire ***H.E.S*** (hors effet de sol).
- En ***B*** il est en vol stationnaire ***D.E.S*** (dans effet de sol); il faut moins de puissance pour tenir le stationnaire ***D.E.S.***

- ***C*** : est appelé zone de transition, V augmente et l'effet de sol se fait moins en moins sentir. Si l'on veut, dans cette zone conserver la même altitude, il faut augmenter la puissance (courbe ***D***).

- ***E*** : Vitesse de puissance minimale. La réserve de puissance (écart entre la courbe P_D et la courbe P_N) est maximale.

- ***F*** : Vitesse de finesse maxi. Déterminée par la tangente à la courbe, issue de ***0***. Le rapport
- P_N / V est le plus petit possible ; cela signifie qu'en ce point on obtient la plus grande vitesse possible avec la plus faible puissance possible.

- ***G*** : Vitesse maximale. Déterminée par l'intersection des courbes P_N (puissance nécessaire) et P_D (puissance disponible), La réserve de puissance est nulle.

11.4 / *plafond des hélicoptères*

C'est la faute à la masse volumique de l'air qui diminue régulièrement quand l'altitude z augmente :

- D'une part, quand l'altitude augmente, le moteur manque de plus en plus d'air et la puissance développée diminue ainsi que la puissance P_D disponible qui lui est liée.

- D'autre part, l'air devient de moins en moins porteur et il faut consommer de plus en plus d'énergie (accroissement du pas collectif) pour conserver la même sustentation. Il en résulte une augmentation de la puissance induite P_i donc de la puissance nécessaire P_N.

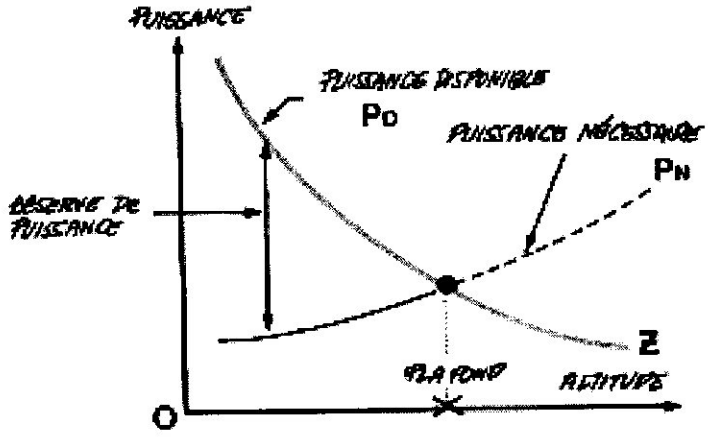


Fig. (II-28) - plafond de l'hélicoptère

Conséquence : il arrive fatalement que la courbe ascendante de P_N coupe la courbe descendante de P_D. L'altitude correspondante est appelée plafond de l'hélicoptère (la réserve de puissance est nulle et l'appareil ne plus monté)

11.4.1 / *Vol stationnaire*

En effet de sol, où l'hélicoptère consomme moins de puissance le plafond est plus élevé que hors effet de sol : $Z_2 > Z_1$.

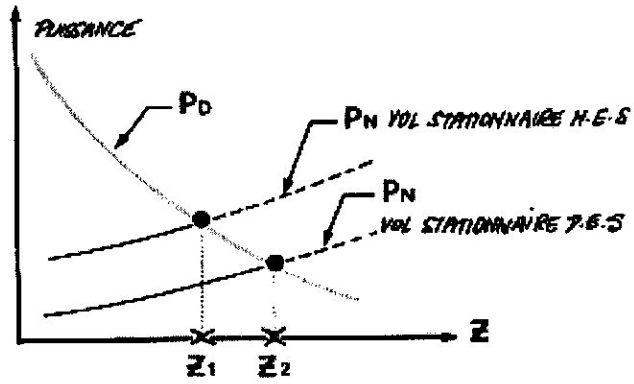


Fig. (II-29) – Plafond de l'hélicoptère en vol stationnaire.

11.4.2 / *Vol de translation*

La puissance nécessaire diminue avec la vitesse de translation. Le plafond en vol de translation est donc supérieur au plafond en vol stationnaire : $Z_T > Z_S$.

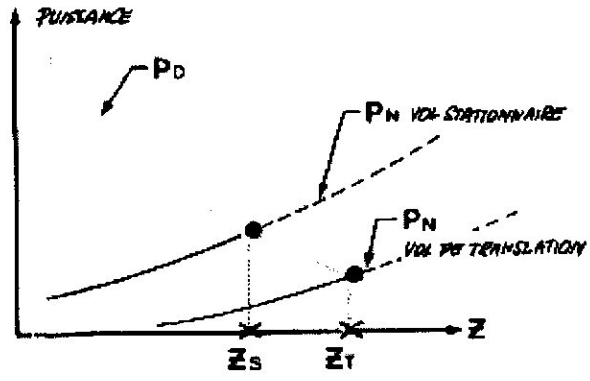
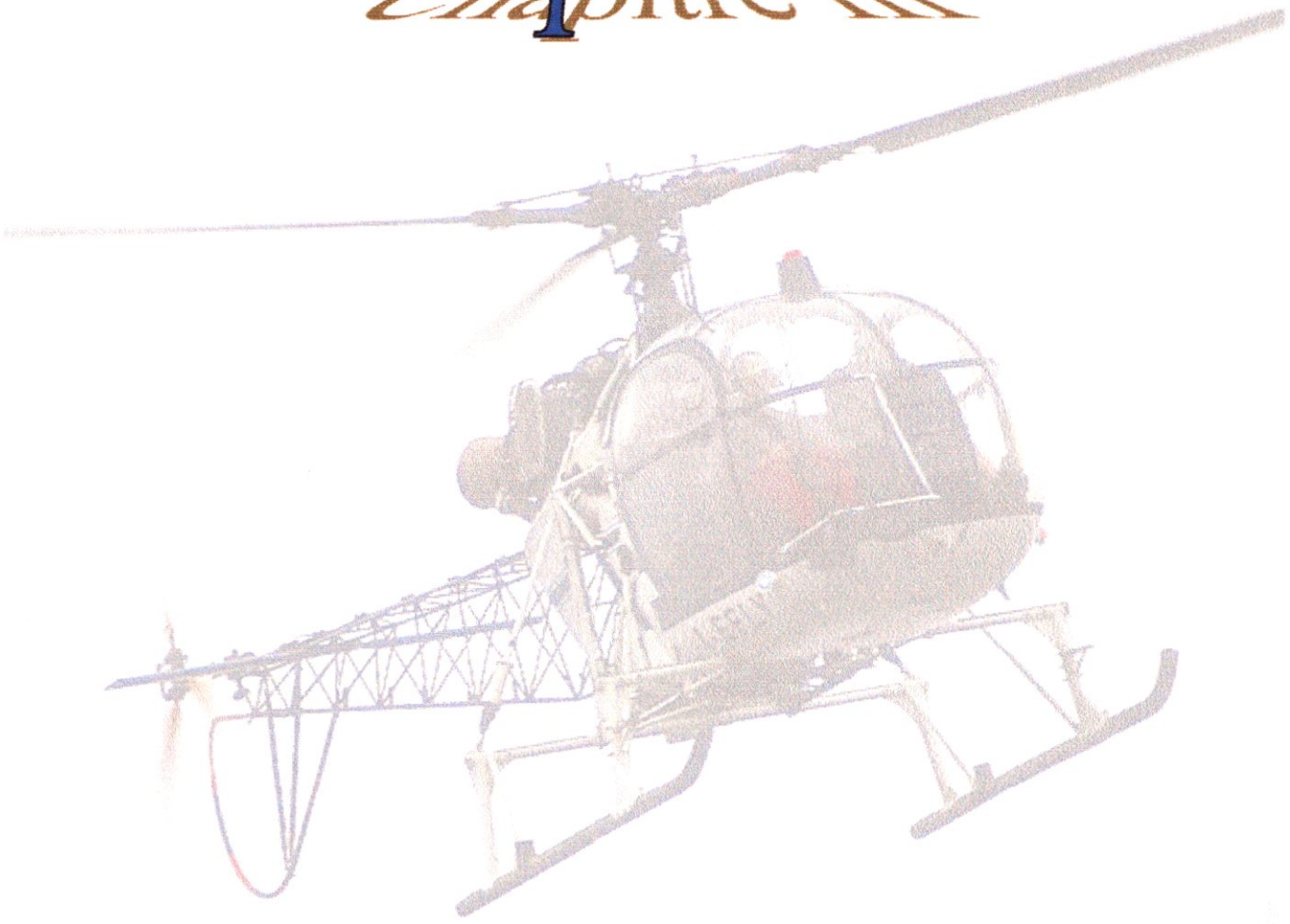


Fig. (II-28) - plafond de l'hélicoptère en vol de translation.

Chapitre III



Description de l'Alouette II

1 / Historique

L'Alouette II est un hélicoptère développé par SNCASE à partir du prototype SE.3120 Alouette I de 1951, propulsé par un moteur à piston, le SE.3130 Alouette II effectua son vol initial le 12 mars 1953.

Le mois de mars 1957 vit la fusion de la SNCASE avec la SNCASO, devenant Sud-Aviation qui, en 1970 se nomma SNIAS, puis Aérospatiale. Deux ans plus tard, cet appareil fut rebaptisé SE.313B Alouette II et devint le premier hélicoptère doté d'un turbomoteur à être produit en série. Equipée d'un Turboméca Artouste de 360 ch, cette machine commença à être construite en 1956, les premiers exemplaires étant livrés à l'armée de l'Air, à l'armée de Terre, à la Marine Nationale,, à la Gendarmerie et à la Protection civile françaises.

Le 31 janvier 1961, Sud-Aviation fit prendre l'air à une version remotorisée, désignée SA.318C Alouette II Astazou et propulsée par un Turboméca Astazou IIA de 530 ch.

En France la production du SE.313 et du SA.318, qui prit fin en 1975, atteignit 1 305 unités. Sur ce nombre, 963 étaient à vocation militaire, l'Alouette II étant vendue à 126 utilisateurs répartis dans 46 pays du monde.

Figure (III.1) : SE 3130-05 version "Marine" lors d'un transport de V.I.P. Photo Sud-Aviation

2 / Présentation de l'Alouette II

- **Dimensions principales**

  - Diamètre du rotor principal..... 11.020m.
  - Diamètre du rotor arrière..... 1.912m.
  - Longueur hors tout (pales repliées)..... 10.236m.
  - Largeur hors tout (pales repliées)..... 2.380m
  - Hauteur hors tout..... 3.090m.

- **Masse**

  - À vide..... 1880 kg
  - Maximale au décollage ..... 2550 kg

- **Performances**

  - Vitesse max. au niveau de la mer..... 180 km/h
  - Vitesse de croisière au niveau de la mer..... 175 km/h
  - Plafond pratique..... 4 500 m
  - Plafond en stationnaire dans effet de sol..... 3 400 m
  - Plafond en stationnaire hors effet de sol..... 2 700 m
  - Rayon d'action en croisière au niveau de la mer..... 530 km
  - Autonomie en croisière..... 3 h 1/4
  - Autonomie à puissance minimum..... 4 h

La puissance maximale au régime de décollage dans les conditions standard au sol est de 480 ch pour L'ARTOUSTE II C.

Pour une vitesse de rotation turbine de 34.000 tr/min, les régimes de fonctionnement en atmosphère standard au sol (15°C et 760 mm de mercure) de l'Artouste II C monté sur hélicoptère sont les suivants :

ARTOUSTE II C				
Régime	***Vitesse de rotation en tr/mn***	***Puissance sur l'arbre***		***Consommation carburant kg/h***
		Kw	***ch***	
• Décollage	34 000	299	406	172
• Croisière maximum	34 000	243	330	153
• Ralenti au sol	18 000	14,7	20	43

Remarque : Pour plus détaille voir annexe A, planche 1.

3 / Transmission

Le but de la transmission est de transmettre au rotor principal et au rotor anti-couple la puissance développée par le moteur tout en réduisant les vitesses de rotation.

3.1 / Organes de transmission

Ce système comprend les parties suivantes :

- **Arbre d'accouplement**

En prise sur l'embrayage lié au turbomoteur, cet arbre horizontal communique le mouvement du moteur à la boite de transmission principale. I1 comporte une roue libre qui permet l'autorotation en désaccouplant rotors et moteur lorsque la vitesse de celui-ci devient insuffisante.

L'embrayage centrifuge assure au démarrage un entraînement progressif du rotor. La synchronisation est obtenue pour une vitesse rotor indiquée de *170 tr/mn* environ.

- **Boite de transmission principale**

Elle distribue le mouvement au rotor principal, *358,6 tr/mn* pour *34 000 tr/mn* moteur et au rotor anti-couple *2085 tr/mn*. Elle comporte :

- ➢ Le couple conique principal qui, entraîné par l'arbre d'accouplement, réduit et transmet le mouvement au réducteur à deux étages, situé au-dessus.
- ➢ Le réducteur à deux étages qui réduit et communique le mouvement à l'arbre du mât rotor.

➢ Le couple conique secondaire qui entraîne l'arbre de transmission oblique.

- **Transmission oblique et arbre de transmission arrière**

L'arbre de transmission oblique, le palier intermédiaire et l'arbre de transmission arrière constituent l'accouplement qui transmet le mouvement à la boite de transmission arrière.

- **Boite de transmission arrière**

Elle renvoie le mouvement de l'arbre de transmission arrière à 95° vers le rotor anti-couple.

- **Rotor principal**

D'un diamètre de 10,20 mètres, il tourne de la gauche vers la droite pour un observateur situé place pilote. Il comprend la tête de rotor, les trois pales, les plateaux cycliques :

➢ **Tête de rotor**

Elle est montée directement à l'extrémité du mat rotor. Elle comprend les parties suivantes :

- Le moyeu en alliage léger,
- Trois manchons qui, articulés en battement, traînée et incidence par rapport au moyeu, reçoivent les pieds de pales,
- Les trois amortisseurs de traînée,
- Le système de tierçage des pales (câbles et masselottes),
- L'anneau de butée qui empêche les pales de descendre trop bas à l'arrêt et aux faibles vitesses de rotation.

➢ **Pales**

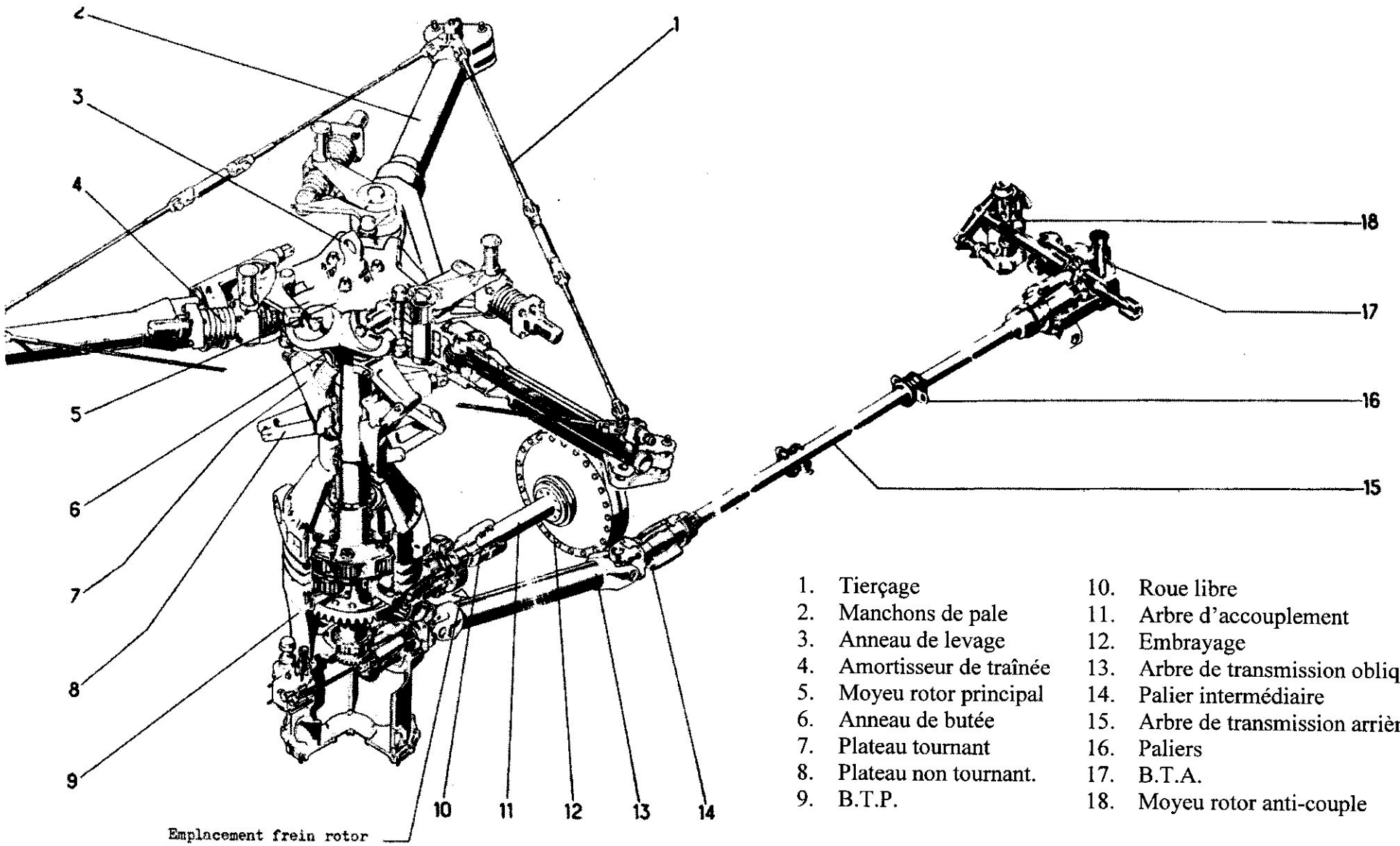
Fixées a l'extrémité des manchons, elles sont constituées essentiellement d'un longeron en alliage léger, d'un revêtement en aluminium, d'un remplissage en mousse de re-sine synthétique. Vrillées de 6°, elles comportent deux compensateurs d'efforts (tabs) et à leur extrémité, des masses d'équilibrage et un saumon démontable.
Les pales sont repliables vers l'arrière de l'appareil.

➢ **Plateaux cycliques**

On distingue : un plateau tournant avec la tête rotor et un plateau non tournant, tous deux peuvent osciller simultanément et coulisser le long de l'arbre rotor grâce à une rotule centrée sur cet arbre.

- **Rotor anti-couple**

D'un diamètre de 1,80 m, il comporte deux pales métalliques à pas variable articulées uniquement en battement.



1. Tierçage
2. Manchons de pale
3. Anneau de levage
4. Amortisseur de traînée
5. Moyeu rotor principal
6. Anneau de butée
7. Plateau tournant
8. Plateau non tournant.
9. B.T.P.
10. Roue libre
11. Arbre d'accouplement
12. Embrayage
13. Arbre de transmission oblique
14. Palier intermédiaire
15. Arbre de transmission arrière
16. Paliers
17. B.T.A.
18. Moyeu rotor anti-couple

Figure (III.2) : Transmission

4 / Groupe Turbomoteur

4.1 / Installation groupe turbomoteur

Le G.T.M. (Groupe Turbo-Moteur) à pour but de fournir la puissance nécessaire aux rotors. Il permet d'autre part, l'alimentation de divers équipements en air comprimé, il est commandé et contrôlé à partie de la cabine de pilotage.

Le G.T.M. est fixé à la partie supérieure arrière de la structure centrale :

- à l'avant par deux supports latéraux (1),
- à l'arrière par un support central (2).

Les tuyauteries de drainage (3) sont fixées sur la partie arrière de la structure centrale. Elles sont relies aux drains du G.T.M. par des manchons (4).

Le G.T.M. est équipé de 2 entrées d'air (5) situées de part et d'autre. Les entrées d'air sont équipées de grilles d'entrée d'air. Dans le cas de vol en atmosphère sablonneuse les grilles sont remplacées par des filtres anti-sable.

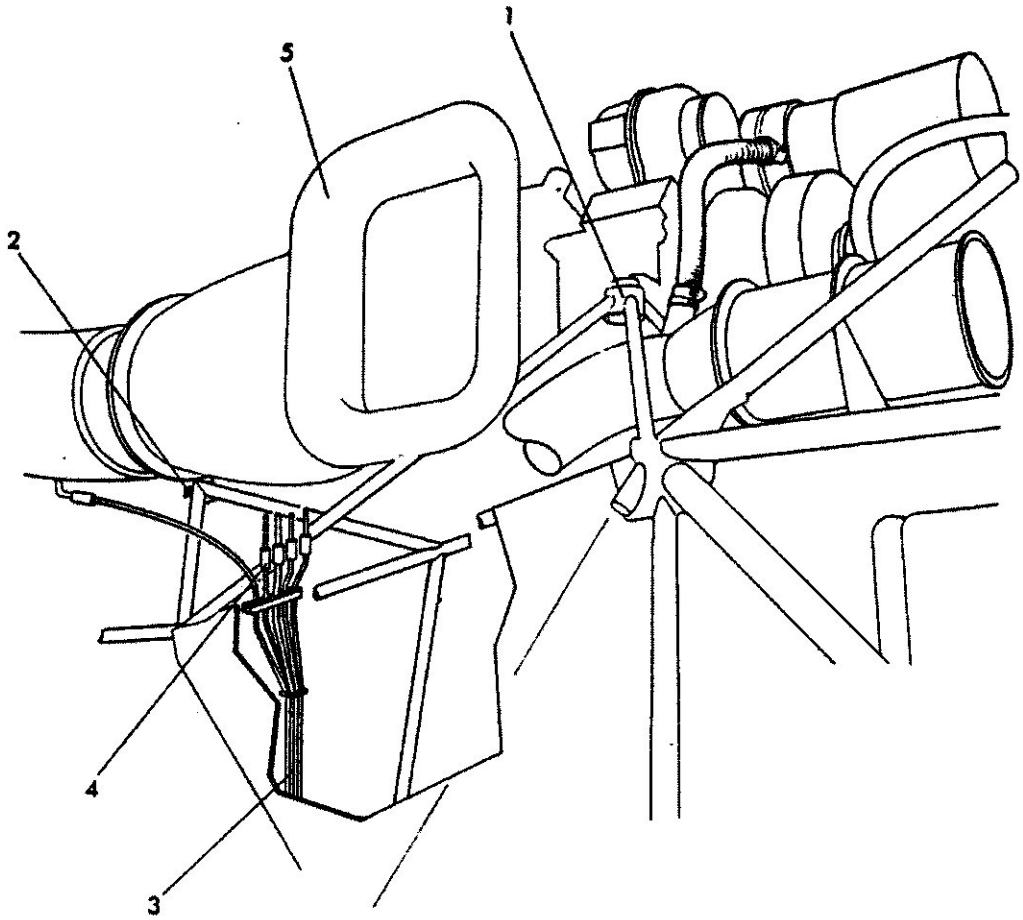


Figure (III.3) : Installation G.T.M.

4.2 / Décomposition en sous-ensembles fonctionnels

Le turbomoteur ARTOUSTE II est constitué des principaux élements suivants :

- un réducteur de vitesse (1) de rapport de réduction 1/5,8025,
- un train d'engrenages (2) pour l'entraînement des accessoires,
- un compresseur centrifuge (3) à un étage,
- une chambre de combustion (4), annulaire a injection rotation de carburant,
- une turbine (5) à deux etages,
- un diffuseur de sortie (6),
- deux paliers (7) et (8),
- des accessoires pour :

  - effectuer les opérations de démarrage et d'arrêt du turbomoteur,
  - contrôler le fonctionnement du turbomoteur,
  - Les servitudes hélicoptères.

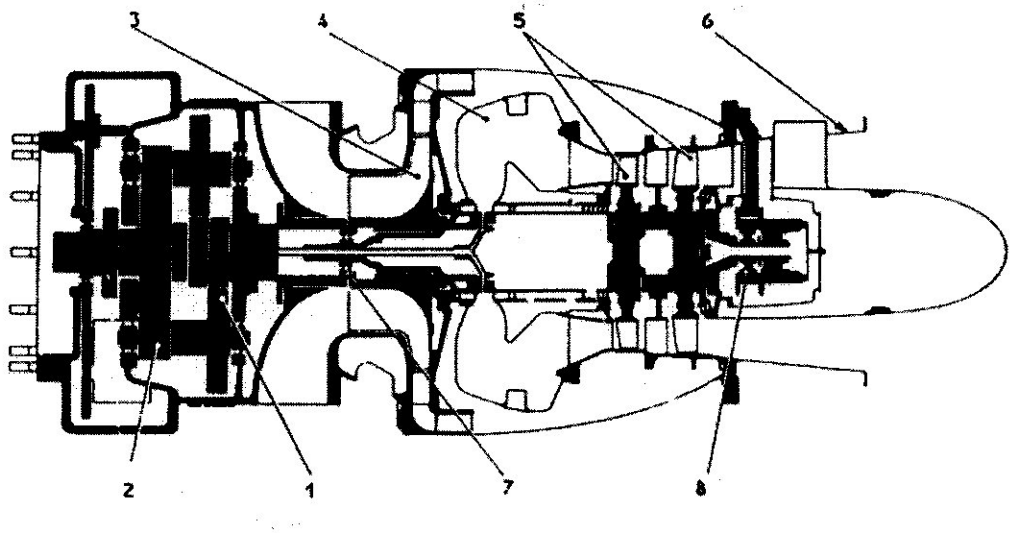
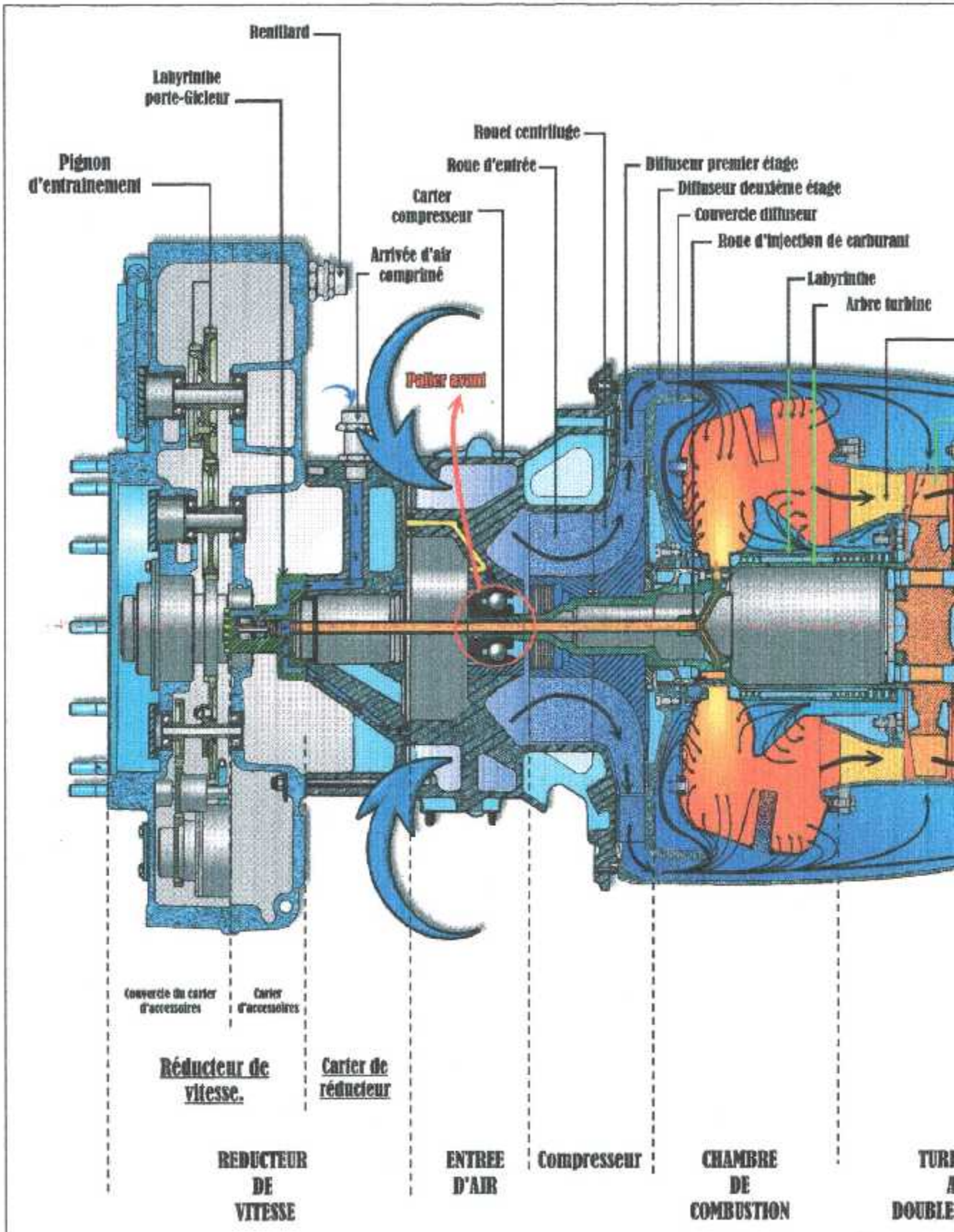
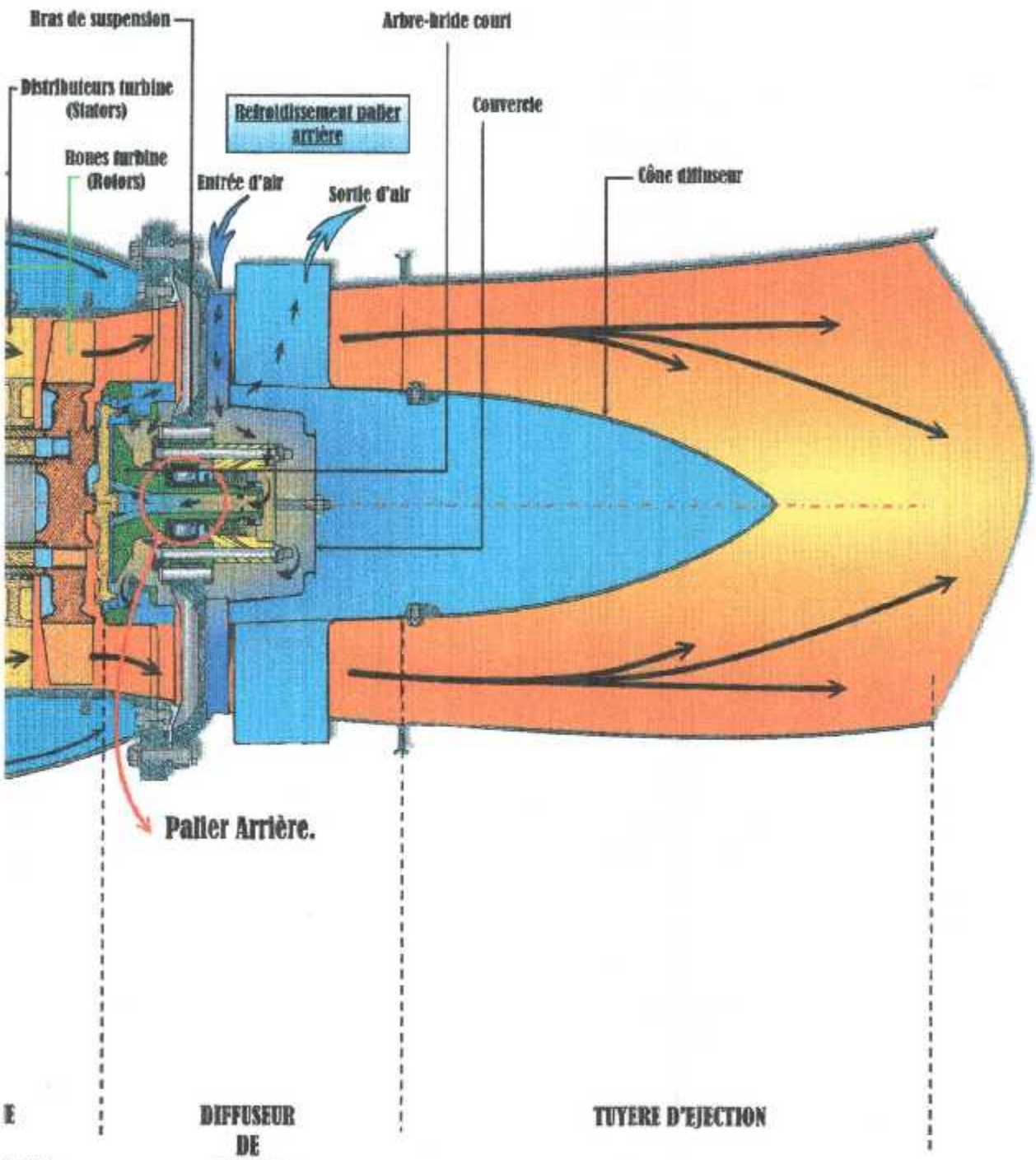


Figure (III.4) Ensemble fonctionnel G.T.M.

Comme tous autres turbomoteur, l'Artouste II C comporte différents circuits interne assurant l'alimentation du moteur en air, en carburant, la lubrification et le refroidissement des parties mécaniques. Le fonctionnement interne du moteur est illustré par la *figure (III.5)*.


Reniflard
Labyrinthe porte-Gicleur
Pignon d'entrainement
Rouet centrifuge
Roue d'entrée
Carter compresseur
Arrivée d'air comprimé
Diffuseur premier étage
Diffuseur deuxième étage
Couvercle diffuseur
Roue d'injection de carburant
Labyrinthe
Arbre turbine
Palier avant
Couvercle du carter d'accessoires
Carter d'accessoires
Réducteur de vitesse.
Carter de réducteur
REDUCTEUR DE VITESSE
ENTREE D'AIR
Compresseur
CHAMBRE DE COMBUSTION


Bras de suspension
Arbre-bride court
Distributeurs turbine (Stators)
Refroidissement palier arrière
Couvercle
Roues turbine (Rotors)
Entrée d'air
Sortie d'air
Cône diffuseur
Palier Arrière.
E
'AGES
DIFFUSEUR DE SORTIE
TUYERE D'EJECTION

ARTOUSTE II

4.3 / Commandes du G.T.M.

Elles sont situées d'une part sur le pupitre infèrieur (3 manettes), d'autre part à la partie supérieure du pylône (deux interrupteurs). Sur le secteur, on trouve de droite à gauche :

- **Ia manette de debit**

Elle commande mécaniquement le robinet de débit carburant. Poussée vers l'avant elle l'ouvre, tirés vers l'arrière elle le ferme. Dans ce dernier cas, le carburant passe par une dérivation assurant le régime de ralenti, Afin d'eviter une surchauffe du moteur, un micro-contact interdit les opérations automatiques de démarrage, si la manette n'est pas en position arrière de ralenti. L'alimentation du démarreur est coupée lorsque la pression P2 (sortie compresseur) atteint la valeur suffisante pour l'autonomie du moteur.

- **la manette de régulateur.**

Elle agit mécaniquement sur le ressort qui compense les masselottes et permet ainsi de régler le régime moteur entre 33 000 et 34 000 tr/mn. Le régime de 34 000 tr/mn correspond à la position de manette en butee avant plein ouvert.

- **la manette de robinet coupe-feu.**

Elle commande mécaniquement la fermeture du robinet coupe-feu situé sur le circuitcarburant avant le moteur. Elle doit toujours être en position d'ouverture, c'est-a-dire poussée vers l'avant, et freinée. Elle sert à arrêter le moteur en cas de panne du robinet électrique et en cas d'urgence.

A la partie supérieure du pylône, on trouve :

- **l'interrupteur de pompe de gavage**

Il comporte deux positions "marche" et "arrêt" et commande une pompe électrique (pompe de gavage) noyée au fond du reservoir. Elle compense les differences de niveau de ce dernier, amorce et alimente sous charge la pompe a carburant principale et la micropcmpe de démarrage. Elle fonctionne pendant toute la durée du vol et son contrôle est assuré par un manocontact relié à un voyant du tableau de bord.

5 / Circuit carburant

Venant du réservoir, le carburant poussé par une pompe de gavage traverse un filtre muni d'un by-pass puis un robinet coupe-feu pour arriver par un raccord de distribution sur deux circuits :

- Un circuit d'alimentation bougie (démarrage)
- Un circuit d'alimentation moteur.

La pression de la pompe de gavage est contrôlée par un manocontact qui allume un voyant rouge au tableau de bord.

Branchée derrière le filtre, une tuyauterie de retour au réservoir, de faible section, assure la purge permanente du circuit.

5.1 / Circuit d'alimentation bougies

Le circuit de démarrage, entre en fonctionnement des le début de la mise en marche du turbo-moteur et cesse de fonctionner sept secondes environ après, alors que la chambre de combustion est allumée. Ce circuit comprend *(voir fig.III.5)* :

- Une micropompe (3) dotée d'une mise à l'air libre.
- Un raccord double (6) vers les bougies.
- Deux bougies à injection (8) qui pulvérisent et enflamment le carburant.
- Des tuyauteries rigides assurant la connexion entre les différents équipements

  - La tuyauterie (1) du raccord (2) d'arrivée de carburant à la micropompe (3),
  - la tuyauterie (4), de mise a l'air libre de la micropompe (3),
  - la tuyauterie (5), de la micropompe vers le Té distribution (6),
  - la tuyauterie (7), du té de distribution (6) aux bougies (8).

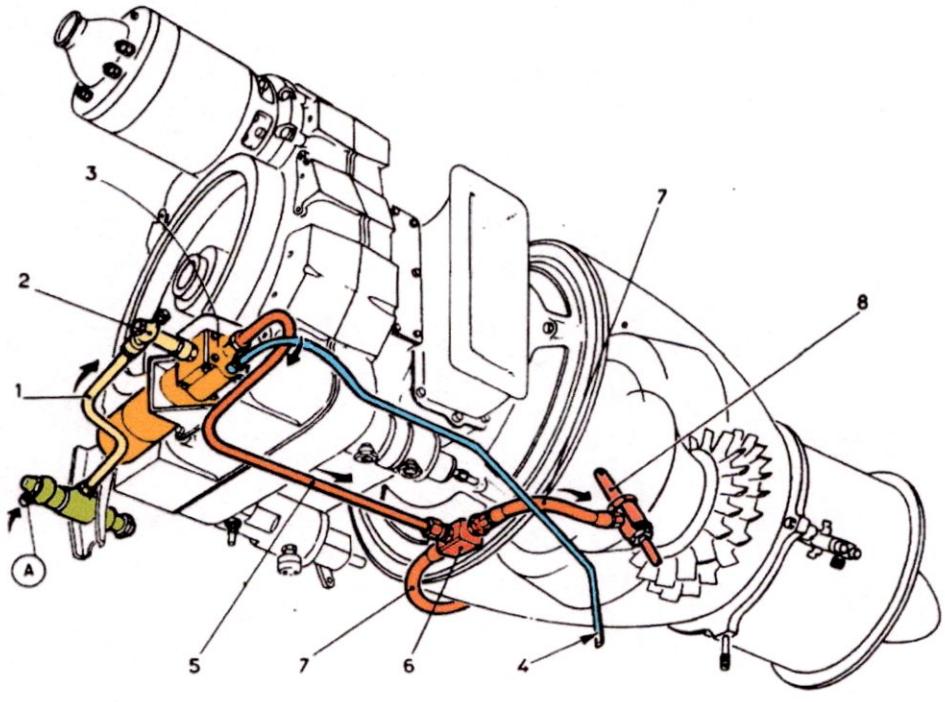


Figure (III.6) : Circuit d'alimentation bougies

La phase d'allumage est contrôlée par un boîtier électrique de démarrage, qui synchronise les étapes de fonctionnement des organes du circuit d'alimentation bougie. Toute les séquences sont présentées en détaille (voir annexe B).

5.2 / Circuit d'alimentation moteur

Ce circuit comprend :

- Un robinet électrique commandé à l'ouverture par la montée en pression de la micropompe, et commandé à la fermeture, par l'inverseur "MARCHE-ARRET" de la turbine.

- Une pompe d'alimentation à engrenages avec clapet taré à la valeur correspondant au débit maximum nécessaire.
- Un robinet de débit commandé par la manette de débit (en cas de fermeture, le carburant passe par une dérivation assurant le régime de ralenti).
- Un régulateur de vitesse.

De la, le carburant est conduit dans l'arbre creux de la turbine et projeté dans la chambre de combustion par les orifices d'une roue d'injection.

- **Fonctionnement du circuit**

Le circuit principal de carburant entre en fonctionnement au cours de la mise en marche du turbo-moteur, lors de la phase d'accélération, pendant la marche normal et lors de l'arrêt de la turbine.

➢ **Phase de démarrage**

Dès l'ouverture du robinet (1), la pompe a carburant (2), qui tourne depuis le début du lancement de l'ensemble tournant, élève la pression de carburant du circuit avion et l'achemine vers la roue d'injection (13) au travers du gicleur de ralenti (5), le robinet de débit (6) étant encore fermé, et le doseur de carburant (8),ouvert au maximum du fait que, par suite de la faible vitesse de rotation de la turbine, le régulateur de vitesse (7) n'est pas encore entré en action. Le carburant est pulvérisé dans la chambre de combustion qui s'allume lors du fonctionnement des bougies.

➢ **Phase d'accélération**

Lorsque le déroulement des séquences du démarrage est terminé, et que la chambre de combustion est allumée et la vitesse d'autonomie atteinte, le pilote ouvre progressivement le robinet de débit (6), la vitesse de la turbine s'accélère. En fin d'ouverture du robinet de débit (6), le régulateur de vitesse (7) entre en fonctionnement et maintient la vitesse de la turbine a une valeur égale a celle affichée par son levier de commande.

➢ **Marche normale**

Le robinet de débit (6) étant ouvert au maximum, le pilote affiche à l'aide du levier de commande du régulateur (7) la vitesse choisie dans la plage de régulation comprise entre 32000 et 35000 tr/mn. A partir de ce moment le régulateur (7) maintient la vitesse de la turbine a une valeur égale a celle déterminée par la position de son levier de commande quelle que soit la charge de la turbine, pour autant que cette valeur ne soit pas supérieure à la puissance maximum du turbo-moteur.

➢ **Arrêt**

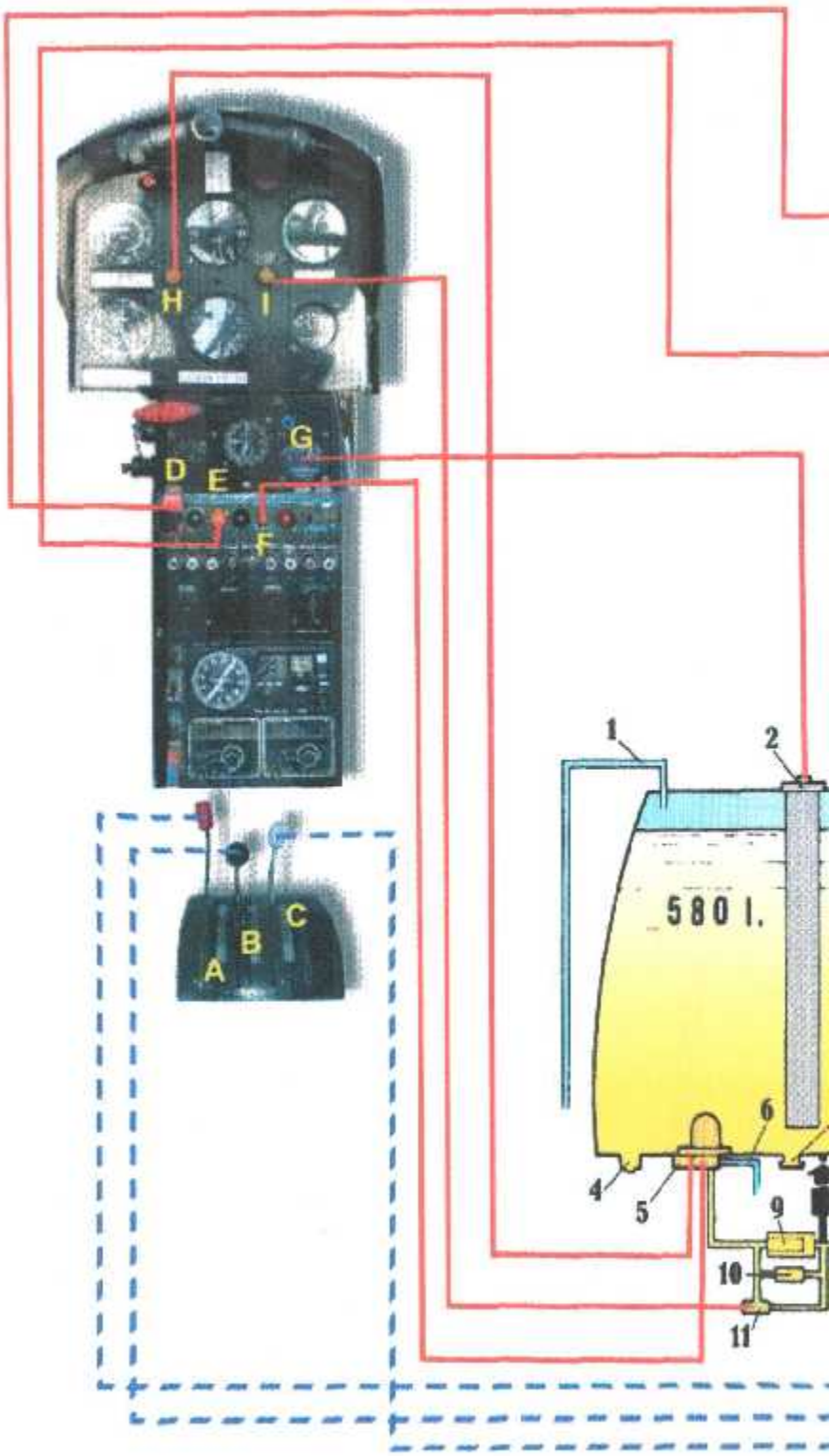
Pour arrêter la turbine, le pilote ferme le robinet de débit (6). L'alimentation en carburant vers la roue d'injection est maintenue par le même circuit que pendant la phase de démarrage. Lorsque la vitesse de la turbine s'est stabilisée, la manoeuvre de l'inverseur double « marche -arrêt - ventilation » provoque la fermeture du robinet électrique (1) la machine s'arrête.

PLANCHE DE BORD

A / Manette coupe-feu
B/ Manette Régulateur
C/ Manette Débit
D/ Inverseur double (marche-arret-ventilation)
E/ Voyant Micro-pompe
F/ Interrupteur Pompe de gavage
G/ Jauge Quentitée carburant
H/ Voyant Mano-contact
I/ Voyant colmatage filtre carburant

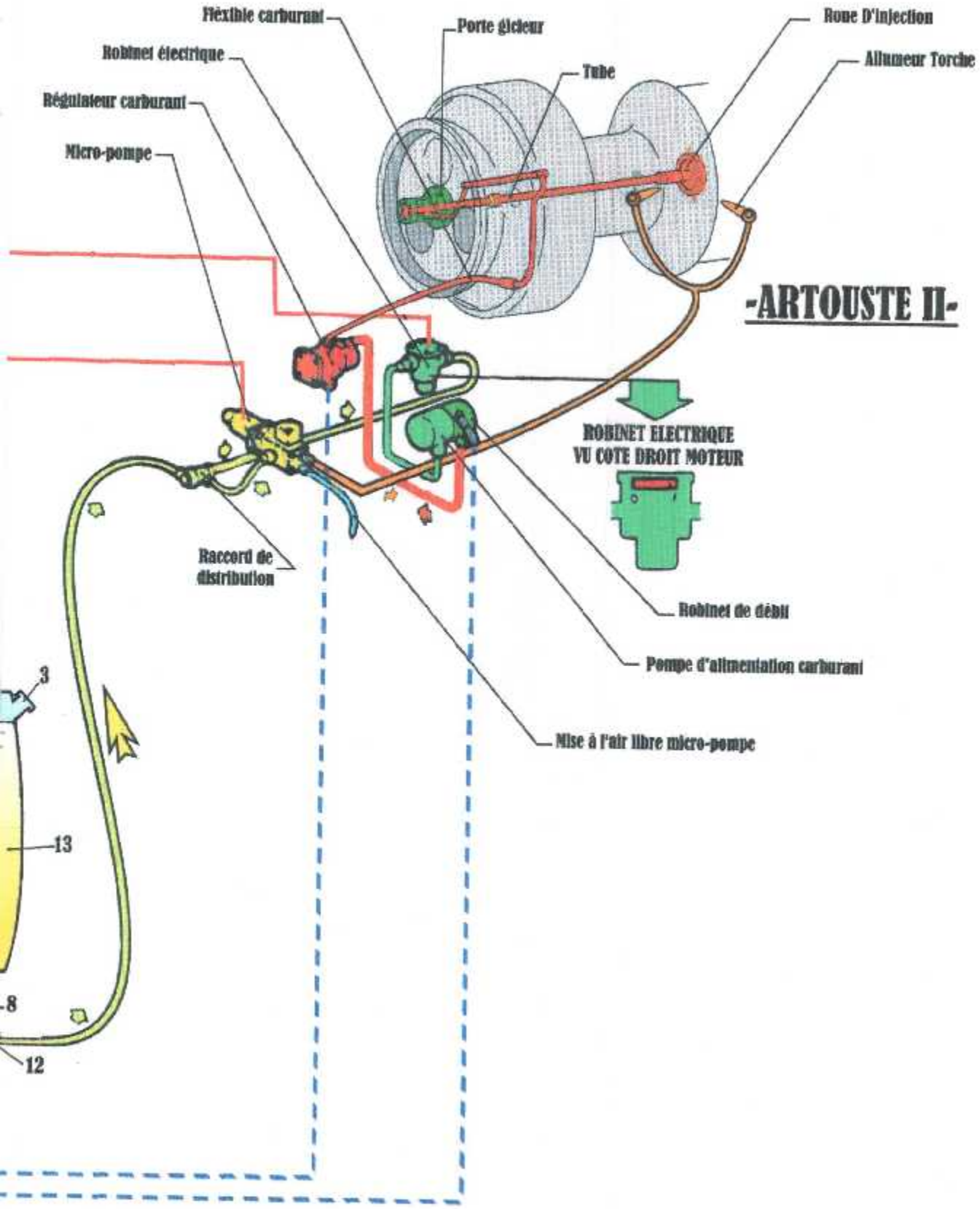
CIRCUIT CARBURANT APPAREIL

1- Mise à l'air libre réservoir
2- Jaugeur carburant
3- Bouchon de remplissage
4- Purge de décantation
5- Mano-contact pompe de gavage
6- Mise à l'air libre pompe de gavage
7- Robinet de vidange
8- Clapet anti-retour
9- Filtre avec by-pass
10- By-pass filtre carburant
11- Mano-contact colmatage Filtre
12- Robinet coupe-Feu
13- Réservoir carburant



CABLE METALIQUE
FILE ELECTRIQUE
DEMMARAGE
MOTEUR AUTONOME
MISE à L'AIR LIBRE
ALIMENTATION MOTEUR

CIRCUIT CARBURA



T - (ALOUETTE II)

6 / Graissage

6.1 / Circuit moteur

Les principaux points lubrifiés en partant de l'avant sont :

- le roulement avant de l'arbre de sortie du réducteur,
- les pignons et roulements du réducteur et de la chaîne supérieure de commande des accessoires,
- le palier avant,
- le palier arrière.

Les pignons et roulements de la chaîne inférieure de commande des accessoires sont graissés par projection.

Fonctionnement du circuit

L'huile provenant du réservoir avion est aspirée, depuis le raccord (1) par la pompe de pression (2).A sa sortie de la pompe (2), l'huile passe devant la soupape de surpression (3) puis, par une tuyauterie rigide (4), enfermée dans les carters, elle est conduite au filtre (5), équipé, d'un clapet (6) destiné à permettre le graissage en cas de colmatage de l'élément filtrant.
Sa sortie du filtre, l'huile est dirigée :

- Par une tuyauterie rigide (7) enfermée dans les carters, vers la partie basse du carter d'accessoires d'ou elle est acheminée, par des canaux fores dans l'épaisseur des carters, vers le réducteur, la commande des accessoires et le palier avant,
- Par une tuyauterie extérieure (8) vers le palier arrière.

Après lubrification des organes, l'huile retombe par gravité à la partie inférieure du carter d'accessoires et du palier arrière, d'ou elle est reprise par les pompes de vidange (9) et (10) et ensuite refoulée vers le réservoir par le raccord (11).

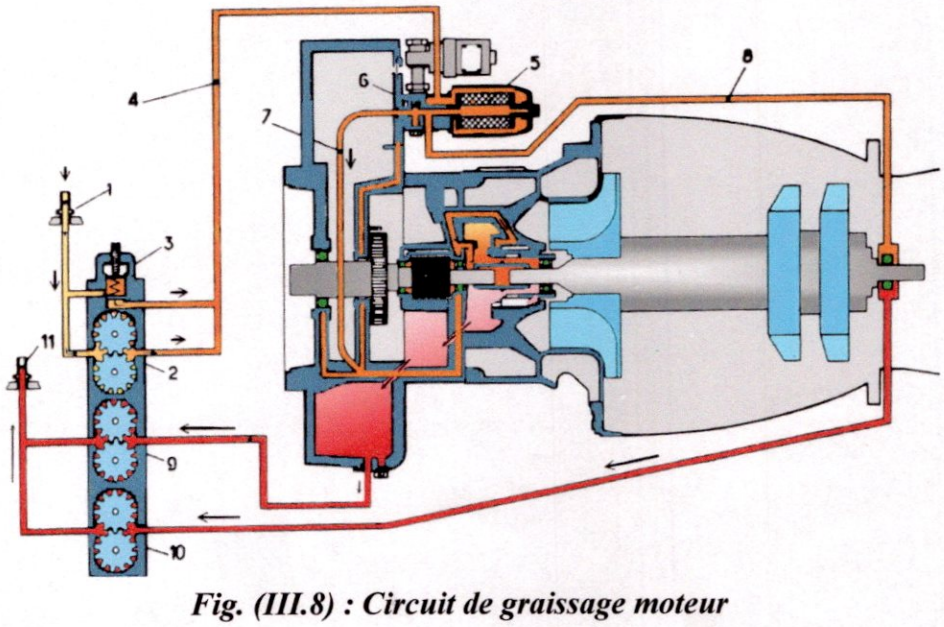


Fig. (III.8) : Circuit de graissage moteur

6.2 / Circuit B.T.P.

Le réservoir constitué par le Carter inférieur de la BTP (contenance 4,5 litres.) comporte un voyant de niveau. Une pompe à engrenages aspire l'huile et la refoule dans un radiateur, un filtre et une canalisation principale intérieure.

Différents orifices internes repartissent l'huile au couple conique principal et au premier étage du réducteur planétaire.

Deux tuyauteries souples extérieures la conduisent de la canalisation principale respectivement au deuxième étage du réducteur et au roulement du mât rotor. L'huile descend par gravite au couple conique secondaire et au réservoir. La prise de pression du manocontact est située au niveau du couple principal

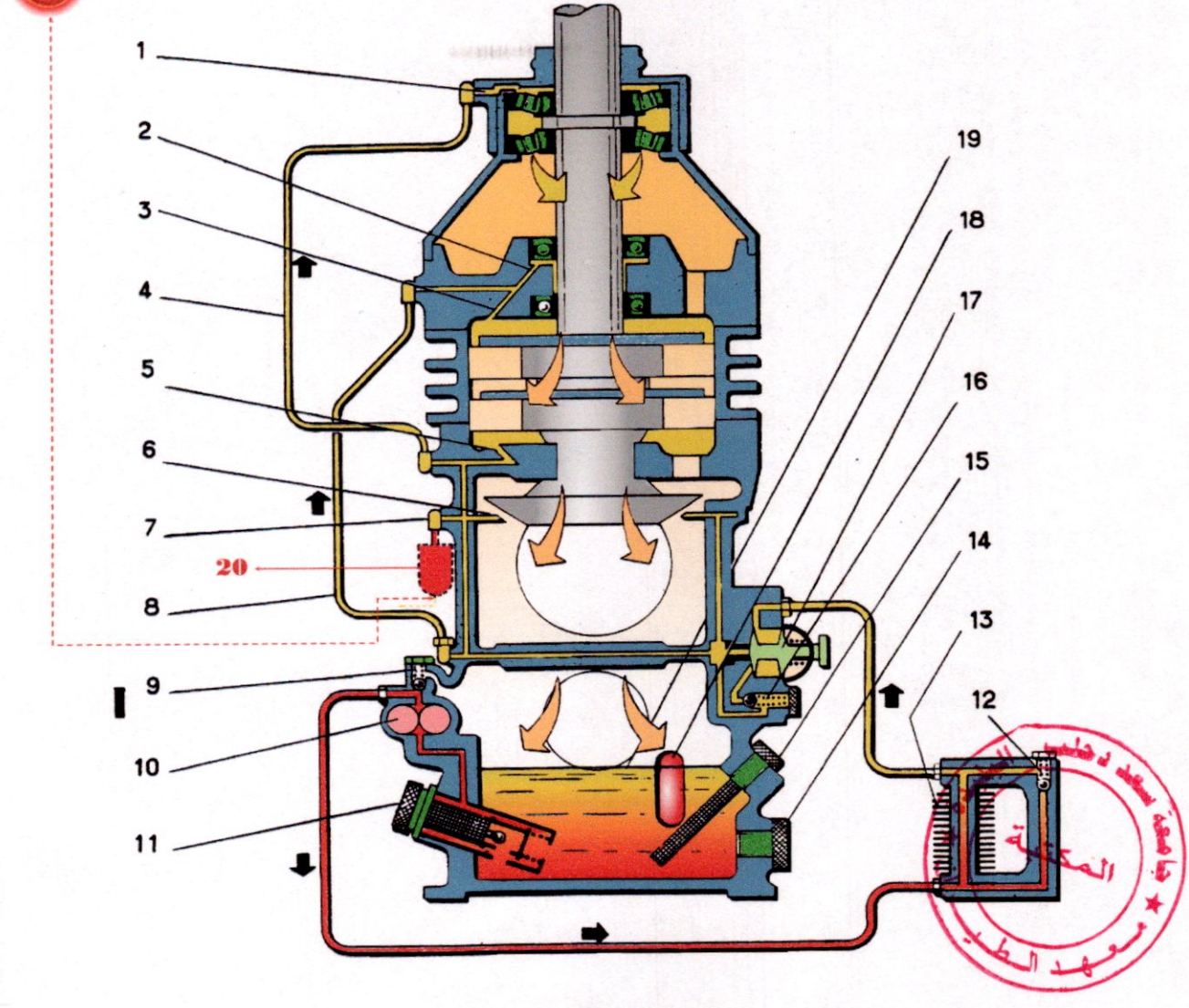
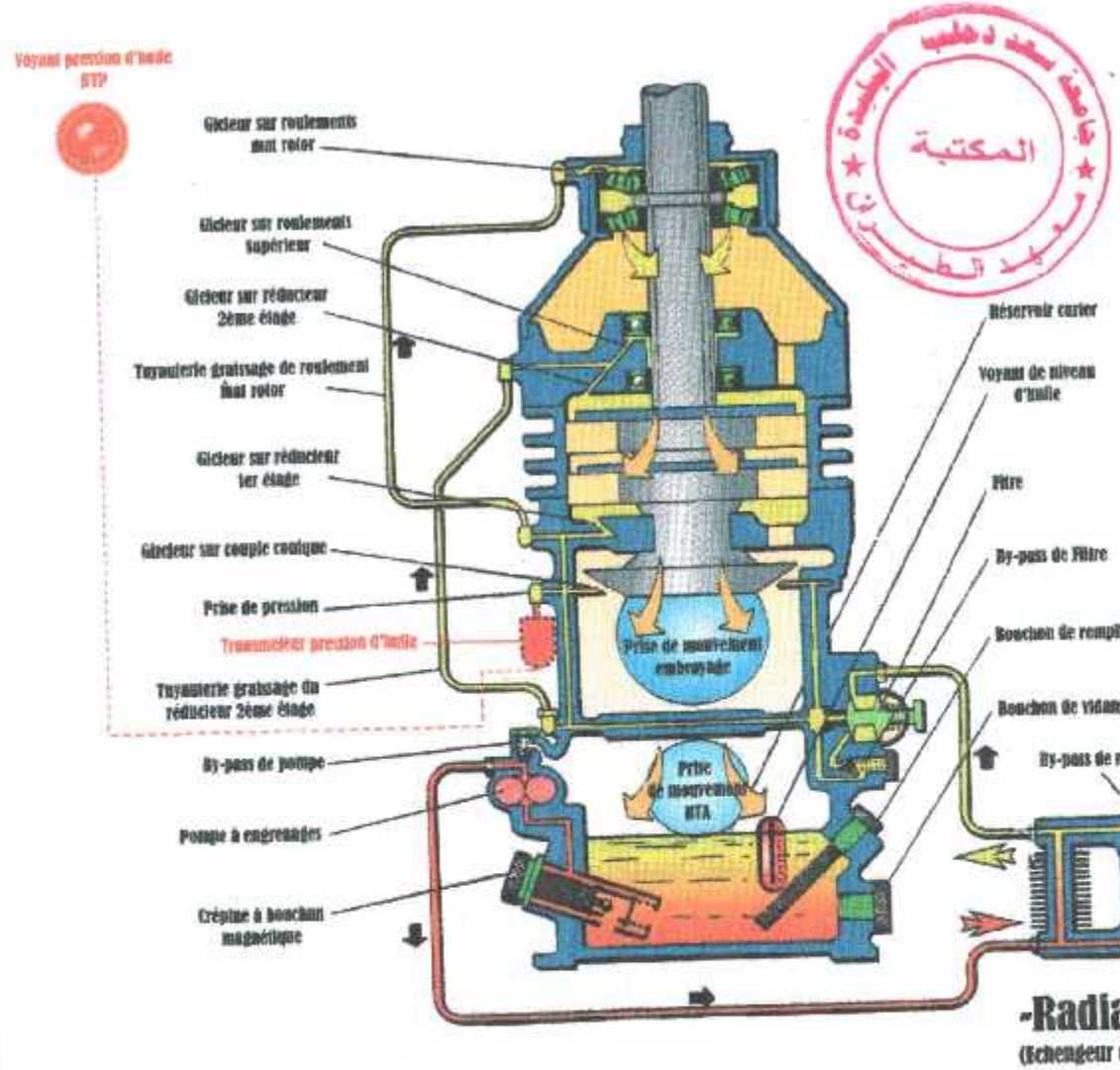


Fig. (III.9) : Circuit de graissage B.T.P.

جامعة سعد دحلب البليدة
المكتبة

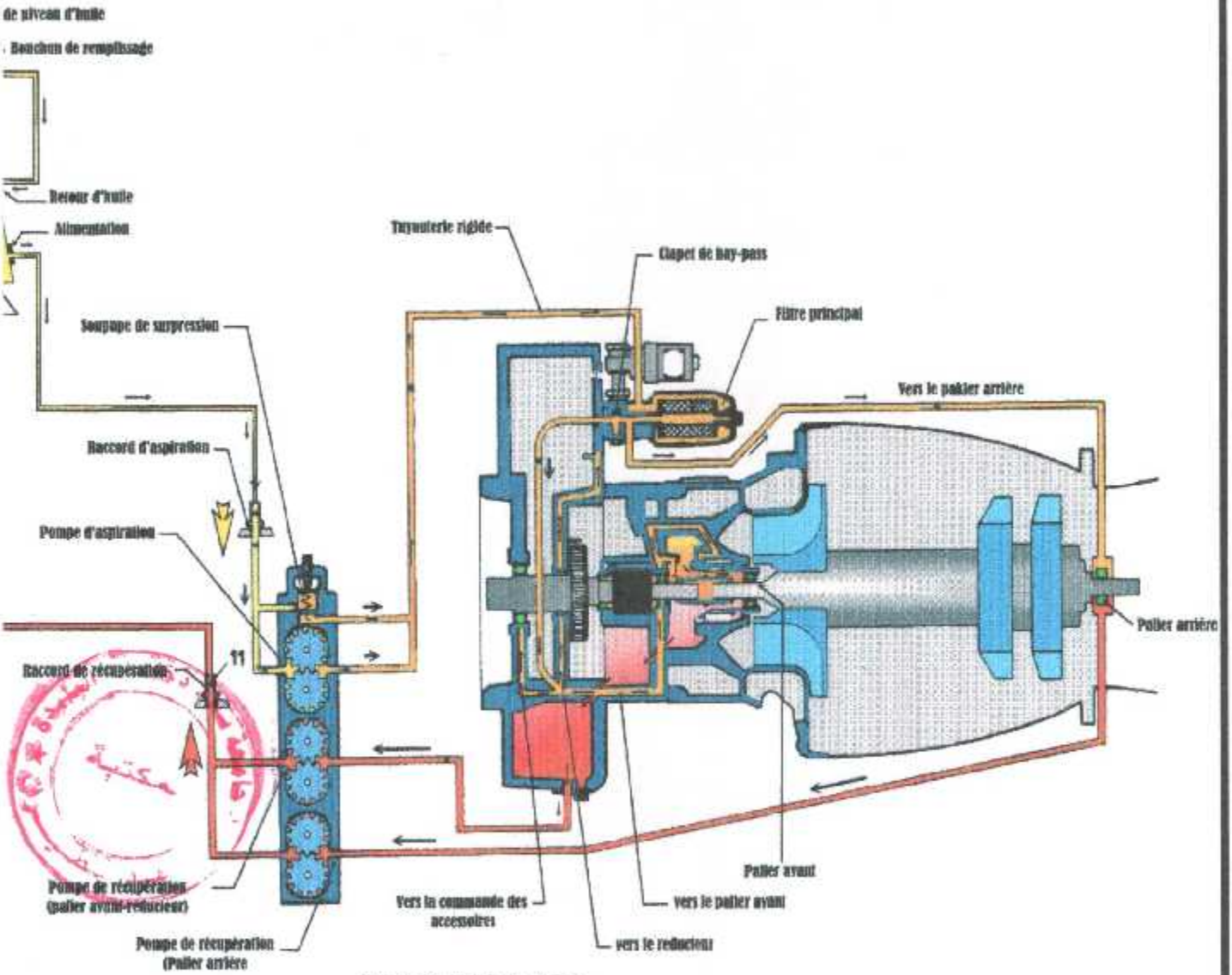


-BTP-

(Boite de Transmission Principale)

SCHEMA DE GRAISSAGE MOTEUR ET
(ALOUETTE II)

nile



-MOTEUR-

(ARTOUSTE II)

P

- ***Légende(figure III.9)***

1. Gicleur sur roulements mât rotor
2. Gicleur sur roulement supérieur
3. Gicleur sur réducteur 2ème étage
4. Tuyauterie graissage de roulement mât rotor
5. Gicleur sur réducteur 1er étage
6. Gicleur sur couple conique
7. Prise de pression
8. Tuyauterie graissage du réducteur 2ème étage
9. By-pass de pompe
10. Pompe à engrenages
11. Crépine à bouchon
12. By-pass de radiateur
13. Radiateur
14. Vidange
15. Remplissage
16. By-pass de filtre
17. Filtre
18. Voyant de niveau
19. Réservoir carter

7 / Génération hydraulique

7.1 / Commande de vol

Les commandes de vol (Figure 1) agissent sur l'incidence des pales du rotor principal et du rotor anti-couple et permettent de contrôler l'assiette, le cap et l'altitude de l'appareil.

On distingue :

- Les commandes du rotor principal qui contrôlent l'appareil :
  - En assiette (commande de pas cyclique).
  - En altitude (commande de pas collectif)
- Les commandes du rotor arrière qui contrôlent l'appareil sur son axe de lacet

Une installation de servo-commande qui est destinée à faciliter le pilotage de l'hélicoptère.

7.2 / Circuit hydraulique

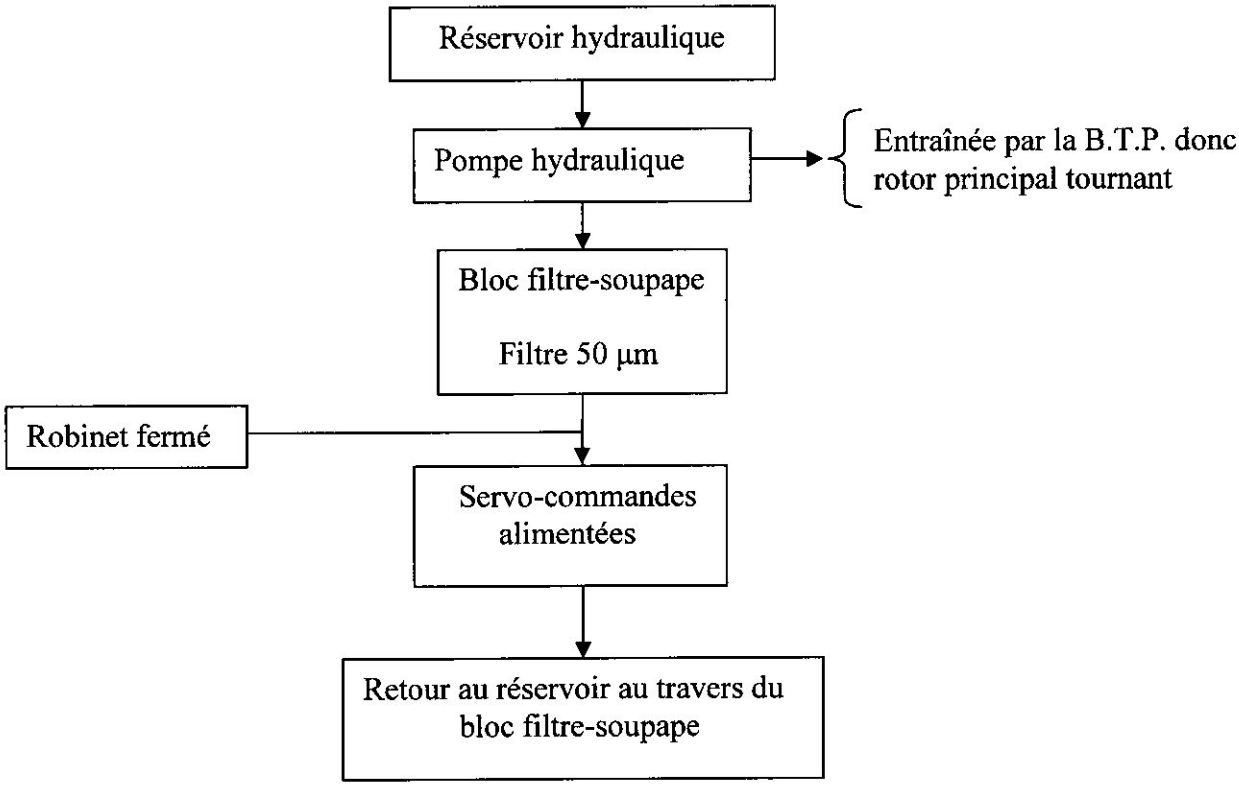
Organes constituants

L'installation comprend :

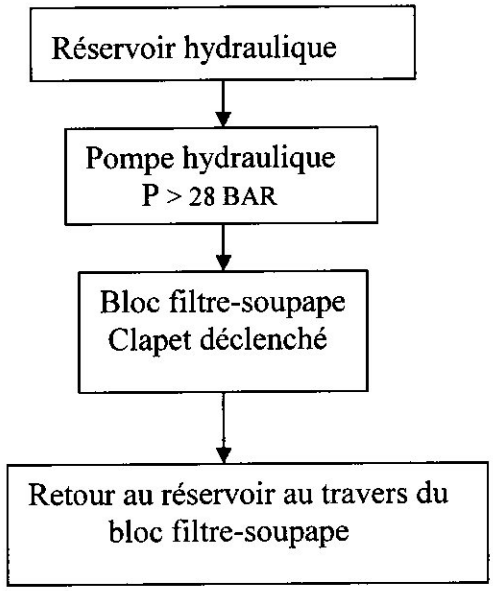
- une partie génération est localisée sur le plancher mécanique, constituée essentiellement par :
  - un réservoir hydraulique,
  - un ensemble bloc filtre,
  - une pompe hydraulique.
- une partie utilisation, constituée essentiellement par :
  - 3 servo-commandes.

Fonctionnement

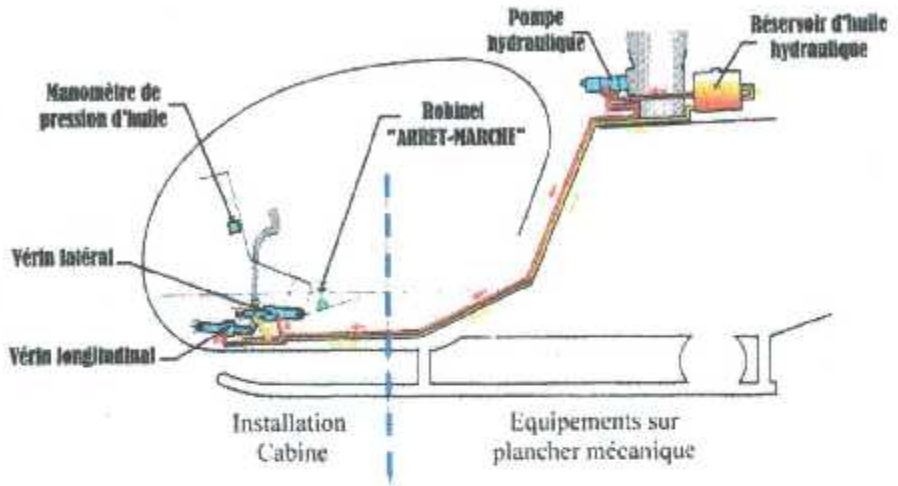
A- Normal :



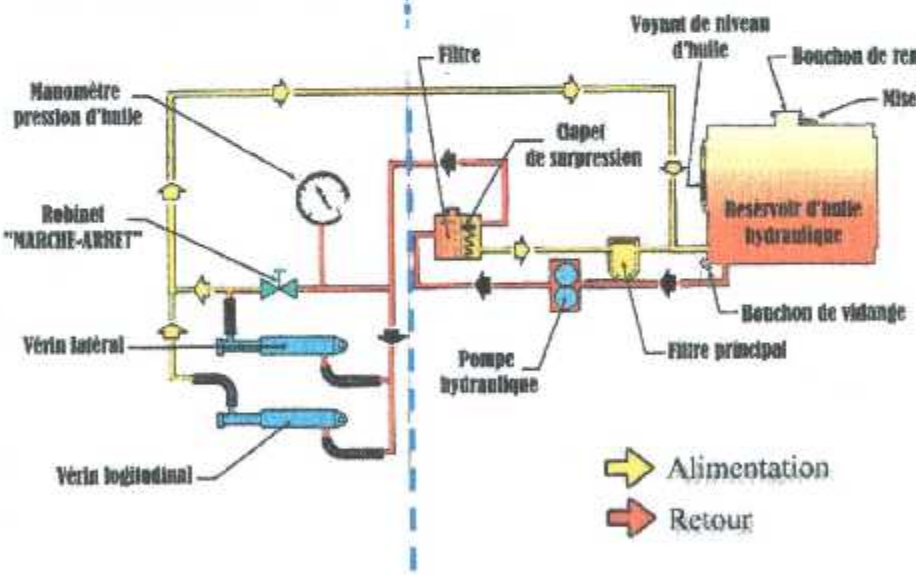
B- Anormal (surpression) :

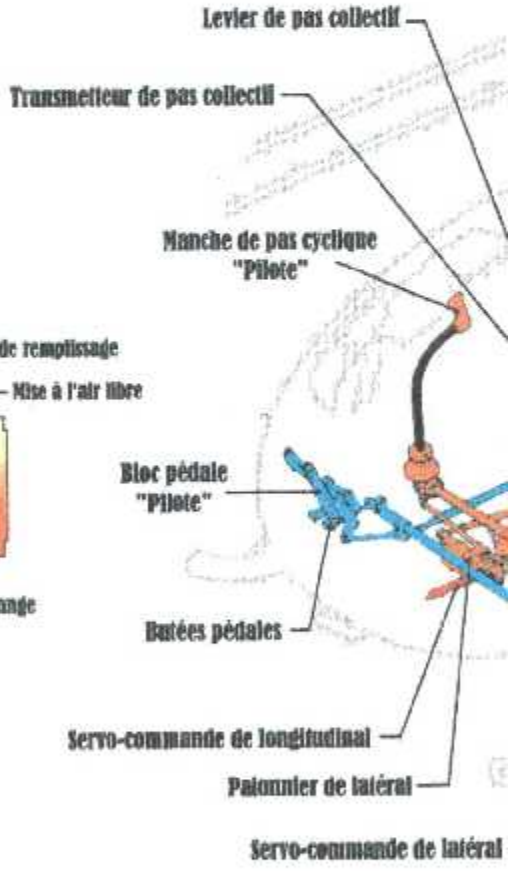


IMPLANTATION DES ORGANES



SCHEMA DE PRINCIPE

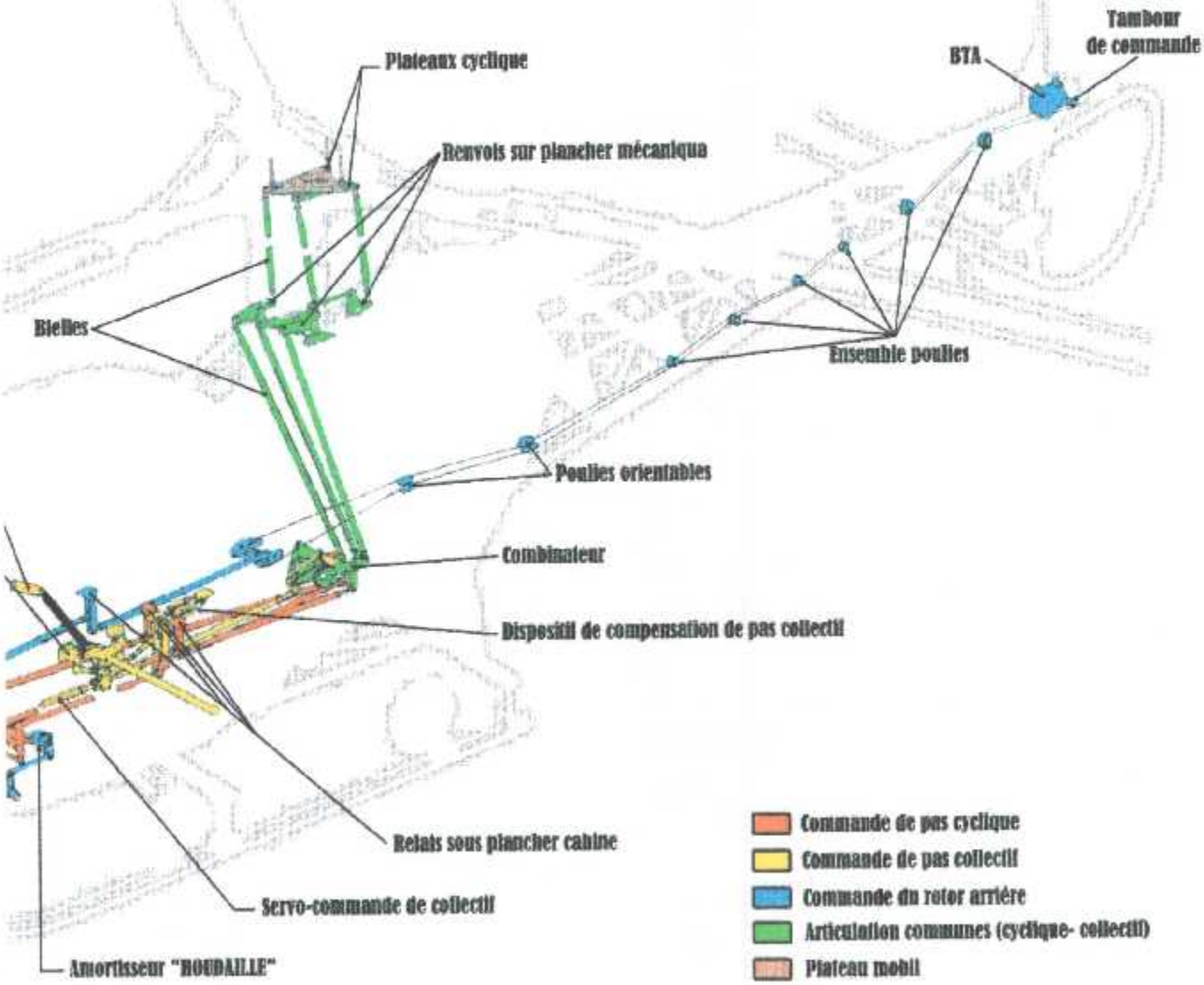




-SERVOCOMMANDE DE VOL-

LES COMMANDES DE V

-IDENTIFICATION GENERALE DE LA CINEMATIQUE DES COMMANDES DE VOL -



DL - (ALOUETTE II)

12.5 / Vidange et graissage

a) Périodicité des graissages

Les différentes parties à graisser et leurs périodicités sont illustrées dans le tableau suivant (fig IV.14) :

Repères figure (X)	Ensembles à graisser	périodicités			Ingrédients		
		Après le dernier vol de la journée	25 h	200 h ou 1 an	Huile 0,135	Graisses G 382 ou G 366	Graisses G 355
1	Rotule de plateau cyclique C.T. 40-11-302						
2	Moyeu rotor principal C.T. 57-00-303						
3	Rotor arrière C.T. 56-20-301						
4	Paliers de transmission arrière C.T. 40-22-301						
5	Axes de fixation des commandes de vol sur plateau cyclique fixe Non décrit – au pinceau						
6	Plateaux cycliques C.T. 40-11-302						
7	Biellettes de changement de pas C.T. 57-11-303						
8	Axe et maillon de câbles de tierçage C.T. 57-11-303					o	u
9	Moyeu rotor principal C.T. 57-00-303						
10	Transmission oblique Ensemble croisillon C.T. 40-21-32		o	u			
11	Articulations de compas C.T. 40-00-302						
12	Broches de pales C.T. 57-00-303						
13	Roulement poulie de direction Non décrit						
14	Bielle à disque sur combinateur Non décrit						
	Treuil	50 relevages voir C.T. 45-11-301					
	Cargo – swing : axe du cardan C.T. 45-21-601	mensuelle					

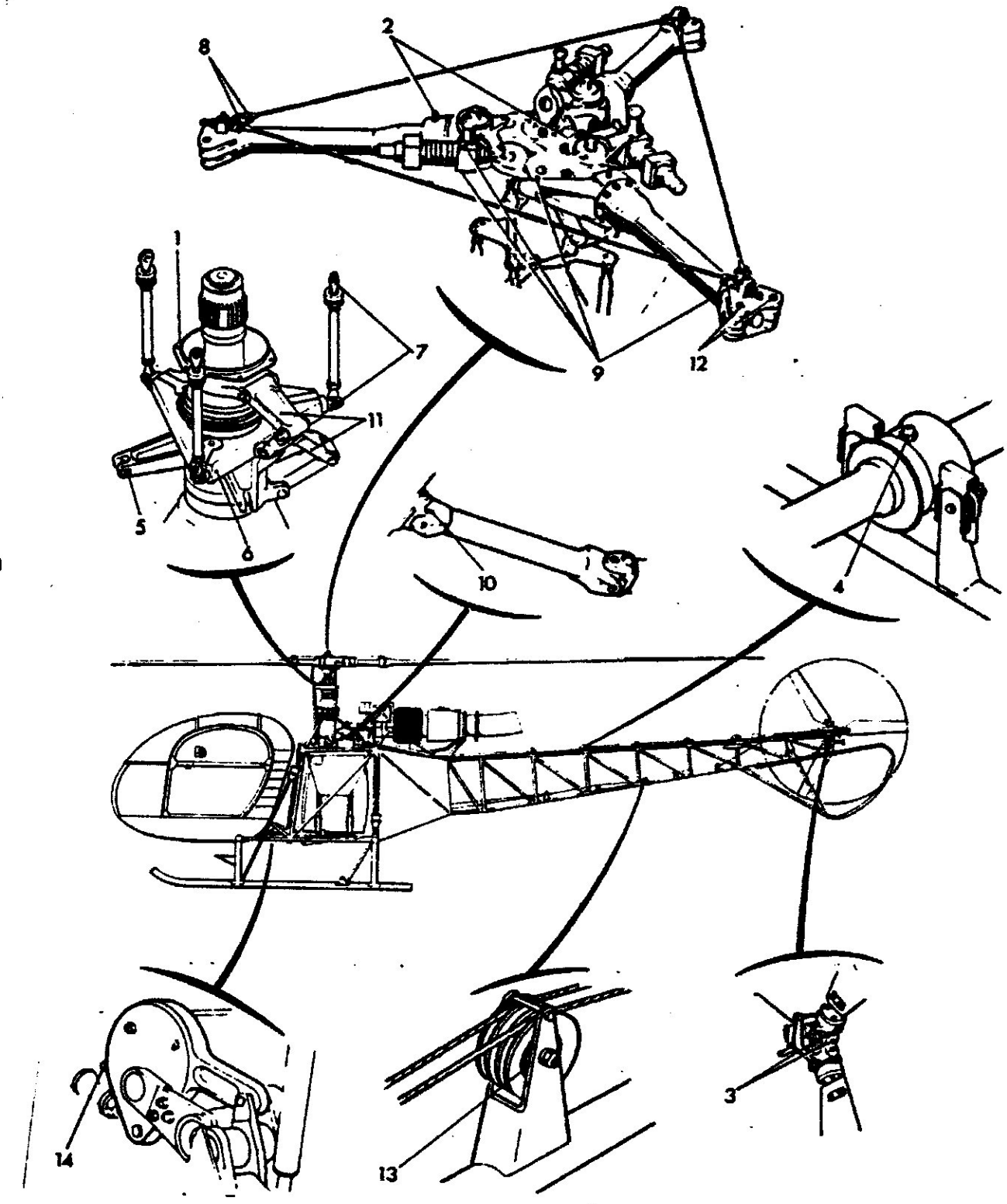


Figure (IV.18) - Ensembles à graisser

b) Procédure de graissage

Le graissage se fait à l'aide d'une pompe à graisser (spécifique ou universelle), il faut enfoncer la nouvelle graisse et chassé l'ancienne jusqu'à l'apparition de la nouvelle (figure)

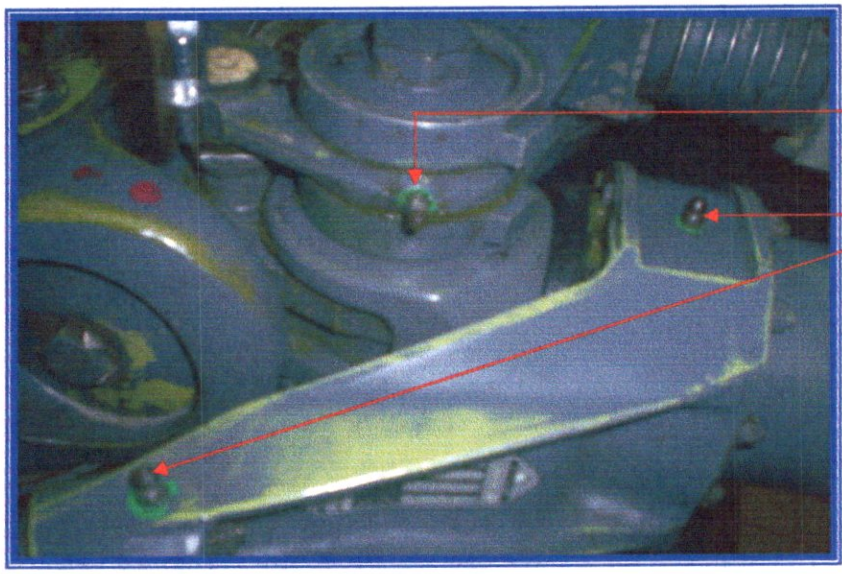


Figure (IV.19) – Graisseurs moyeu rotor principal

Les graisseurs entourés de cercle vert, sont graissés avec de la graisse type G 382.

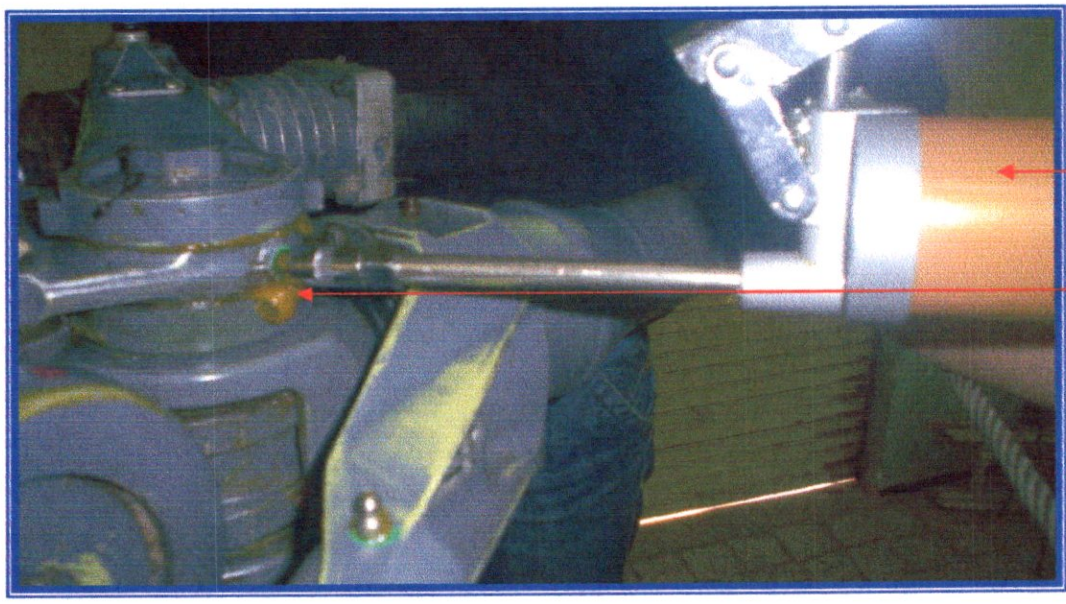


Figure (IV.20) – procédure de graissage

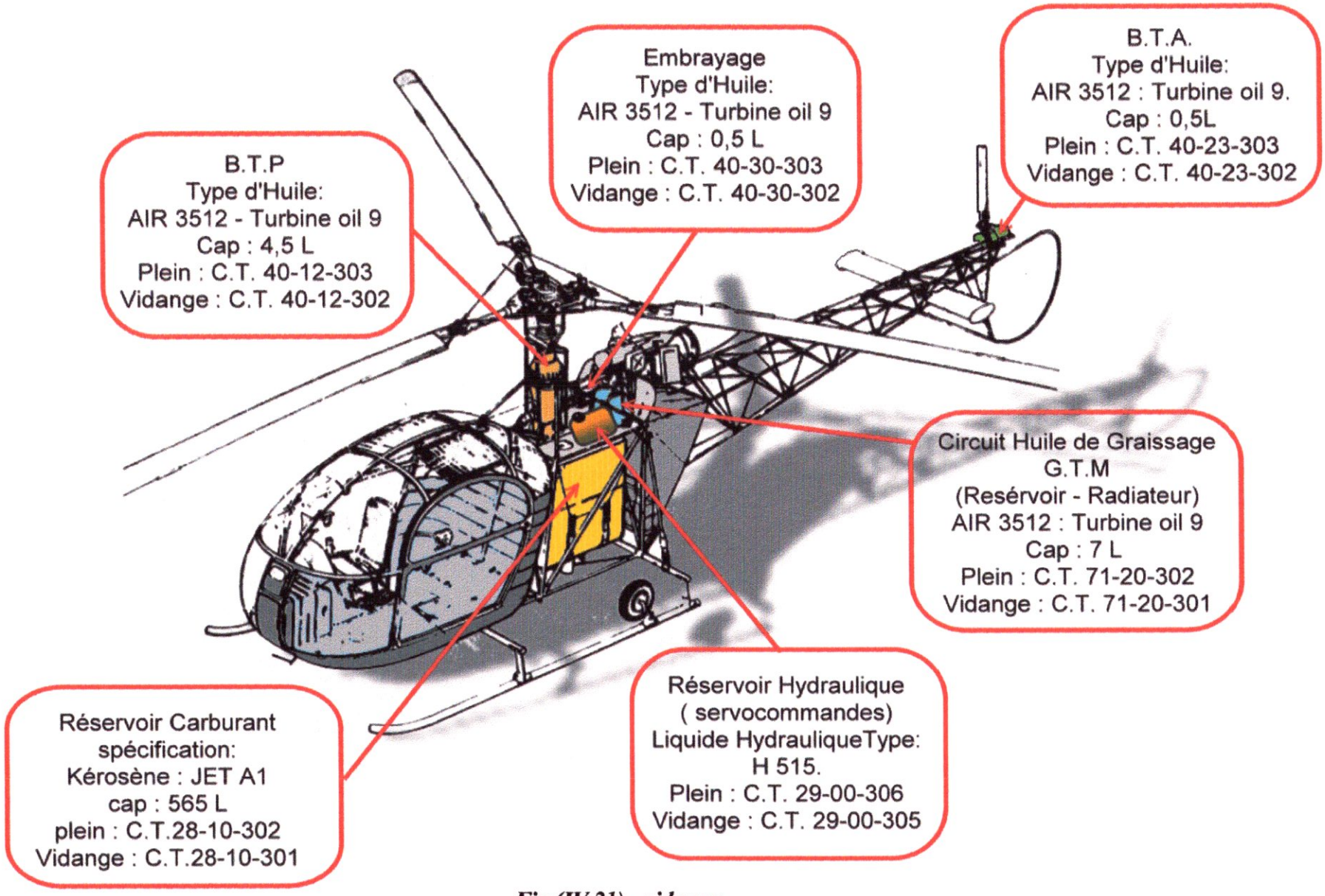


Fig (IV.21) - vidange

c) Vidange

Vidanges	***Périodicités***	***Observation***
• Boite de transmission principale	300 heures	Pour mise en service d'une boite : 1ère vidange à 25 heures 1ème vidange à 100 heures
• G.T.M.	100 heures	
• Boite de transmission arrière	300 heures	Pour mise en service d'une boite : 1ère vidange à 25 heures 1ème vidange à 100 heures
• Circuit hydraulique	En G.V.	En utilisation, le circuit sera vidangé si l'on constate une altération du liquide hydraulique

12.6 / Nettoyage des filtres et remplacement des cartouches filtrantes

Élément	***Périodicité***	***Opération à effectuer***
• Filtre à carburant	100 heurs	C.T (28-20-403)
• Filtre à l'huile moteur.	100 heurs	C.T (72-8-4)
• Filtre à l'huile B.T.P.	300 heurs	C.T (40-12-604)
• Filtre hydraulique	En G.V	C.T (29-11-403)

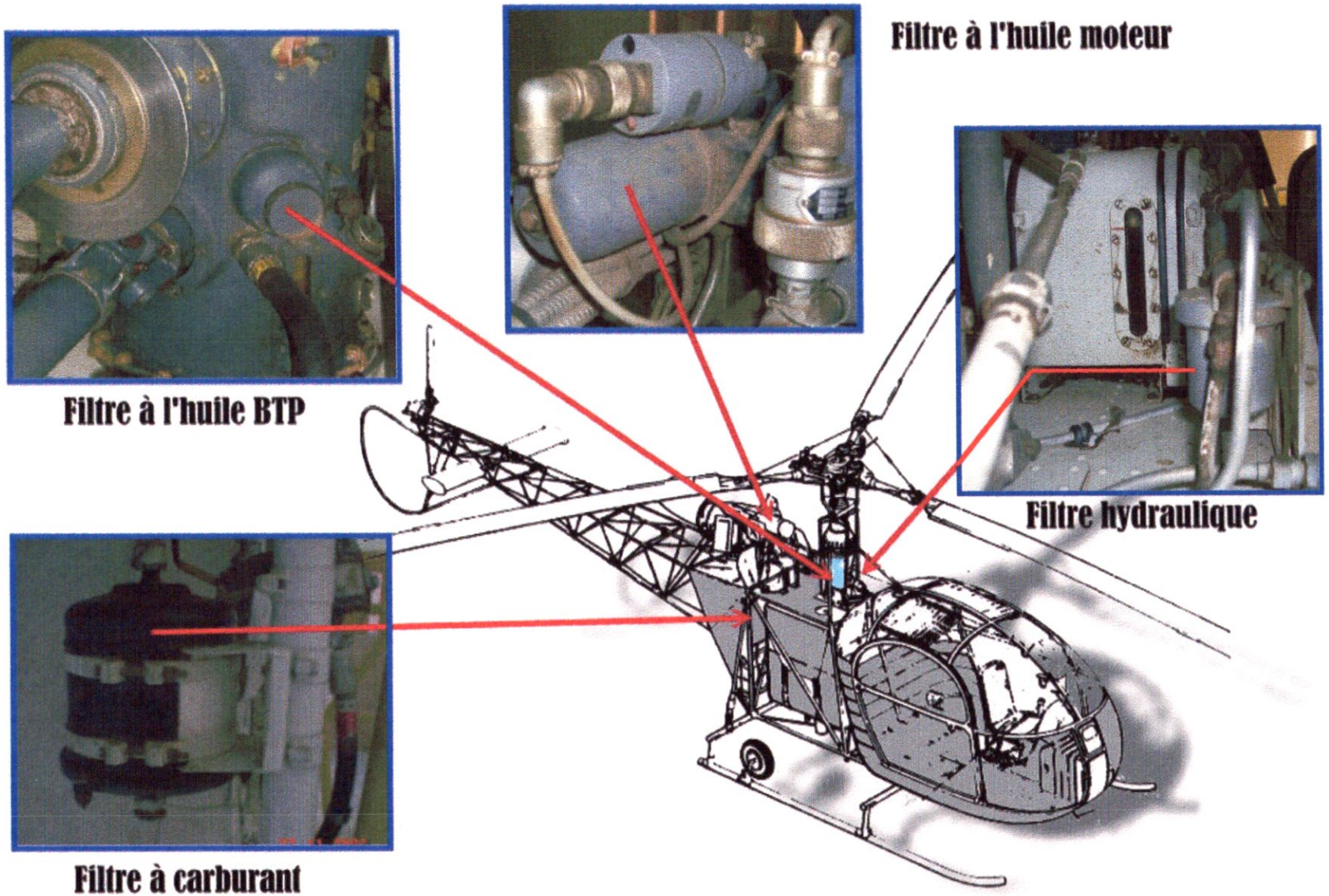


Fig. (IV.22) – localisation des filtres

12.7 / Échange des tuyauteries

La tuyauterie des différents circuits de l'appareil, suis le mode d'entretien vie limite, vue que des fluides corrosifs y circule sous pression, elle est donc exposée en permanence à des attaques chimiques et à des contraintes de pression exercées par le fluide.

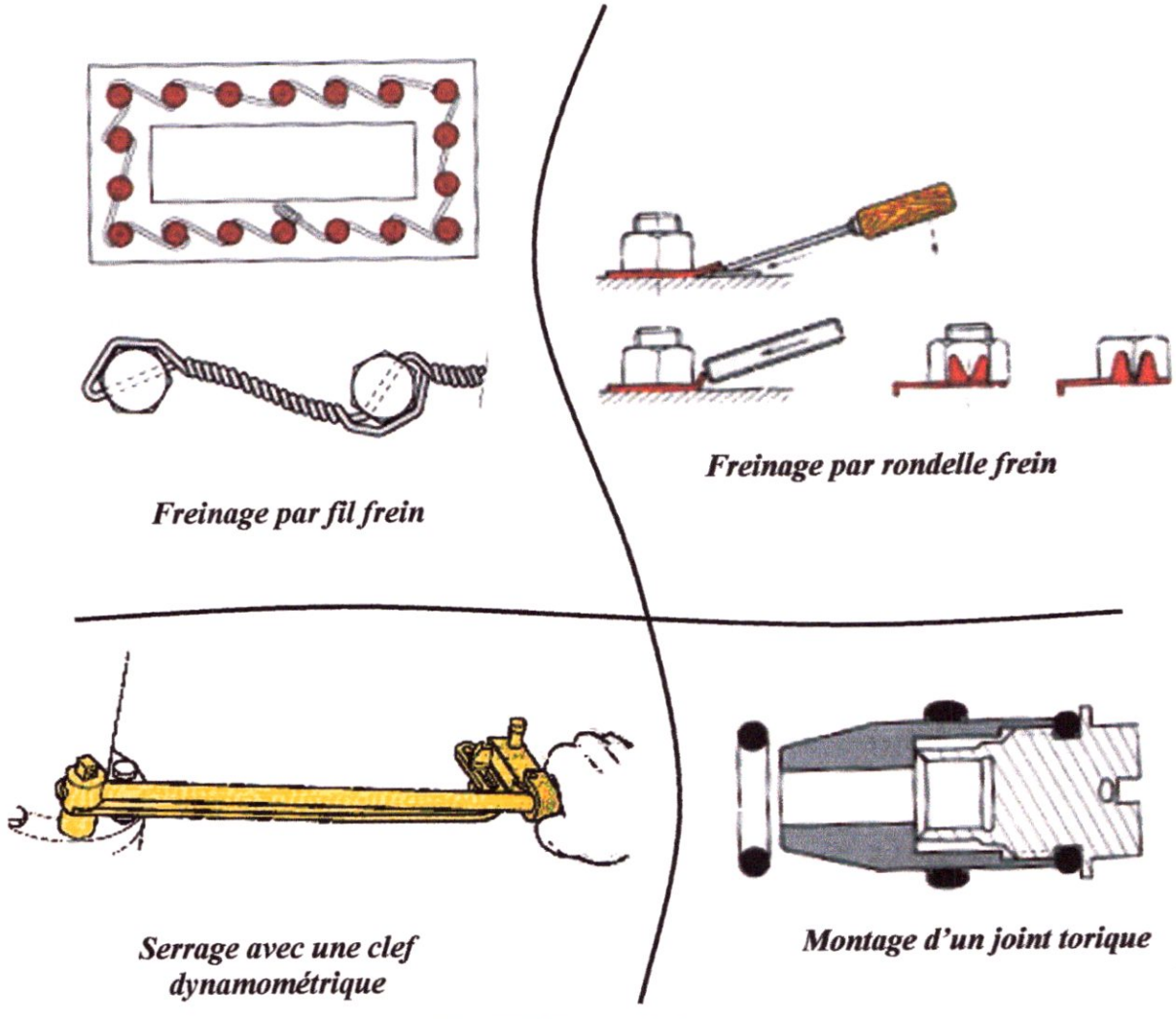
Nous allons présenter quelques techniques utiles lors des opérations dépose – pose effectuer sur moteur pour l'échange d'une tuyauterie ou d'un élément quelconque.

a) Technique courante

On distingue par "techniques courantes", l'ensemble des pratiques et procédures communes, nécessaires à l'entretien et la réparation des moteurs

Ces "techniques courantes" font l'objet d'un document particulier appelle "Recueil de Techniques Courantes" destiné essentiellement aux réparateurs, dont on ne dispose pas malheureusement.

On trouve ci-dessous l'illustration de quelques unes de ces "techniques courantes"



Freinage par fil frein

Freinage par rondelle frein

Serrage avec une clef dynamométrique

Montage d'un joint torique

Fig (IV.23) : Technique courante

b) Opérations effectuées

Après un certain nombre d'heures de fonctionnement, la tuyauterie flexible devra être déposée. Elle suit le mode d'entretien vie limite (hard time) dont la périodicité de remplacement est mentionnée sur le Manuel des techniques courantes (M.T.C.), non disponible malheureusement.

Fig. (IV.24) - Tuyauterie carburant

Afin de faciliter les opérations d'échange, un anneau métallique sur le quel est gravé un numéro de référence est enroulé sur chaque tuyauterie. On trouve aussi une bande colorée aux deux extrémités selon le type de fluide transporté :

- Bande rouge : tuyauterie carburant (fig. IV.24).
- Bande marron : tuyauterie d'air (fig. IV.25).
- Bande jaune : tuyauterie d'huile (fig. IV.26).

***Fig. (IV.25) - Tuyauterie* d'air**

Étant donné que l'appareil n'est utilisé que pour des essais au sol, l'intervention dans ce cadre n'a touché que les cas jugés critiques, et qui présentent des fuites ou des fissures apparentes. Les figures ci-contre donnent un exemple de quelques tuyauteries remplacées.

Remarque :

Les nombres d'heures indiqués sur le Manuel des Techniques courantes correspondent au retrait de service définitif sauf en cas d'accident.

Fig. (IV.26) - Tuyauterie d'huile BTP

12.8 / Échange de la verrière

Pour l'échange d'une glace la carte de travail est non disponible.
La procédure c'est faite de la manière suivante :

Dépose :

- Dévisser les vis assurant la fixation des couvre-joints de la glace à déposer.
- Décoller les couvre-joints en les arrachant par une extrémité.

Fig (IV.27) – Enlèvement des couvre-joints

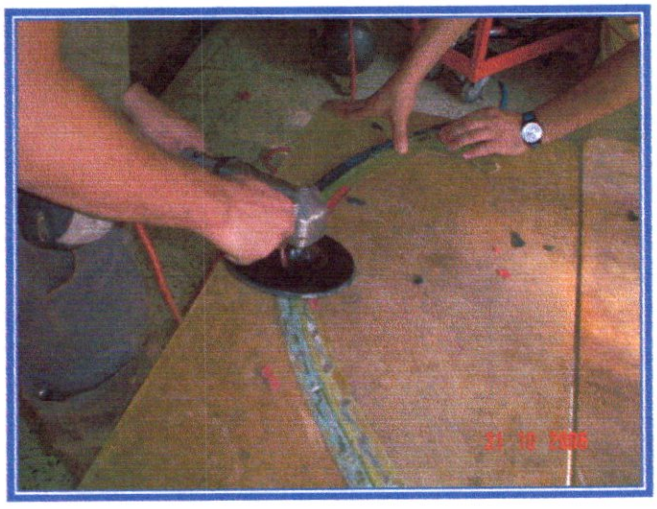


Fig (IV.28) – Enlèvement de la bande

- Décoller la bonde de caoutchouc si elle n'est pas venue avec le couvre joint.
- Déposer la glace de l'ossature cabine.
- Décoller les bandes de caoutchouc.
- Éliminer les traces de colle sur l'ossature.
- Vérifier que tous les écrous sont en place.

Pose :

- Nettoyer les surfaces à coller et souffler avec d l'air comprimé sec.
- Coller les bandes de caoutchouc sur l'ossature avec de la colle.
- Effectuer la même opération sur les couvre-joints.
- Posé la glace sur l'ossature.
- Poser les couvre joints.
- Visser.
- Enlevé la protection.

Fig (IV.29) – opération finale de rechange d'une glace

12.9 / Décrassage compresseur

La détérioration des performances du moteur est due en général à un mauvais entretien ou à des incidents à classer dans l'une ou dans plusieurs des catégories suivantes :

- Encrassement du compresseur,
- Érosion de la veine d'air (pales et/ou parties fixes) par suite d'utilisation avec de l'air chargé de sable ou autres pollutions abrasives ou corrosives,
- Dégâts accidentels par ingestion de corps étrangers,
- Jeux excessifs de labyrinthes ou de pales à la suite de touches ou de vibrations.

- **Mode opératoire**

Le décrassage du compresseur est pratique en temps utile, c'est-à-dire avant que la saleté (poussière, insectes, huile, etc ...) se soit définitivement incrustée et fixée dans le moteur. Opérée trop tardivement, cette opération se révèle beaucoup mois efficace.

Il est également nécessaire de faire un décrassage des qu'une fuite d'huile interne ou externe est décelée. Cette opération doit normalement se faire à l'aide :

- D'un matériel spécifique (bloc de pulvérisation) dans le quelle est mis un mélange de décrassant ARDROX 624 ou TURCO 4217, de l'eau distillée et du méthanol.
- Une source d'air comprimé à 6 bars environ.
- Un pistolet pulvérisateur d'un débit minimum de 0,2 1/mn avec une tuyauterie de 3 mètres environ.

A défaut du matériel spécifique on a utilisé un pistolet de nettoyage classique alimenté en mélange préconisé à partir d'un récipient et en air comprimé à partir d'un compresseur.

Remarque : effectuer une ventilation au moment de l'opération de nettoyage et après le nettoyage (C.T.72-3-0).

Figure IV.30 – Décrassage compresseur

12.10 / Entretient de la batterie

La batterie équipant l'alouette II est de type SAFT, de capacité 40 Ah, comporte 20 éléments au Nickel-Cadmiun (Ni-Cd) connecté en série et donnant une tension de 24 volts.

Un entretient régulier est nécessaire pour maintenir la batterie disponible à l'utilisation au moment voulue. Il faut donc veillé à la bonne santé des 20 éléments en suivant des instructions de charge, de conservation et de nettoyage.

Remarque

Dans les instructions qui suivent, les termes C_1 et n désignent respectivement la capacité nominale de la batterie et le nombre d'éléments qu'elle comporte :

a) Charge

Pour la mise en service d'une batterie neuve ou pour la remise en condition d'une batterie entièrement déchargée, procéder comme suit :

- **Charge lente** : charger à 0.1 C_1 ampère jusqu'à ce que la tension de la batterie soit égale à : 1,5 volt × n (30 volts pour notre cas). Durée de charge : mini 14 heurs, maxi 15 heurs.

- **Charge rapide** : charger à 0.5 C_1 ampère jusqu'à ce que la tension de la batterie soit égale à : 1,55 volt × n (31 volts pour notre cas). Durée de charge : ne pas dépasser 2 heures 15 minutes. Ou charger à C_1 ampère jusqu'à ce que la tension de la batterie soit égale à : 1,57 volt × n (31,4 volts pour notre cas). Durée de charge : ne pas dépasser 1 heures 15 minutes.

L'une ou l'autre de ces deux méthodes permet de charger la batterie jusqu'à 80 % de sa capacité. Une telle procédure ne doit cependant pas être utilisée lors des opérations normales maintenance de la batterie.

b) Conservation de la batterie

- **Batterie chargée en attente de vol**

Si la batterie est restée stockée plus de 15 jours et moins de 2 mois, procéder à une charge lente.

- **Stockage longue durée**

Si la batterie est restée stockée plus de 2 mois, elle doit être déchargée à un régime n'excédant pas 0,85 C_1 ampère jusqu'à une tension de : 1 volt × n et ensuite rechargée suivant une des méthodes indiqué lors d'une charge rapide.

c) Entretien régulier

Bien nettoyer la batterie et graisser légèrement à la vaseline les bornes et les connexions. Vérifier le niveau d'électrolyte, ajuster avec de l'eau distillée si nécessaire.

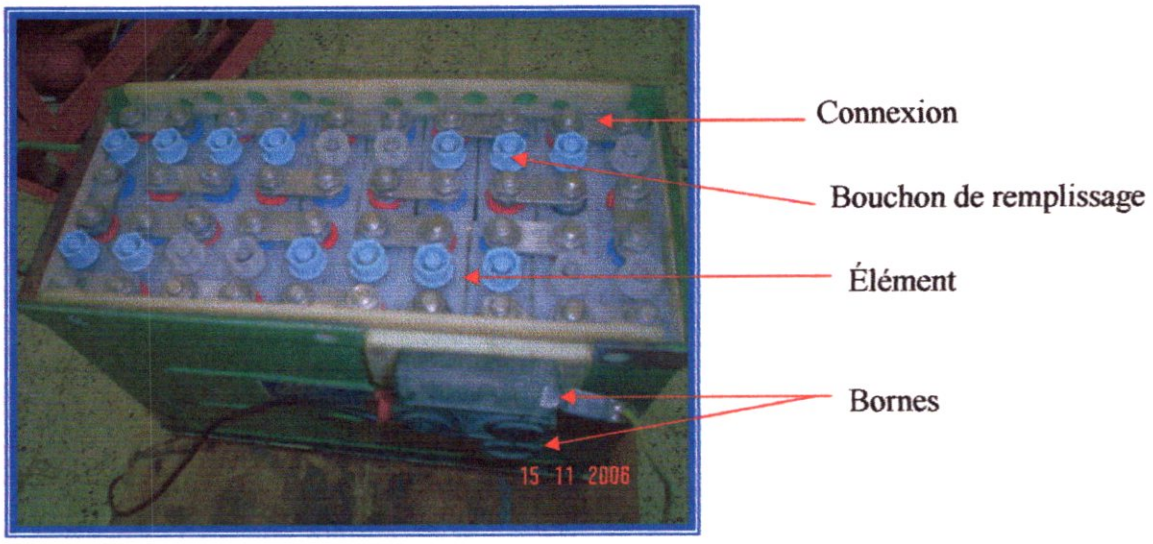


Figure IV.31 - Batterie

Remarque

Il est déconseillé d'effectuer plus de deux démarrages consécutifs par la batterie, on utilise généralement des groupe de parc pour assurer le démarrage, par contre la battrie n'est utilisé qu'en cas de nécessiter (absence de G.P.U).

En ce qui concerne notre batterie, nous avons pu échangé les 20 éléments au sein de la compagnie aérienne TASSILI AIRLINES, et donc procédé aux premiers essais.

12.11 / Utilisation du groupe de parc

Il s'agit d'un chargeur-démarreur (TELWIN ENERGY 1500). Alimenté en courant triphasé il peut atteindre un pic de 1000 ampère.

L'ENERGY 1500 (figureIV.x) est le seul produit disponible sur le marché pouvant satisfaire la demande du démarreur (un pic de 800 Ampère) et ainsi l'amorçage de la turbine.

Fig (IV.32) – Le groupe de parc

- ***Utilisation***

Le groupe de parc est connecté au réseau de bord par l'intermédiaire d'une prise de parc à la quelle sont associés un contacteur et un relais auxiliaire, qui ont pour rôle de connecter la batterie au réseau de bord une fois le groupe de parc déconnecter (régime d'autonomie atteint).

Fig (IV.33) – description groupe de parc

13 / Essais de mise en route

Après les différentes opérations d'entretien préliminaires (nettoyage, graissage, vidange, échange des fusibles grillés et des câbles de commande G.T.M,...) l'appareil est devenu opérationnel pour les premiers essais de mise en route.

Pour des raisons de sécurité, les pales du rotor anti-couple ont été déposées et les deux porte-pales obturés par des couvercles à l'aide de vis de fixation. Les essais effectués sont décomposés principalement en quatre étapes :

1ère étape :

En suivant les instructions et les vérifications d'avant mise en route du manuel de vol (voir VI.16.1 check list), nous avons essayé d'amorcer le moteur par un essai de ventilation (pas d'injection de carburant) ce qui est conseillé après une période de stockage. En mettant l'inverseur "marche - arrêt - ventilation" sur " ventilation ", on a constaté que :

- Le voyant rouge blocage s'allume,
- Le voyant rouge limite de débit s'allume alors qu'il ne devrait pas,

- Le démarreur tourne, fait entraîner la turbine mais s'arrête au bout d'environ 5 secondes.

Pour effectuer les opérations de dépannage nécessaires, une étape très importante s'impose pour définir la cause du problème, c'est la recherche de panne.

14 / Recherche de pannes

Le depannage doit être guidé par deux imperatifs qui sont le temps d'immobilisation minimum et la dépose justifiée des éléments.

II est bien certain que la procedure dépend de la panne et du matériel et qu'il est difficile de donner une méthode pouvant s'appliquer à tous les cas. Néaumoins on peut dire que la connaissance du materiel, de son fonctionnement et de son comportement et une recherche méthodique conduisent à un diagnostic sûr et un dépannage rapide.

a) Principe de recherche de panne

Le principe consiste à définir clairement le symptôme, à l'interpréter, à procéder au diagnostic de façon logique et à choisir et appliquer le remède permettant le dépannage.

- ***Symptôme(s) observé(s)***

Ce sont les phénomènes qui accompagnent une panne ; leur seule observation permet souvent la localisation immédiate de la panne.

Il s'agit le plus souvent de paramètres mesurés et il faut s'assurer de l'exactitude de l'indication. De plus, rechercher les informations supplémentaires susceptibles de faciliter le diagnostic (conditions dans lesquelles la panne s'est produite). Par ailleurs, rechercher s'il y a des antécédents et si le symptôme est logique compte tenu des heures de fonctionnement par exemple.

- ***Analyse de l'anomalie***

Ce sont les causes susceptibles de provoquer une même panne caractérisée par les mêmes symptômes.

Lorsque l'élément défectueux est isolé, il convient alors de choisir le remède à mettre en œuvre soit le dépannage proprement dit.

- ***Dépannage***

Les vérifications ont pour but, lorsqu'il y a plusieurs causes possibles, de trouver par élimination celle qui est a l'origine de la panne. Les remèdes permettent le dépannage ; ils sont constitués, soit par des réglages, soit par des échanges, soit par des réparations.

Après dépannage, vérifier le fonctionnement lors d'un point fixe par exemple et établir les documents correspondants.

- ***Exemple***

Prenons l'exemple de l'essai ventilation et essayant d'analyser le problème :

Symptômes : quelles sont les phénomènes accompagnant la panne ?

Les phénomènes observés sont :

- Le voyant rouge blocage s'allume,
- Le voyant rouge limite de débit s'allume alors qu'il ne devra pas,
- Le démarreur tourne, fait entraîné la turbine mais s'arrête au bous d'environs 5 secondes.

Analyse de l'anomalie : quelles sont les causes possibles ?

Un raisonnement logique permet soit de trouver directement la cause, soit de trouver le système défectueux. Outre la déduction, on peut avoir recours à des vérifications supplémentaires, des essais ou la substitution d'éléments. Analysons les trois phénomènes :

- Allumage du témoin blocage, deux cas de figures sont à envisager :

  - Soit pour indiquer la présence d'une panne moteur.
  - Soit lors de l'arrêt du turbomoteur, c'est-à-dire qu'après une mise en route en mettant l'inverseur "marche - arrêt - ventilation" sur " Arrêt".

La deuxième supposition est exclue (pas de démarrage effectué). Reste la première qui est évidente (il est claire qu'il y a une panne moteur quelque part).

- Allumage du témoin limite de débit, ce voyant s'allume :

  - Lorsque le piston doseur du régulateur s'ouvre à fond, le régime moteur étant $\geq$ 18000 tr/min. Cela peut se produire dans plusieurs cas, en vol qu'au sol (voir manuel de vol 2.5.3)

  - Lorsque la commande de débit n'est pas complètement fermée lors du démarrage ou contacteur butée manette défectueux.

On retient dans ce cas que la deuxième supposition, reste donc à vérifier la fermeture de la commande de débit et voir si le voyant limite de débit reste toujours allumé.

En effet, en fermant la commande de débit (manette de débit en butée MIN) le voyant s'éteint, donc on n'a pas eu recours à vérifier le fonctionnement du contacteur butée manette, mais le témoin blocage reste toujours allumé.

- Arrêt moteur après quelques secondes :

La procédure de démarrage de l'Artouste II est automatisée et contrôlée par le boîtier de démarrage. La compréhension du fonctionnement électrique de l'ensemble des organes contribuant au démarrage est nécessaire pour analyser ce problème (voir séquences de démarrage, Annexe B). Ces organes sont les suivant :

- Une batterie
- La génératrice,
- Une armoire électrique.
- Un boîtier de démarrage automatique, qui comprend :
  - Le contacteur démarreur
  - Les deux temporisateurs T30 et T5.
  - Les relais "m" et "a"
  - Réglette de connexion électrique.
- Manocontacteur P2.
- Un ensemble de câble électrique.

On se réferant au manuel d'entretien moteur, l'isolement de la panne se fais d'une manière plus rapide. Le M.E.M. comporte des tableaux de recherche de panne qui envisagent pratiquement tous les cas pouvant être rencontrés, mais l'experience du comportement reste un élément important dans certains cas.

b) Classification des pannes

Les pannes sont classées par leur nature :

- Pannes de démarrage (de 0 a 18 000 tr/mn).
- Pannes en cours d'accélération (de 18 000 a 32 000 tr/mn). Pannes d'arrêt (de 18 000 tr/mn a 0).
- Pannes du circuit de graissage.
- Pannes du circuit de carburant et de régulation.
- Température de tuyère t4 anormalement élevée.
- Divers.

✈ Signification des symboles.

Un cercle couleur ● représente un témoin lumineux allumé.
Un cercle blanc ○ représente un témoin lumineux éteint.

Remarque

Le tableau ci-dessous englobe uniquement les pannes que nous avons rencontrées au cours des essais et qui sont les plus courantes, toutes les pannes susceptibles de s'imposées sont décrites dans le manuel d'entretien moteur (72.0.0, p 101).

Pannes et indices	Voyants de				Causes	Remèdes
	Démarreur	Micropompe	Blocage	Limite de débit		
L'inverseur sur marche le démarreur ne fonctionne pas	○	○	●	●	La manette de débit n'est pas complètement fermée ou contacteur butée manette défectueux	Fermer la manette de débit. Faire un nouveau démarrage.
Idem	○	●	○	○	Le mano-contacteur P2 qui coupe le démarreur à 11000 tr/mn est resté bloqué en position ouverte.	Vérifier le Mano-contacteur.
L'inverseur sur marche Le démarreur fonctionne le moteur ne s'allume pas.	●	○	○	○	La micropompe ne fonctionne pas. Relais micropompe réglée trop court.	Vérifier la micropompe. Vérifier relais dans le boîtier de démarrage électrique.
Idem	●	●	○	○	Mauvais fonctionnement des bougies ou de la bobine d'allumage. Prise d'air à la micropompe. Robinet électrique ne s'ouvre pas.	Vérifier les bougies (allumage et pulvérisation) et la bobine. Vérifier circuit carburant micropompe. Vérifier robinet électrique.
L'inverseur sur marche le démarreur tourne, le moteur s'allume puis s'éteint	●	● ↓ ○	●	○	Le temps de démarrage est trop long le relais T 30 a coupé le démarrage.	Remettre inverseur sur arrêt. Ventiler. Faire un nouveau démarrage et chronométré le T 30.

14.1 / Vérifications du fonctionnement du boîtier de démarrage

- ***Utilisation du simulateur***

L'utilisation du simulateur de démarrage ***(réf. 214 01 000)*** nous permet de contrôler le bon fonctionnement du bloc de commande et spécialement les temporisateurs T30 et T5 ainsi que la continuité des câbles.

Fig (IV.34) - Simulateur

- ***La procédure d'essai***

- ✈ Sortez la batterie d'accumulateurs de son logement,
- ✈ Débranchez les prises électriques de la micropompe, de la bobine, du robinet électrique, de la butée manette et du manocontacteur.
- ✈ Débranchez les prises C3 (8Y) et D1 (9Y) du boîtier à vérifier.

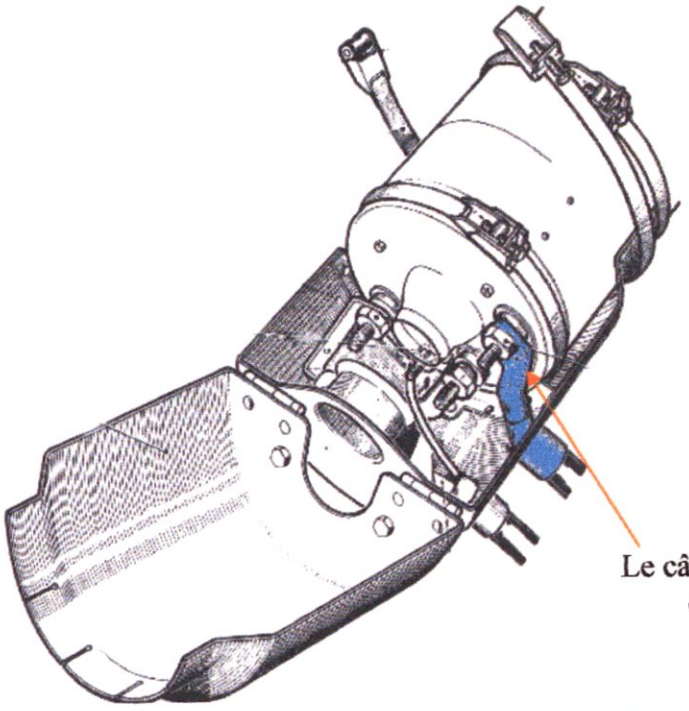


Fig (IV.35) - Branchement démarreur

- Branchez les prises mobiles des accessoires sur les prises correspondantes du simulateur ; ces prises sont repérées par les lettres suivantes :

  A - micropompe,
  B - bobine,
  C - robinet électrique,
  P - butée manette,
  M - manocontacteur.

- Branchez sur le boîtier les prises mobiles du simulateur 8Y et 9Y.
- Débranchez sur la dynamo-démarreur le câble D d'alimentation démarreur *(Fig.IV.27)*

- Placez vers le bas les interrupteurs "24 volts", "pression allumage", les inverseurs "vitesse autonome", "manette demi-ouverte" - "manette fermée" Sur le simulateur et assurez-vous que le disjoncteur est coupé et que l'inverseur "marche-arret-ventilation" est sur "arrêt".
- Accrochez la pince "démarreur" du simulateur sur la cosse du câble du démarreur.
- Accrochez la pince de masse du simulateur sur la tresse de masse du boîtier.
- Branchez la batterie sur le simulateur, attention à respecter la polarité.
- Enclenchez le disjoncteur du simulateur.

On distingue deux parties dans le simulateur (fig. IV.36) une partie à gauche, contrôle des indications du poste pilote (côté pilote) et une autre à droite, contrôle de l'alimentation des servitudes turbine (côté turbine).

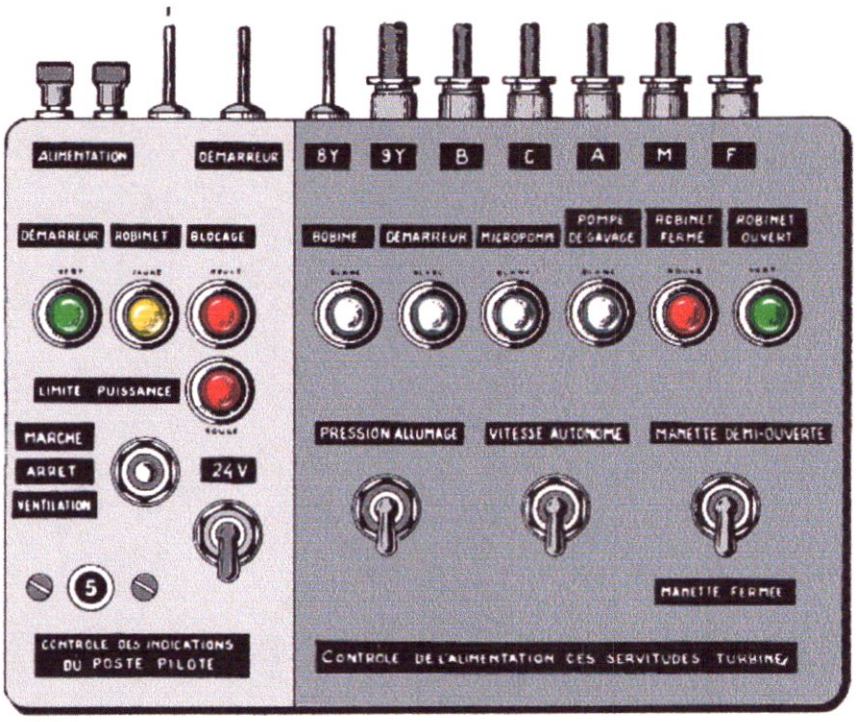


Figure (IV.36) – Utilisation du simulateur

- ***Mode opératoire***

Le simulateur nous permet d'effectuer deux essais :

L'essai ventilation : pour vérifier le temporisateur de 30 seconde (T30).
L'essai démarrage : pour le contrôle des organes de démarrage.

➢ ***Essai ventilation***

La ventilation de la turbine est effectuée en cas d'échec de démarrage, ou après une opération de déstockage du circuit de carburant, pour évacuer le carburant accumulé dans la chambre de combustion.

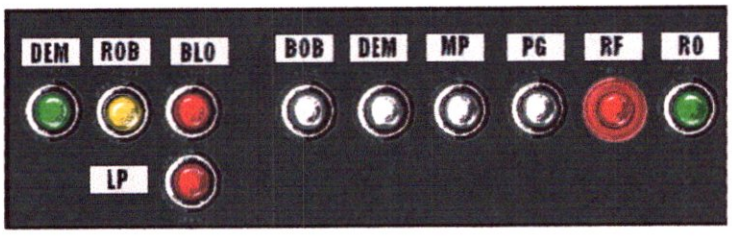
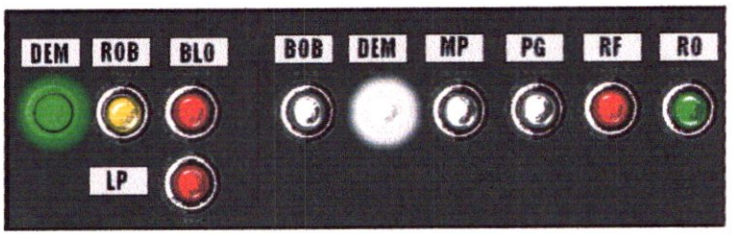
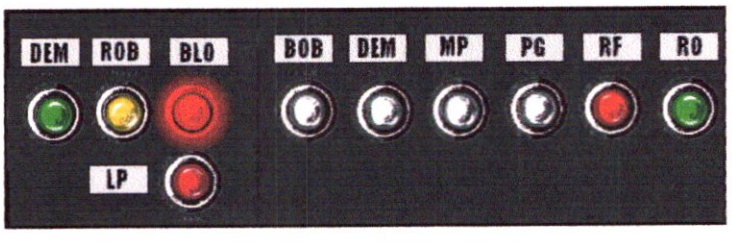
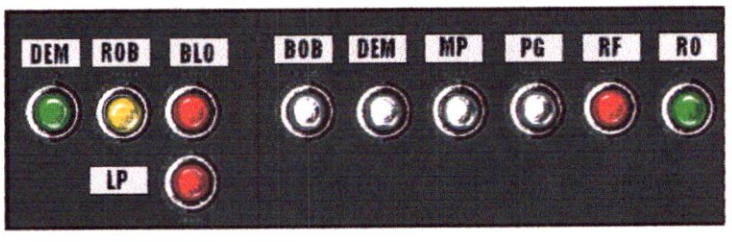
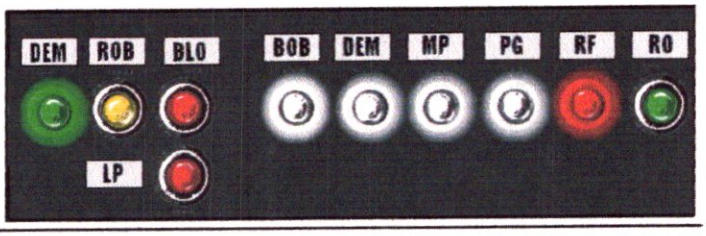
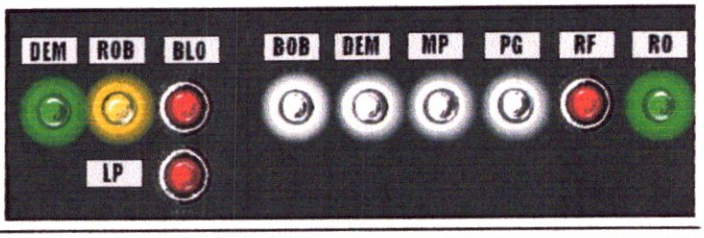
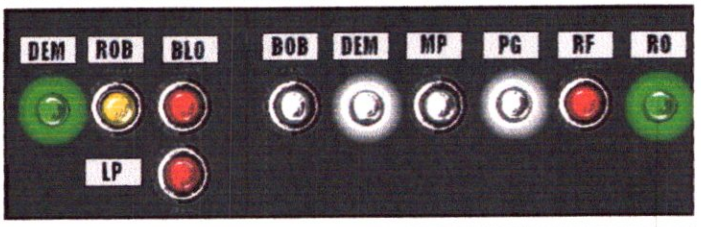
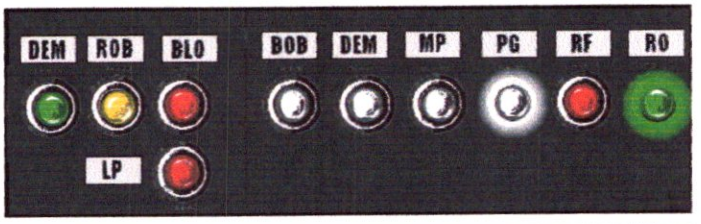
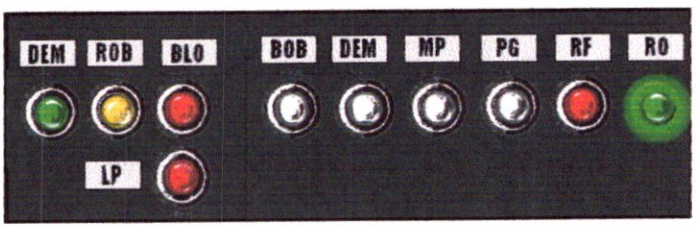
Mode opératoire		**Vérifications correspondantes**
Coté Pilote :		***Coté Turbine :***
- Placez l'interrupteur 24V vers le haut.	1	
- Placez l'inverseur double sur Ventilation et maintenez la.	2	
- Au bout de 30 s environ.	3	
- Lâchez l'inverseur double qui Revient seul sur arrêt.	4	
- Fin de l'assai ventilation		

Fig (IV.37) – Essai ventilation (simulateur)

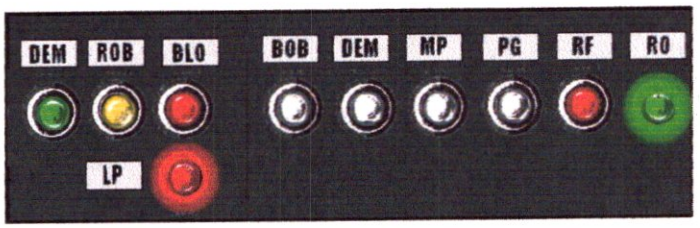
✈ ***Essais Démarrage***

Après l'essai de ventilation, vient l'essai de démarrage qui va nous permettre de contrôler le reste des composants du boîtier de démarrage qui est le temporisateur T5, ainsi que la continuité des câblages relient les accessoires concerner par le démarrage de la turbine.

L'alouette II comparée à son époque était très en avance vue qu'elle étais équipé d'un boîtier de démarrage automatique, grâce à l'introduction des temporisateur T30 et T5, permettant un démarrage très facile par une simple action sur l'inverseur double.

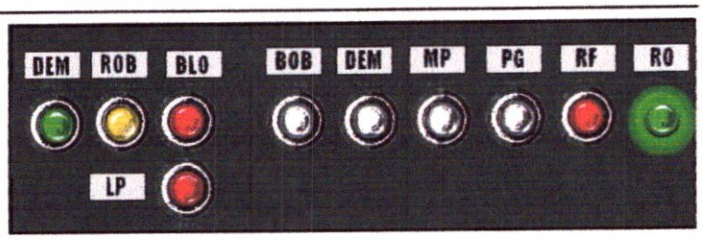
Mode opératoire		**Vérifications correspondantes**
Coté Pilote :		***Coté Turbine :***
- Placez l'inverseur sur la position « Marche »,	1	
- 2 seconde après placez l'inverseur « pression d'allumage » vers le haut,	2	
- 3 seconds après environ,	3	
- 5 secondes après environ placez l'inverseur « vitesse autonome » vers le haut,	4	
- 2 à 5 secondes plus tard,	5	

- Placez l'inverseur « Manette fermée » vers le haut sur « Demi ouverte »,



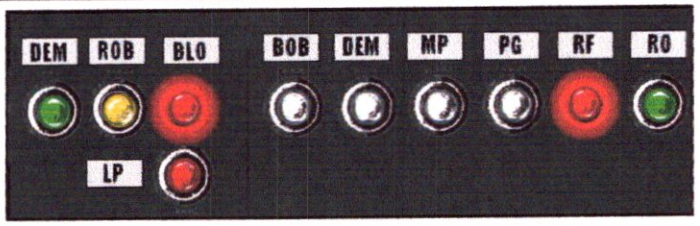
- Replacez cet inverseur sur « Manette fermée »,

6



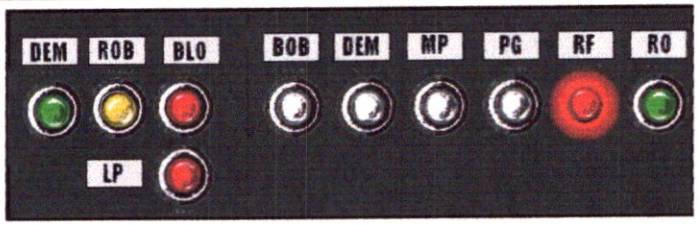
- Attendez 1 minute environ et Placez « l'inverseur double » Sur la position « arrêt »,

7



- 16 à 18 secondes après ;
- Placez l'inverseur « vitesse autonome » et l'interrupteur 24V vers le bas,

8



- Déclanchez le disjoncteur,

9

- **Fin de l'essai démarrage.**

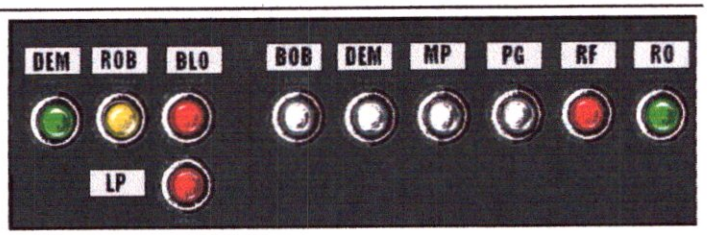


Fig (IV.38) – Essai ventilation (simulateur)

Enfin débranchez toutes les prises du simulateur, et remettre celle des équipement à leurs places initiales, ainsi que la vérification des fixation, des gaines de câblages et la fixation du boîtier.

Les fig. (IV.30 et 30) représente le fonctionnement électrique de l'ensemble des équipement contribuent au démarrage et à l'arrêt de la turbine ou à l'exécution d'une ventilation ainsi que les verrouillage empêchant les fausses manœuvres.

- ***Constatations***

Le problème rencontré lors de l'utilisation du simulateur, été au niveau du temporisateur T30. Le contrôle de fonctionnement du démarreur n'été pas synchroniser à 30secondes. Après l'échange de la plaque amovible du boîtier de démarrage, les procédures se sont déroulées normalement comme il a été décrit précédemment.

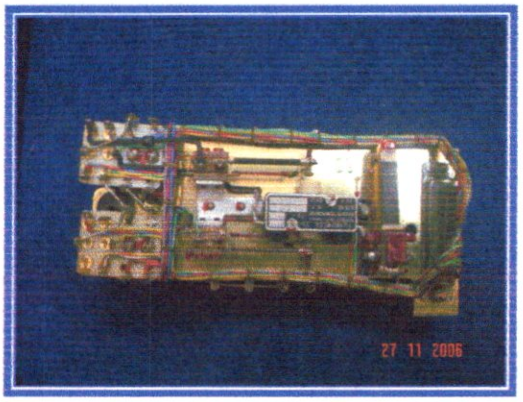


Figure (IV.39) – plaque amovible (Vue de face)

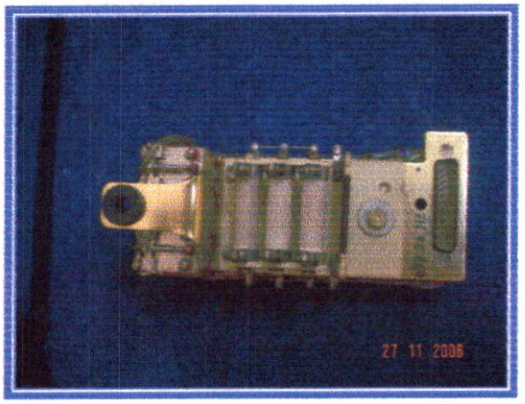


Figure (IV.40) – plaque amovible (Vue de derrière)

2éme étape

Après être assurer du bon fonctionnement du boîtier de démarrage, un deuxième essai c'est terminé en échec, néanmoins on est avancé à dire qu'il reste une dernière supposition c'est de vérifier le mono contacteur P2.

14.2 / Vérification du Manocontacteur P2

Le manocontacteur a pour fonction, dans le cas d'un démarrage, de couper l'alimentation de démarreur lorsque l'allumage du moteur est réalisé. Ce manocontacteur travaille en fonction de la pression d'air P2 prélevé après le compresseur.

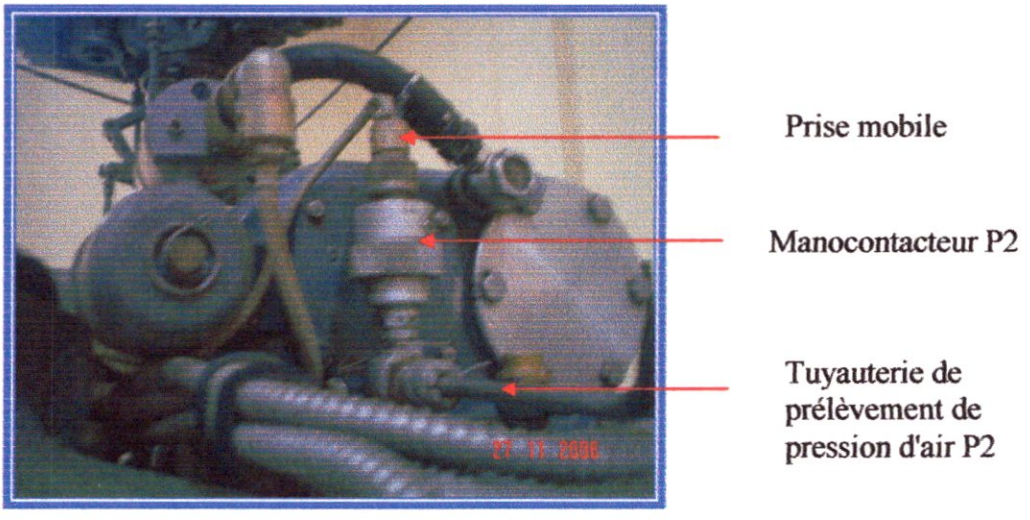


Figure IV.41 – Manocontacteur P2

Mode opératoire

- Débrancher la prise du manocontacteur et shunter les bornes 1 et 3 de la prise mobile,
- Placer le sélecteur sur "Marche" :
  - Si le voyant vert s'allume alors c'est que le manocontacteur est défectueux.
- Déposer le manocontacteur et le démonter pour le nettoyer (C.T. 80-1-2 p 201 et 202).
- Replacer le manocontacteur et faire un nouvel essai :
  - Si le voyant vert ne s'allume pas, changer alors le manocontacteur.

En suivant les démarches citées ci-dessous, le manocontacteur c'est avéré défectueux. Après l'échange de ce dernier, nous avons procéder donc a un nouveau essai de ventilation qui c'est parfaitement bien dérouler, et donc on pouvez passer aux essais de démarrage.

3éme étape

En mettant le sélecteur "marche - arrêt - ventilation" sur " marche", le démarreur tourne fait entraîner la turbine mais la chambre de combustion ne s'allume pas.
Les organes mis en cause sont :

La micropompe, la bobine d'allumage et les allumeurs torche (bougies à injection).

14.3 / Vérification des éléments du circuit d'allumage

L'essai de fonctionnement des organes d'allumage (bobine, bougies et micropompe) se fait à l'aide d'un banc d'essai bougies. La procédure est en faite très simple.

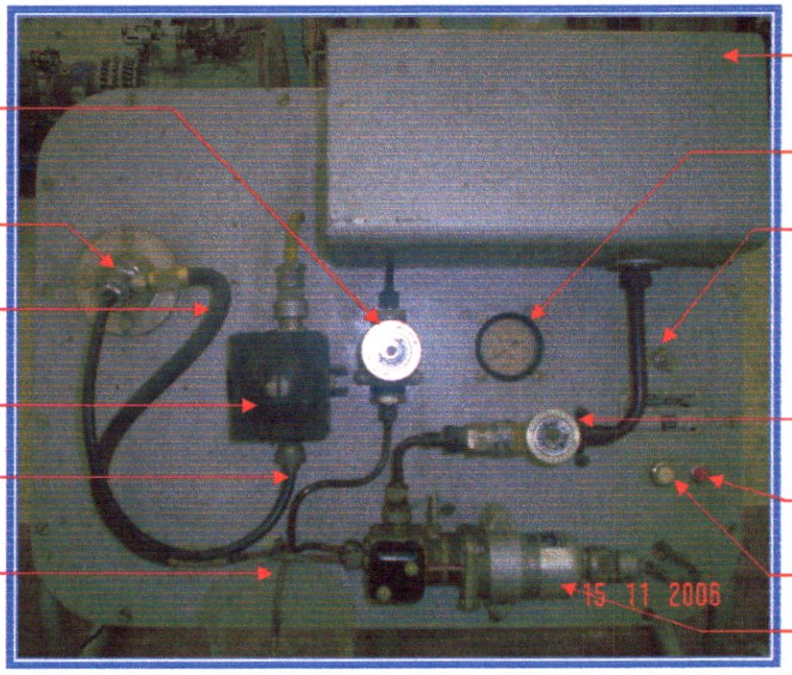


Figure (IV.42) – banc d'essai bougie

Déposer les 03 organes du turbomoteur :

- Bougie (C.T. 73-1-2)
- Bobine (C.T. 74-1-1)
- Micropompe (C.T 73-1-1, p 201)

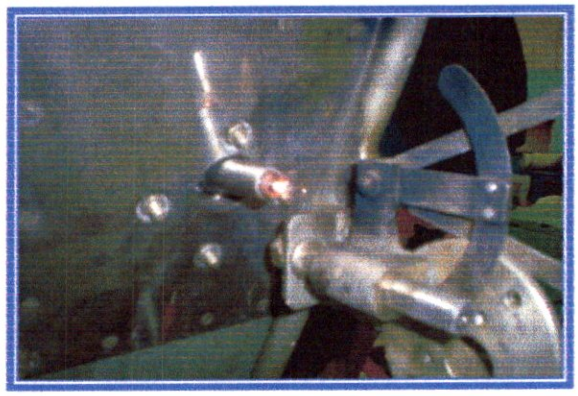


Figure (IV.43) – Essai de l'étincelle

- ***Essai des bougies***

- posés les bougie sur banc une par une,
- Vérifier le tarage du bec de la bougie,
- Vérifier l'étincelle *(fig IV.34)*,
- Vérifier la pulvérisation *(fig IV.35)*.

Constatation :

- Bec des bougies détérioré,
- Étincelle éclate en un mauvais endroit,
- Présence de filet de kérosène,
- Fuite de carburant à la fixation du câble sur la bougie,
- Joints internes de bougie détériorée.
- Bougies à changer.

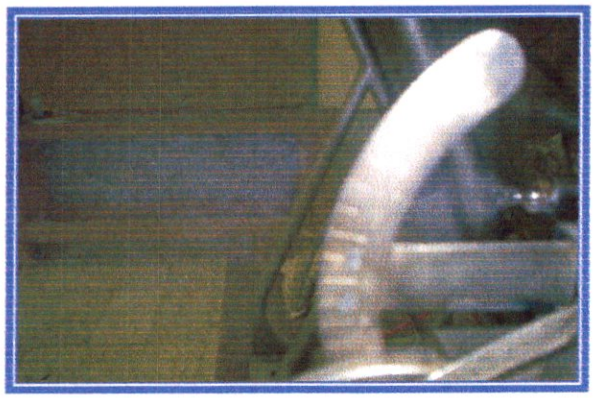


Figure (IV.44) – Essai de pulvérisation

- ***Essai de la micropompe***

- Posé la micropompe sur le banc d'essai.
- Alimenté en 24 V, à l'aide de la batterie
- Actionné la micropompe et ouvrer progressivement les deux robinet carburant.
- Observer la monter en pression sur l'indicateur qui doit atteindre plus de 4 bars.
- Vérifier l'étanchéité de la micropompe.
- Après vérification posé la micropompe sur le moteur et vérifier :

  - Ca fixation et celle du support,
  - La fixation de la prise électrique,
  - L'état des raccord et le freinage,
  - L'étanchéité de la micropompe et des raccords.

- **Constatation**

La micropompe marche parfaitement, la pression atteint les 4 bars et pas de fuite constater.

Remarque **:** Cette opération nous enseigne sur l'état de la pompe à engrenage et le moteur électrique de la micropompe. En ce qui concerne la vérification de la soupape de sectionnement et du mini rupteur, l'essai peut se faire sur hélicoptère à l'aide de l'appareil de contrôle réf. 8810093000 (C.T. 73-1-1, p 206) qui n'est malheureusement pas en état de marche.

- ***Essai de la bobine***

L'essai de fonctionnement de la bobine, peut aussi se faire sur turbomoteur.

- Débrancher la prise électrique de la micropompe.
- Débrancher la prise monobroche (démarreur) du boîtier de commande automatique.
- Débranché les câbles haute tension des bougies et maintenir leur extrémité à 3 mm environ du carter.
- Mettre le réseau de bord sous tension, puis placer le sélecteur « marche - arrêt - ventilation » sur marche ; vérifier alors la formation d'étincelles entre l'extrémité des câbles et le carter.
- Replacer le sélecteur sur arrêt.

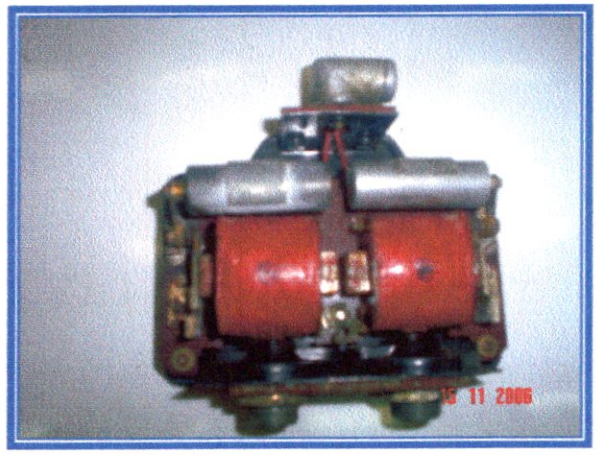


Figure (IV.45) – bobine d'allumage

Constatation

L'étincelle n'est pas régulière, présence de la fumée qui provient des enroulements des transformateurs, la bobine est donc à changer.

- ***Essai des nouvelles bougies***

Pour des bougies neuves procéder aux vérifications suivantes :

- Vérifier l'absence de fuite entre l'électrode centrale et l'isolant d'une part, et entre l'isolant et la douille extérieur d'autre part,

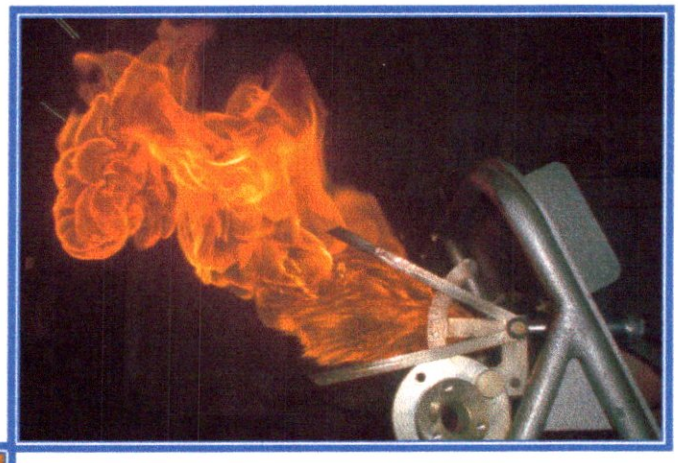


Figure (IV.46) – Cône de pulvérisation

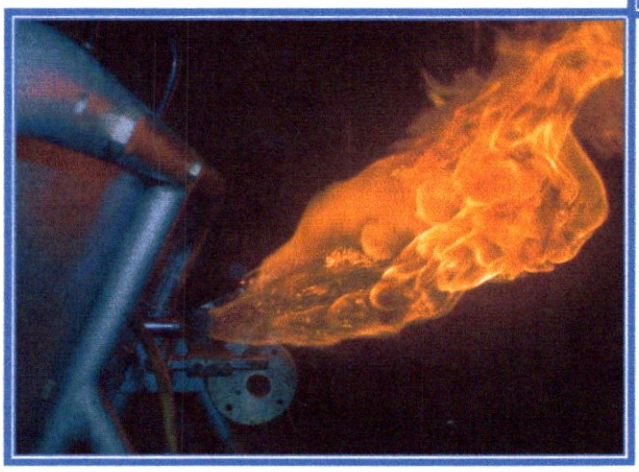


Figure (IV.47) – Pulvérisation

- Vérifier que le carburant est bien pulvérisé et qu'il n'y a pas de filet liquide,
- Vérifier que le cône de pulvérisation est d'au moins 30°,
- Poser les bougies sur le moteur.

4ème étape

Suite aux vérifications des organes d'allumage, tout a été mis en place pour réaliser un démarrage réussi ou à défaut obtenir l'allumage de la chambre de combustion.

Toutes les vérifications avant vol, intérieures et extérieures sont faites (voir shuck list en IV.13). Les disjoncteurs batterie génératrice pompe de gavage enclenchés, inverseur pompe de gavage en position marche.

En mettant sélecteur "marche - arrêt - ventilation" sur " marche", le démarreur tourne fait entraîner la turbine, l'aiguille du tachymètre décolle et la vitesse croit. La bobine est alimentée, les étincelles éclatent entre les électrodes des bougies, la micropompe tourne et monte en pression, les bougies s'allument. On entend la détonation du mélange combustible et une longue flamme jaillit de la tuyère, aussitôt le démarrage est interrompu par mesure de sécurité en mettant le sélecteur sur arrêt.

Après environ 5 minutes, le temps que la génératrice et les temporisateurs du boîtier de démarrage refroidissent, on a effectué une ventilation pour chasser le carburant accumulé, et procéder ensuite à un autre essai de démarrage qui a été plus réussi.

Les figures ci-contre ont été prises de la séquence filmée lors de l'essai.

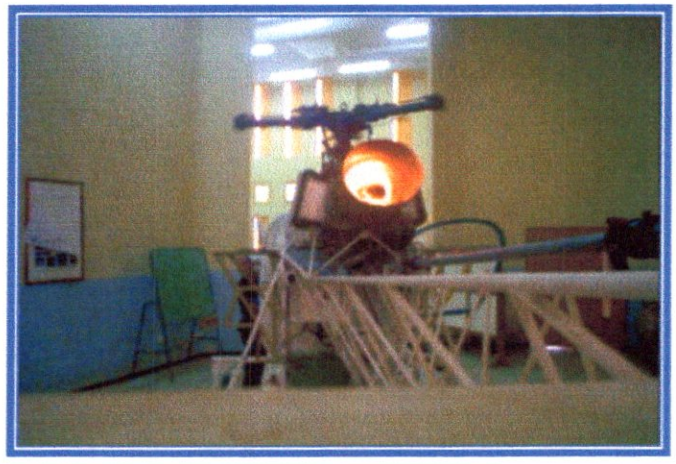


Figure (IV.48) – essai de démarrage

15 / Maintenance programmée

On se contente de décrire dans cette partie que les vérifications avant vol. Toutes les taches de maintenance programmée sont mentionnées dans le fascicule de maintenance qui joint ce document.

15.1 / Visite avant vol

- **Vérifications extérieures avant mise en route**

- Antenne radio
- Antenne anémométrique
- Patin et plaques de protection
- Etat verrière
- Porte : dispositif de largage
- Combinateur
- Tête de rotor
- Fixation B.T.P.
- Liberté arbre d'accouplement
- Roue : relevée goupillée, ou déposée
- Fixation réservoir carburant
- Fixation batterie
- Réservoir huile moteur : niveau, bouchon, fuites
- Entrée air moteur
- Paliers : état général
- Câbles : tension, usure
- Purge de décanteur de P2 fermée
- Fixation stabilisateur
- Fixation béquille
- Fixation boîte arrière
- Niveau d'huile boîte arrière
- Débattement et état des pales
- Rotor anti-couple : garde par rapport au fuselage (supérieur à 50 mm)
- Tuyère libre
- Entrée air moteur
- Pige témoin de by-pass rentré
- Traverse arrière (non flambée)
- Roue : relevée goupillée, ou déposée
- Réservoir carburant : fixation, bouchon
- Fixation B.T.P.
- Radiateur B.T.P.
- Niveau d'huile B.T.P.
- Robinet électrique : fermé
- Patin et plaques de protection
- Etat verrière
- Porte : dispositif de largage

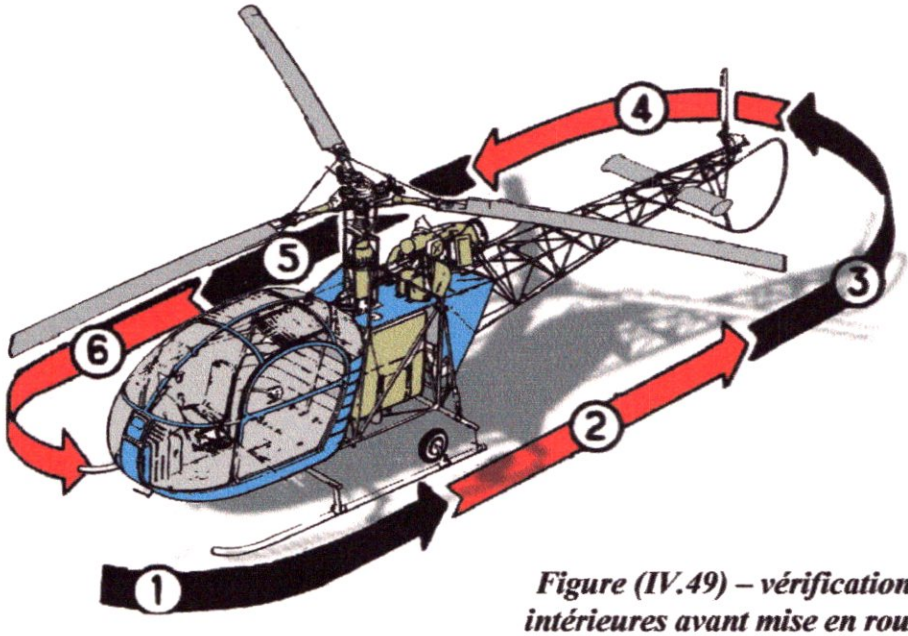


Figure (IV.49) – vérifications intérieures avant mise en route

Éventuelle

1. Siége : régler sa position et vérifier son verrouillage.
2. Pédales de direction : ajustées.
3. Manche pas cyclique : régler la friction à volonté et le mettre au neutre. En cas de grand vent pousser le manche légèrement en avant et le maintenir dans cette position pendant le temps du lancement rotor.
4. Levier pas général : En butée petit pas, serrer la friction à fond.
5. Microphone - écouteurs : fiche branchée.
6. Ceintures : bouclée.
7. Portes : fermée.
8. Manette de débit : fermée (butée arrière)
9. Manette régulateur : en butée maximum avant.
10. Manette coupe-feu : vers l'avant (plombée)
11. Robinet de servocommandes : sur marche
13. Interrupteur vidange rapide : coupé
14. Interrupteur flottabilité de secours : coupé
15. Interrupteur prise 24 volts : coupé
16. Interrupteur radio : coupé
17. Interrupteur pulvérisation ou treuil : coupé
18. Vérifier disjoncteurs enclenchés
19. Mettre contacts : batterie et génératrice
20. Inverseur moteur : arrêt
21. Manomètre de servocommandes : à zéro
22. Frein rotor : desserrer
23. Contrôler : Voltmètre (minimum 24 volts), appareillage électrique (jaugeurs, etc ...).
24 { Contrôler voyant lumineux
Vérifier et régler : altimètre, compas, montre
Vol de nuit (éventuellement) vérifier : éclairages intérieur et extérieur
35. Gyroscopes de l'horizon et du directionnel bloqués

- **Vérifications intérieures avant la mise en route**

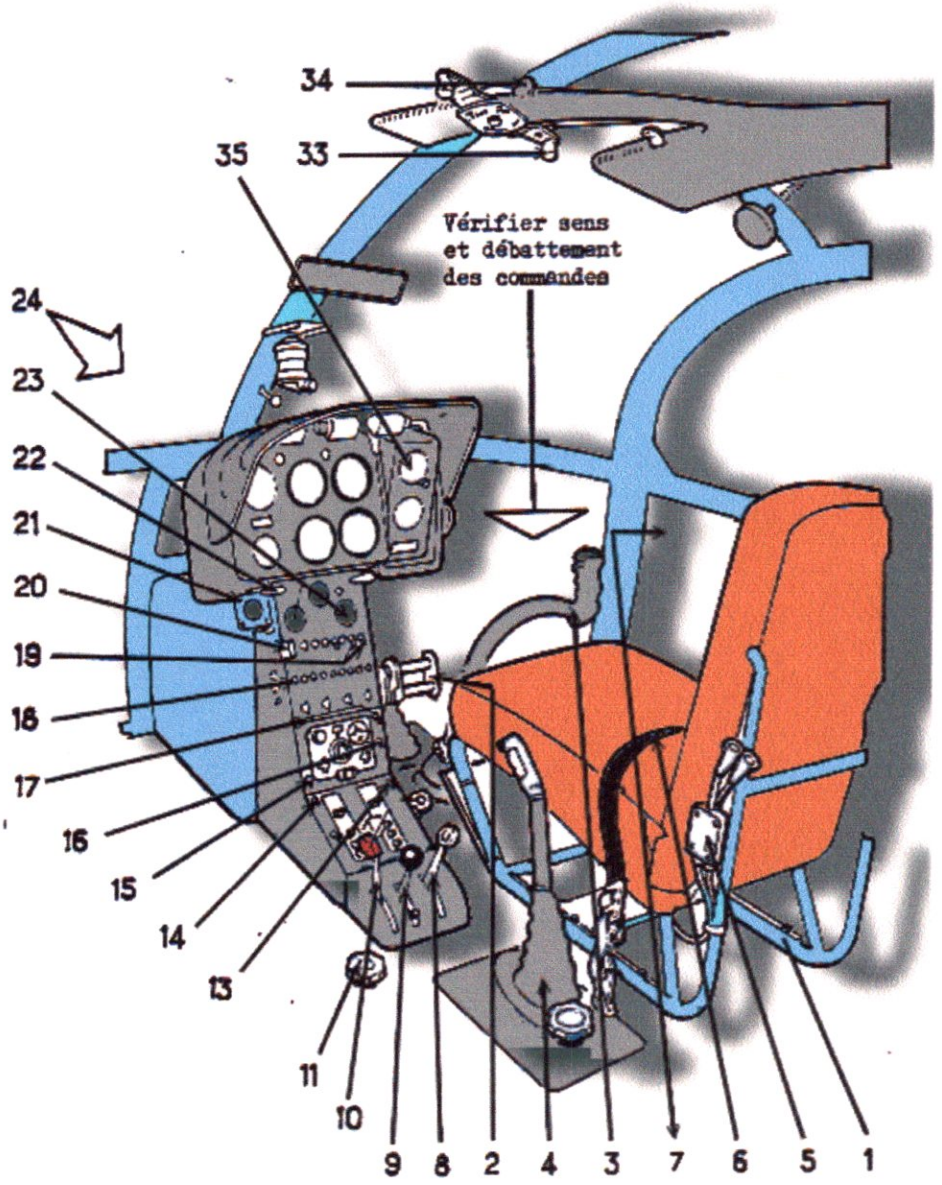


Figure (IV.50) – vérifications extérieures avant mise en route

15.2 / Point fixe de contrôle

Il a pour objet le contrôle des performances et de l'intégrité à intervalles réguliers ou après échange d'éléments ou analyse de panne. Dans certains cas il est complété par un ou plusieurs vols d'essai.

a) Démarrage.

NOTA : Pour assurer un démarrage correct, la tension de la batterie doit être de 25,5 volts au moins.

Démarrage proprement dit.

- Placez l'interrupteur de la pompe de gavage sur "marche" :
- 4 à 5 secondes plus tard, placez l'inverseur "marche – arrêt - ventilation" sur "marche" :

(1) - Le voyant vert "démarrage s'allume.
(2) - 2 a 3 secondes plus tard, le voyant jaune "micropore" s'allume.
(3) - Le turbomoteur accélère, la température tuyère décolle et monte progressivement ; elle peut présenter une pointe rapide pouvant atteindre 550° C.

NOTA : Si la température de tuyère ne monte pas 8 secondes après l'allumage du voyant "robinet", ou si elle dépasse 550° C, replacez l'inverseur "marche - arrêt - ventilation" sur "arrêt".

(4) - Vers 5000 à 7000 tr/min le voyant jaune "robinet" s'éteint (ce voyant ne doit pas rester allumé plus de 10 secondes) et la pression d'huile décolle.
(5) - Vers 10500 à 12500 tr/min le voyant vert "démarrage" s'éteint. Le temps compris entre la mise
en route et l'extinction du voyant vert doit être normalement inférieur à 20 secondes.

NOTA : Si, au-delà de 13000 tr/min, le voyant vert "démarrage" est toujours allumé, ou si la pression d'huile est toujours à zéro, replacez l'inverseur "marche – arrêt - ventilation" sur "arrêt".

(6) - Le turbomoteur continue d'accélérer, puis la vitesse se stabilise aux environs de 18000 tr/mn ; le régime de ralenti doit être normalement compris entre 17000 et 19000 tr/mn.

- La pression d'huile à ce régime doit être $\geq$ 0,5 Hpz.

NOTA : Le régime de ralenti est réglé en usine sensiblement au niveau de la mer ; il varie avec l'altitude ; si le démarrage doit être effectué à une altitude supérieure à 1000 m, il faut modifier le réglage du gicleur de ralenti (voir 73-2-2).

b) Accélération

- Ouvrez progressivement la manette de débit en observant la température tuyère ; procédez lentement de façon à éviter une élévation anormale de cette température.

  - Au cours de cette manoeuvre le voyant rouge "limite de débit" s'allume, puis s'éteint en fin d'ouverture.
  - La manette du régulateur en butée mini, le régime doit être compris entre 31 500 et 32 500 tr/mn.
  - Placez la manette du régulateur en butée maxi ; le régime doit alors être compris entre 33 800 et 34 500 tr/mn.

  - La pression d'huile à cette vitesse doit être comprise entre 2 et 4 Hpz. La température tuyère à cette vitesse doit etre inférieur à 400° C.

*c) **Arrêt***

- Réduisez à fond la manette de débit et laissez tourner le turbomoteur au régime de ralenti pendant 30 secondes environ.
- Placez l'inverseur "marche – arrêt - ventilation" sur "arrêt" : le voyant jaune "robinet" s'allume un bref instant (signal de la fermeture du robinet) et le voyant rouge "blocage" s'allume.
- Placez l'interrupteur de la pompe de gavage sur "arrêt".
- Des que le voyant rouge "blocage" s'éteint, coupez les contacts batterie et génératrice.

17 / Visualisation des paramètres

Un moteur est conçu pour fonctionner à l'intérieur de certains limites déterminées par le constructeur : domaine de vol, vitesses, températures, pressions, facteurs de charge, temps.... Pour le contrôler, des instruments indiquant les valeurs des différents paramètres moteurs sont mis à la disposition du pilote.

✈ ***Repères sur les instruments***

Instruments	***Repères***	***indications***
• Jaugeur carburant	– Trait rouge	– Vide (butée jaugeur)
• Température d'huile moteur	– Trait rouge – Trait rouge – Arc vert	– 20° C – 80° C – + 20 à + 80° C
• Pression d'huile moteur	– Trait rouge – Trait rouge – Arc vert	– 0,8 hpz – 4 hpz – 0,8 hpz à 4 hpz
• Température tuyère	– Trait rouge – Arc jaune	– 550° C – 480 à 550° C
• Tachymètre moteur	– Trait rouge – Trait rouge – Arc vert – Arc jaune – Arc jaune	– 32 000 tr/min – 35 000 tr/min – 33 à 34 000 tr/min – 32 à 33 000 tr/min – 34 à 35 000 tr/min
• Tachymètre rotor	– Trait rouge – Trait rouge – Arc vert – Arc jaune	– 280 tr/min – 420 tr/min – 325 à 420 tr/min – 280 à 325 tr/min
• Anémomètre	– Trait rouge – Arc jaune – Arc vert – Arc jaune	– 195 km/h - 105 kt – 0 à 55 km/h - 0 à 30 kt – 55 à 175 km/h - 30 à 95 kt – 175 à 195 km/h - 5 à 105
• Pas général	– Trait rouge – Arc jaune	– 14,5° – 14° à 145°

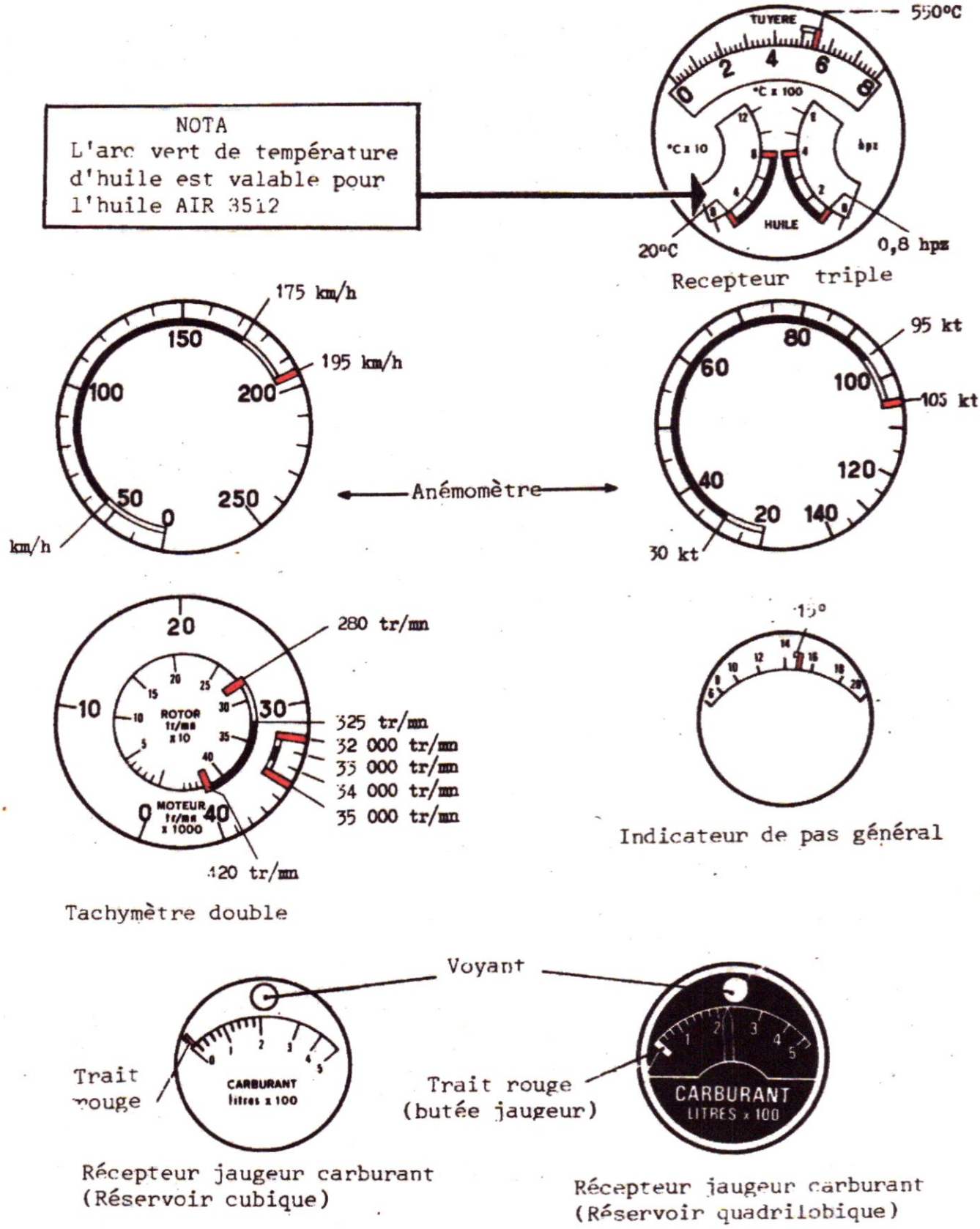


Figure (IV.51) – Repères sur les instruments moteur

Avant et après certaines visites périodiques définies au chapitre 5.3 du manuel d'entretient, il est recommandé de procéder à des essais définis comme suit :

- Point fixe de contrôle (avant et après visites périodique).
- Vol d'orientation (avant visite de 600 et 1200 heures).
- Vol de contrôle (après visite de 600 et 1200 heurs).

On se contente de décrire les essais à effectuer pour le point fixe de contrôle, pour les deux autres cas voir chapitre 2.6 du manuel de vol. Il est recommandé d'utiliser la fiche d'identification comme page de garde à tout compte rendu. Pour tout résultat incorrect, se reporter au chapitre correspondant du Manuel de Vol (MV) ou du Manuel d'Entretien (ME).

✈ *Fiche d'identification*

Compte rendu de contrôle et essai { Au sol / En vol d'orientation / En vol d'essai			***Hélicoptère*** Type : Alouette II Version : 3130 Fabrication n° : 1061	
Masse à vide : 1500 Masse équipage : 150 Masse 1 est : / Carburant : 100 Total : 1750	***Météo*** QFE : Vent : repos Température : 25	***Installations particulières*** R.A.S.	Heure début : / Durée : 8 mois N^bre atterrissage : /	Date : 10/05/2006 Terrain : atelier D.A.B. Z max : au sol
Renseignements succincts			***Observations et retouches après essai***	
Pales principales N° : non posés Moteur N° : vieillissement : Appareil vieillissement : N^bre atterrissage : Nature dernière révision : remise en fonctionnement à :			– Fuite de carburant au niveau de l'allumeur gauche. – Fuite de carburant au niveau de couvercle de la pompe à carburant. – Pas d'indication d température d'huile moteur, sonde de température défectueuse.	
Modifications principales avant l'essai				
R.A.S.				
Unités utilisées Masse m : kg Carburant TK : quadrilobique Température t : ° C Altitude Z : m Vitesse VI : m/s			***Équipage*** ***fiches jointes*** ***signature*** 1^er pilote (promoteur) : Bentrad Hocine Mécanicien (étudiants) : Hamidi T arek Cheriaf Yacine Radio : /	

✈ ***Compte rendu***

Objet et conditions d'essais au sol	*Résultats à obtenir*	*Résultats obtenus*
I. Mise en route et embrayage		
I.1. avant point fixe		
• Visite avant vol (Manuel d'Entretien Chap. 5.1)	– Effectuée	– Effectuée.
• Visite extérieure avant vol et vérification avant mise en route (Manuel de vol section 2.2)	– Effectuée	– Effectuée.
• Paramètres conditions extérieures	– Pression sol, vent, température	– QFE : 1013 mbar Vent : / θs : 26 ° C
I.2. mise en route		
• Avec groupe de parc 800 A / 26 volts. • Avec batterie chargée U ≥ 24 volts.	– Purge micropompe efficace – t4 résiduel : t4r ≤ 150 °C – tension mini au démarrage : UD ≥ 14 V.	Avant démarrage : purge — Groupe : efficace Avant démarrage : t4D — Groupe : 25 °C
• Inverseur sur "Marche" et déclencher le chronomètre t = 0. (Manuel de vol section 2.2)	– pointe t4 : t4D ≤ 550 ° C ou 630 ° C / s – voyant micropompe éteint : tMP ≤ 15 s. – voyant démarreur éteint : tP2 ≤ 60 s. – pression d'huile : augmente	Démarrage : UD — Groupe : 28,5 V Démarrage : t4D — Groupe : 250 °C Fin d'allumage : tMP — Groupe : 12 s Autonomie turbine : tP2 — Groupe : 30 s Pression d'huile : pH — batterie : augmente
• Ralenti froid relever les paramètres	pas de tolérances à froid	NTf : 21000 tr / min - t4f : 320 °C - tHf : sonde H.S. pHf : 0,7 Hpz.

Objet et conditions d'essais au sol (suite)	***Résultats à obtenir***	***Résultats obtenus***
I.3. embrayage • La synchronisation devrait être obtenue en 90 s, si l'accélération est trop faible avancer la manette de débit pour augmenter NT. • Après synchronisation, ne pas provoquer d'augmentation brutale (400 °C au t4) en poussant la manette vers l'avant.	– Régime synchro : NRS ≥ 145 tr/min – 30 ≤ temps tSE ≤ 90 secondes. – Qualité : sans à coups. – Embrayage NT ≤ 25000 tr/min **Nota :** si impossibilité de synchroniser dans les conditions autorisées, l'embrayage doit être déposé.	– NRS : 5 tr/min – tSE : 2 secondes – qualité : à chaque mise en route – NTE : 80 tr/min Impossible d'obtenir la synchronisation, ni de déposer l'embrayage à cause du temps limité.
II. Moteur et commandes, circuit carburant génération. ***II.1. moteur et annexes*** • Coupe-feu : à partir du régime nominal, Purge du circuit, Mise e route • manette de débit : butée avant. • Instruments moteur : régime nominal tachymètre • Température et pression d'huile	– Souplesse, arrêt moteur. – Voyant de débit éteint dés que NT atteint le régime nominal. – NT indique = 34100 ± 300 tr/min NT vrai = 34100 ± 200 tr/min. – 2 ≤ pH ≤ 4 bar (5 bar pour température ≤ 40 °C) si incorrect ; réglage ME Chap. 73	– Coupe-feu : commande souple, arrêt moteur – Voyant de débit : éteint. – NT indiqué = 34000 tr/min NT vrai = 34100 ± 200 tr/min. – tH : Sonde H.S. pH : 3 bar

Objet et conditions d'essais au sol (suite)	***Résultats à obtenir***	***Résultats obtenus***
• Circuit carburant couper la pompe de gavage pendant 5 min	– Étanchéité du circuit d'aspiration – Pas de prise d'air : moteur tourne normalement sans oscillations si incorrect ; étanchéité ME Chap. 28	– Circuit carburant : étanche, pas de prise d'air
• Sécurité en vol : régime nominale – Inverseur sur arrêt – Reculer partiellement la manette de débit – Remettre inverseur sur "Marche" éventuellement remise en route.	 – Voyant de débit allumé – pas d'arrêt moteur NT ≥ 30000 tr/min	 – Voyant de débit : éteint – Voyant de débit : allumé – Sécurité arrêt : NT ≥ 30000 tr/min, remise en route effectué.
• Ralenti à chaud (huile tH ≥ 20°C) – Manette de débit en arrière à fond	 – Régime : 17000 ≤ NTR ≤ 19000 tr/min	 – NRT : 21000 tr/min - t4R : 400°C - tHR : sonde H.S - pHR : 1,5 bar
– Régime stabilisé pendant 2 min – Autorotation inverseur sur "Arrêt" et déclencher le chronomètre.	– pression d'huile : pHR ≥ 0,8 bar – fermeture robinet : éclaire voyant – Blocage : voyant allumé puis éteint – Autorotation turbine ≥ 45 s.	– NTR (à 1 min pour information) : 1 bar – Robinet : voyant clignote – Blocage : s'allume puis s'éteint. – Autorotation : 50 s
II.2. Génération		
• mise en route – Conjonction génératrice – Disjonction (à voir au cours d'un arrêt moteur)	 – Régime : 16000 ≤ NT ≤ 21000 tr/min	 – Conjonction NT : 21000 tr/min. – Disjonction NT :
– Tension régime nominal sans consommation électrique voltmètre étalon	– Tension U varie : $28 \pm^{0}_{1}$ volt si incorrect : réglage ME Chap. 24	– Tension indiquée U ind. : 29 volts – Tension vraie U vraie : 28 volts

Objet et conditions d'essais au sol (suite)	***Résultats à obtenir***	***Résultats obtenus***
III. Mécanique et Instruments		
III.1. Mécanique		
• Roue libre : A partir du régime nominal plusieurs réductions de débit brutalement.	– Régime moteur décroît plus vite que régime rotor : aiguille tachymètre rotor apparaît.	– Roue libre : efficace.
• boite de transmission principale Réduction lente du débit jusqu'au ralenti turbine, vérifier les voyants.	– Voyant de pression d'huile toujours éteint pour NR ≥ 250 tr/min	– Pression d'huile B.T.P. : conforme.
• Frein rotor : Après arrêt moteur ou mise au ralenti action frein rotor à NR = 175 tr/min et déclencher le chronomètre.	– De 175 à 0 tr/min : $10 \leq tFR \leq 15$ s. si incorrect : ME Chap. 40.	– Frein rotor temps d'arrêt : 12 s.

Conclusion

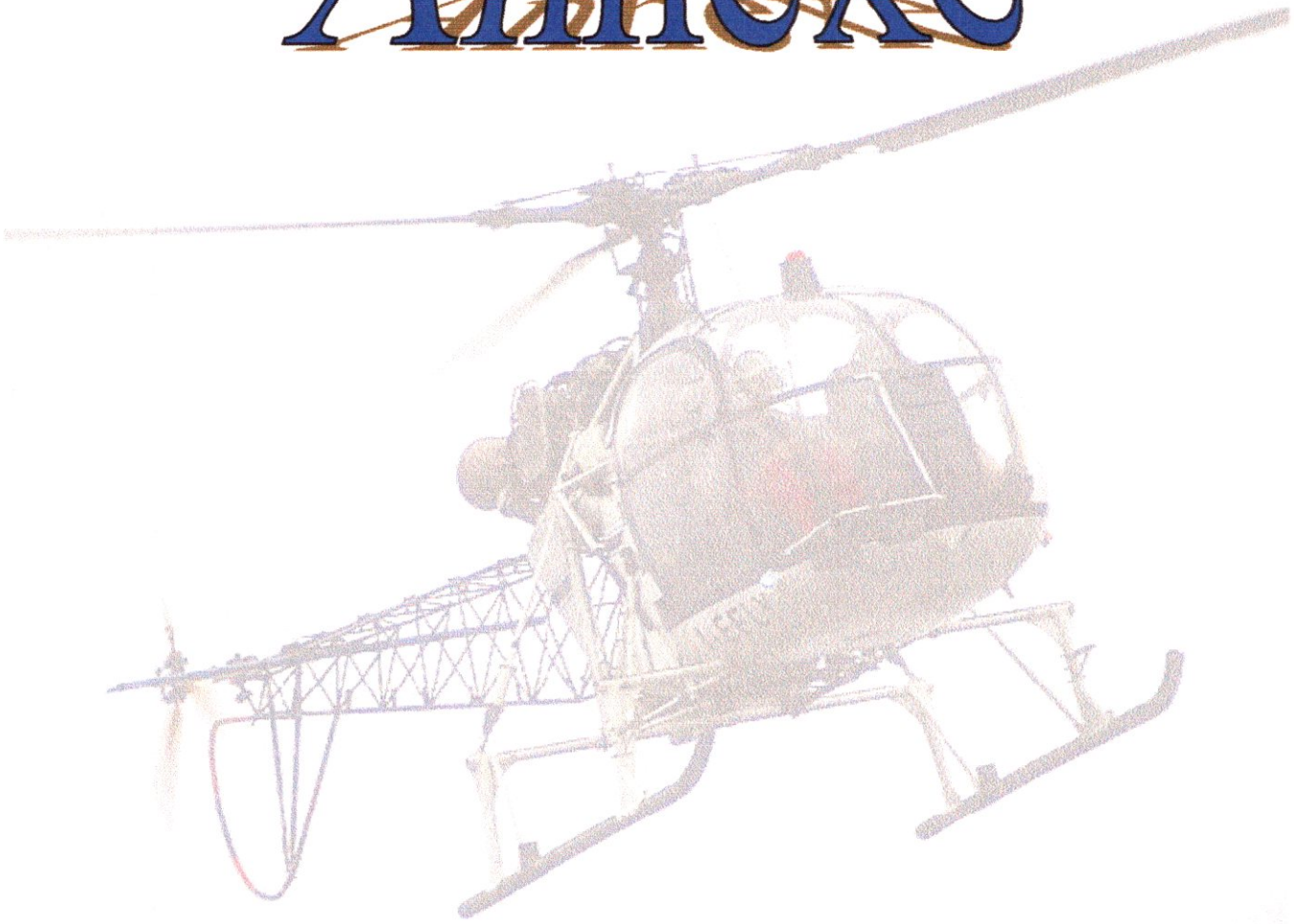
Le travail présenté, nous a permis d'acquérir d'une part une expérience appréciable dans le domaine de la maintenance et en particulier sur les hélicoptères type «Alouette II», d'autre part d'enrichir nos connaissances d'ordre théorique et pratique. Ça nous a aussi permis de nous rapprocher du monde professionnel durant nos stages effectuer au sein des compagnies TASSILI et AIR ALGERIE.

Plusieurs difficultés ont été rencontrées durant les essais, parmi les quelles on peut citées le problème de la batterie et le groupe de parc, ce qui nous pris beaucoup de temps et donc ralenti la progression des travaux. Un manque de temps qui c'est manifester sur le problème de l'embrayage qu'on n'a pas pu synchroniser comme c'est indiqué au tableau des résultats.

Malgré les blocages rencontrés et grâce à la volonté et l'ambiance qui régnait au sein de notre atelier, on a pu concrétiser notre projet et atteindre notre objectif principal qui été de faire démarrer le turbomoteur et assurer l'entraînement des rotors. L'appareil est à présent opérationnel pour une exploitation au sol.

L'Alouette II reste une excellente machine d'apprentissage, elle a vu passer des générations de pilotes et de mécaniciens en formation, nous souhaitons donc que ce travail servira par la suite comme support de cours dans plusieurs modules compte tenu de la diversité technologique qu'on peut trouver sur l'appareil et donc assurer à l'étudiant une meilleur acquisitions des informations et nous espérons que ça permettra d'encourager d'autres étudiants et leur donner la volonté de bien vouloir s'investir dans d'autres projet.

Annexe



Annexe A : présentation de l'Alouette II

1 / Dimensions et gardes

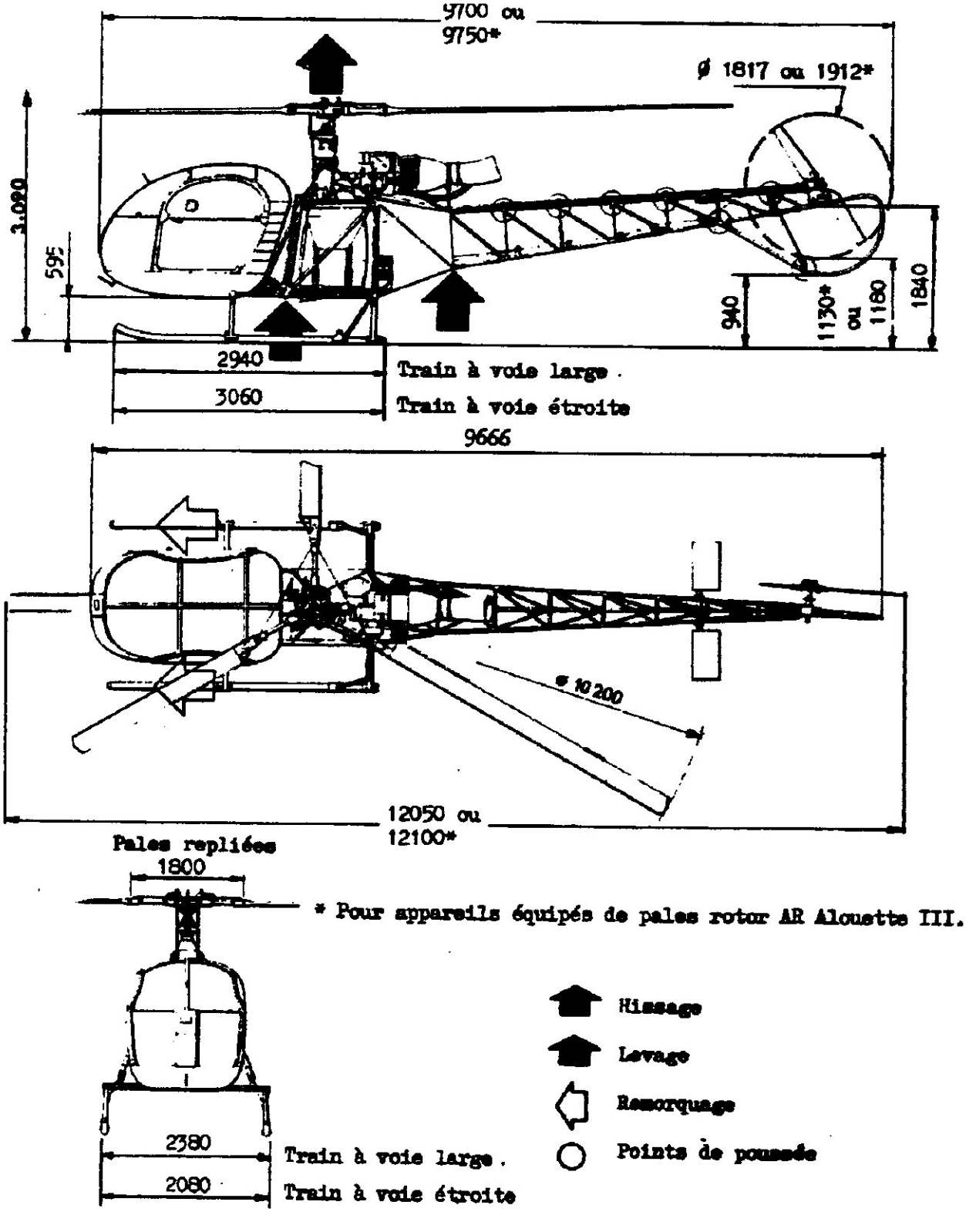


Figure A.1 - Dimensions et gardes

2 / Principaux constituants

1. pales rotor principal
2. tierçage
3. amortisseur de traînée
4. moyeu rotor
5. mât rotor
6. boite de transmission principale
7. siège pilote
8. planche de bord
9. installation VHF
10. cabine
11. levier de pas général
12. manche de pas cyclique
13. train à patins
14. réservoir carburant
15. réservoir lubrifiant
16. turbomoteur
17. arbre de transmission arrière
18. poutre de queue
19. stabilisateur
20. béquille
21. boite de transmission arrière
22. pales rotor ant-couple

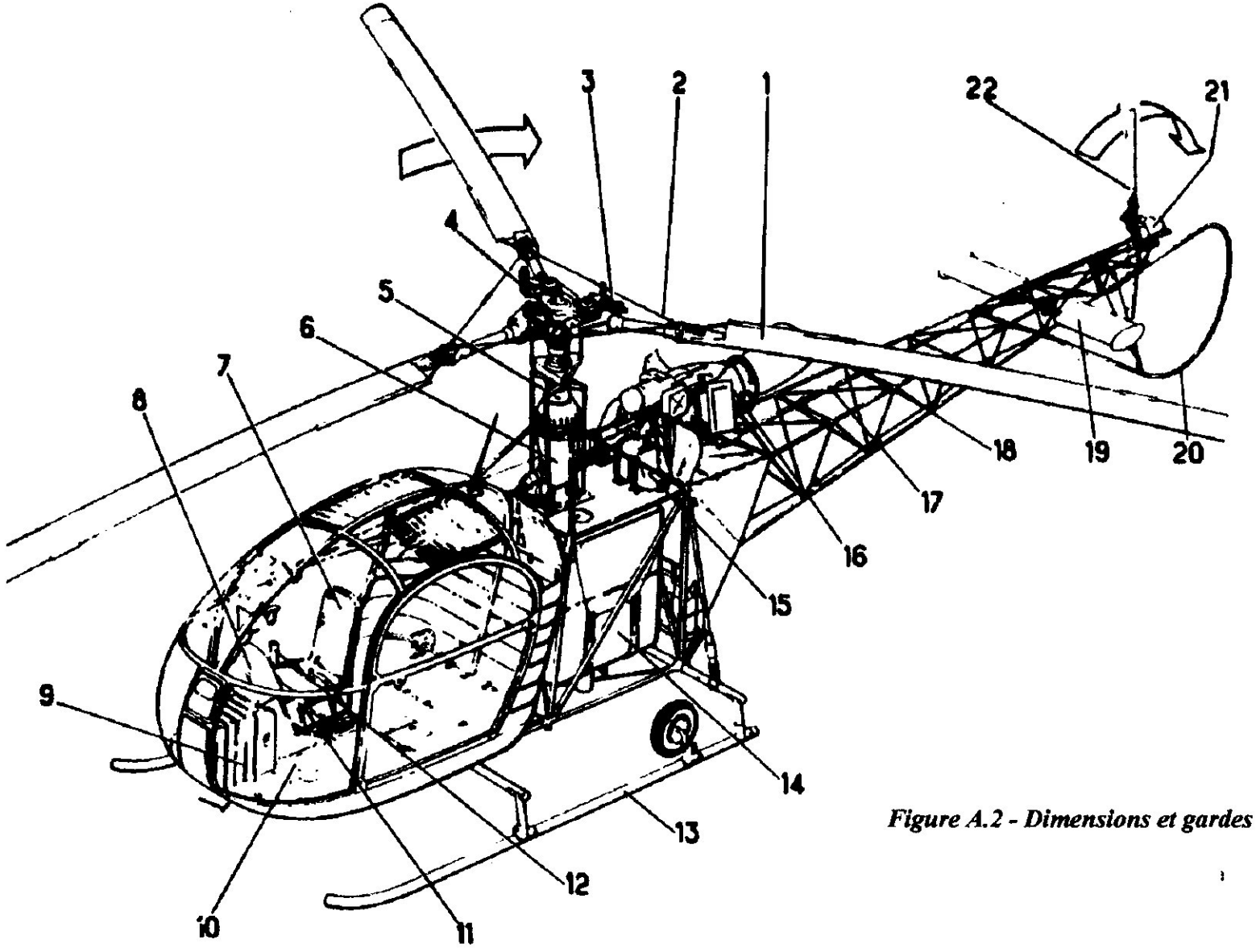


Figure A.2 - Dimensions et gardes

3 / planche de bord

1	Plaquette de vitesses limites	37	Thermomètre d'air ambiant
2	Visière compas	38	Projecteur UV
3	Compas magnétique	39	Voyant de limite de débit (rouge)
4	Visière pour éclairage planche de bord	40	Anémomètre
5	Projecteur rouge	41	Altimètre
6	Voyant pression d'huile BTP (rouge)	42	Recepteur de pas général
7	Variomètre	43	Prise de courant flottabilité
8	Tachymètre double turbine-rotor	44	Poignée frein de parking (éventuel)
9	Voyant de pression carburant	45	Montre
10	Indicateur triple : température t4 température huile moteur pression huile moteur	46	Voyant "sécurité carburant" (optionnel)
11	Plaquette température huile	47	Test du voyant jaugeur carburant
12	Poignée frein rotor (éventuel)	48	Récepteur de jaugeur avec voyant indicateur de réserve carburant
13	Manomètre de pression de servo-commandes (éventuel)	49	Voyant de génératrice (rouge)
14	Prise 24 volts	50	Volet pour abaque de puissance moteur.
15	Voltmètre	51	Interrupteur génératrice
16	Interrupteur pompe de gavage	52	Interrupteur batterie
17	Voyant de blocage de démarrage (rouge)	53	Disjoncteur feux de position ou feux de position + feux anti-collision (éventuel)
18	Inverseur de démarrage	54	Disjoncteur radio
19	Voyant de démarreur (vert)	55	Fusibles pour instruments de bord et
20	Voyant de micropompe (orange)	56	Disjoncteur planche de bord
21	Fusibles pour utilisations diverses	57	Disjoncteur démarrage
22	Disjoncteur prise 24 volts	58	Rhéostat telephone
23	Disjoncteur éclairage UV	59	Rhéostat éclairage cabine
24	Disjoncteur éclairage secours	60	Interrupteur de pulvérisation ou de treuil
25	Disjoncteur phare (éventuel)	61	Interrupteur radio
26	Rhéostat eclairage UV	62	Interrupteur téléphone
27	Disjoncteur éclairage cabine	63	interrupteur vidange rapide
28	Rhéostat éclairage secours	64	Commutateurs téléphone de bord
29	Inverseur feux de position	65	Robinet de compensation latérale-
30	Inverseur feux anti-collision	66	Feu UV
31	Poste radio VHF	67	Voyant chauffage Pitot
32	Interrupteur prise 24 volts	68	Interrupteur chauffage Pitot
33	Interrupteur flottabilité	69	Manette de débit
34	Interrupteur couvertures chauffantes	70	Manette de régulateur
35	Voyant de colmatage du filtre car-	71	Manette de robinet coupe-feu
36	Thermomètre d'air ambiant	72	Butée réglable.

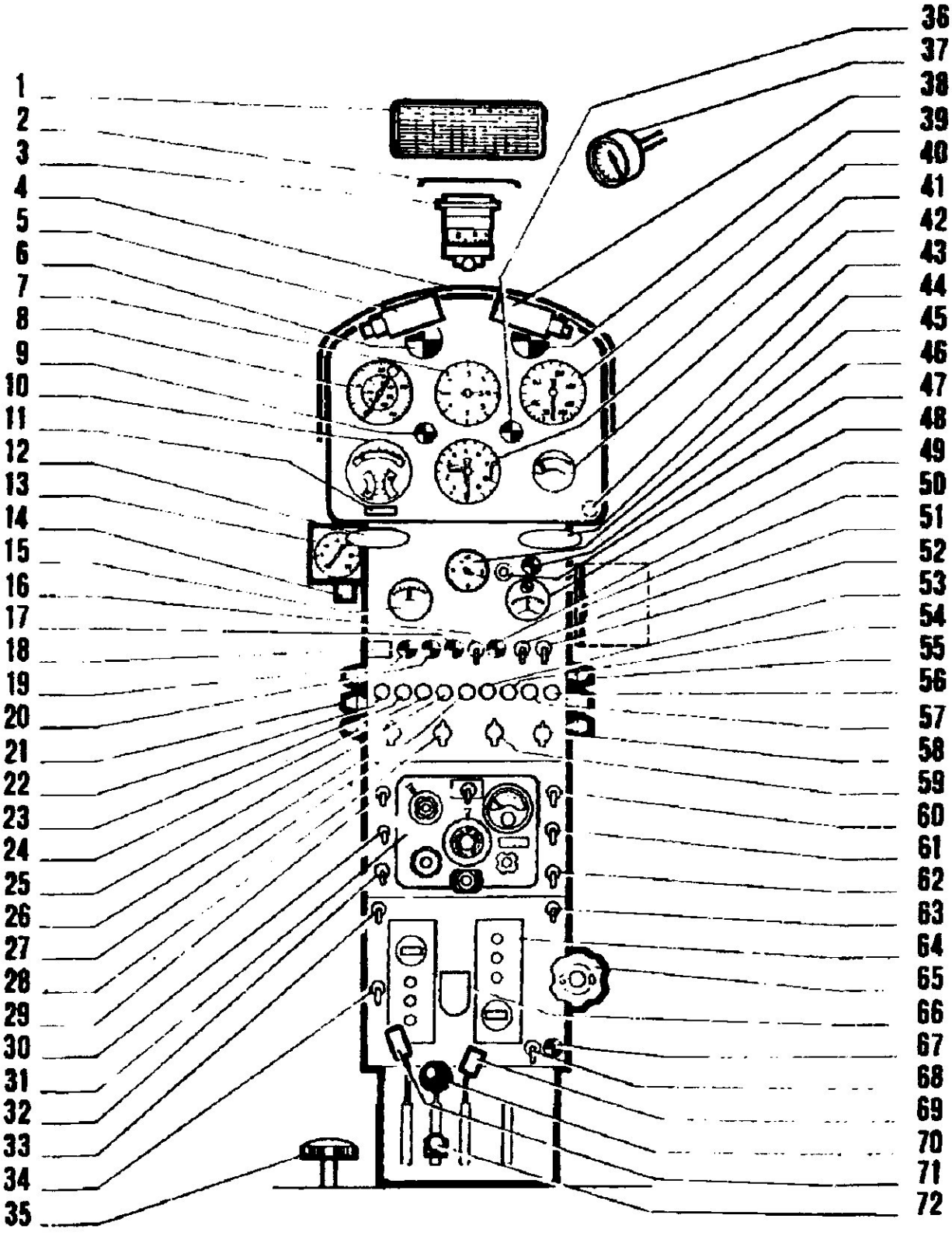


Figure A.3 - Planche de bord

Annexe B : Séquences de démarrage

1 / Ventilation

La ventilation de la turbine est effectuée en cas d'échec de démarrage, ou après une opération de déstockage du circuit de carburant, pour évacuer le carburant accumulé dans la chambre de combustion

- ***Mode opératoire :***

Après avoir met l'interrupteur batterie sur position ***on***, mettre l'inverseur « marche-arrêt – ventilation » sur «Ventilation » et le maintenir dans cette position, suivant la période de ventilation désirée. Lorsque la ventilation est suffisante, lâchez l'inverseur qui revient de lui mémé sur « arrêt ».

Si la ventilation dur trop longtemps, elle est couper automatiquement par le boîtier de démarrage grâce au temporisateur T30.

Avant de procéder à une autre ventilation ou au démarrage de la turbine, il faut attendre quelques minutes afin de laisser refroidir la dynamo-démarreur et les organes du boîtier de démarrage.

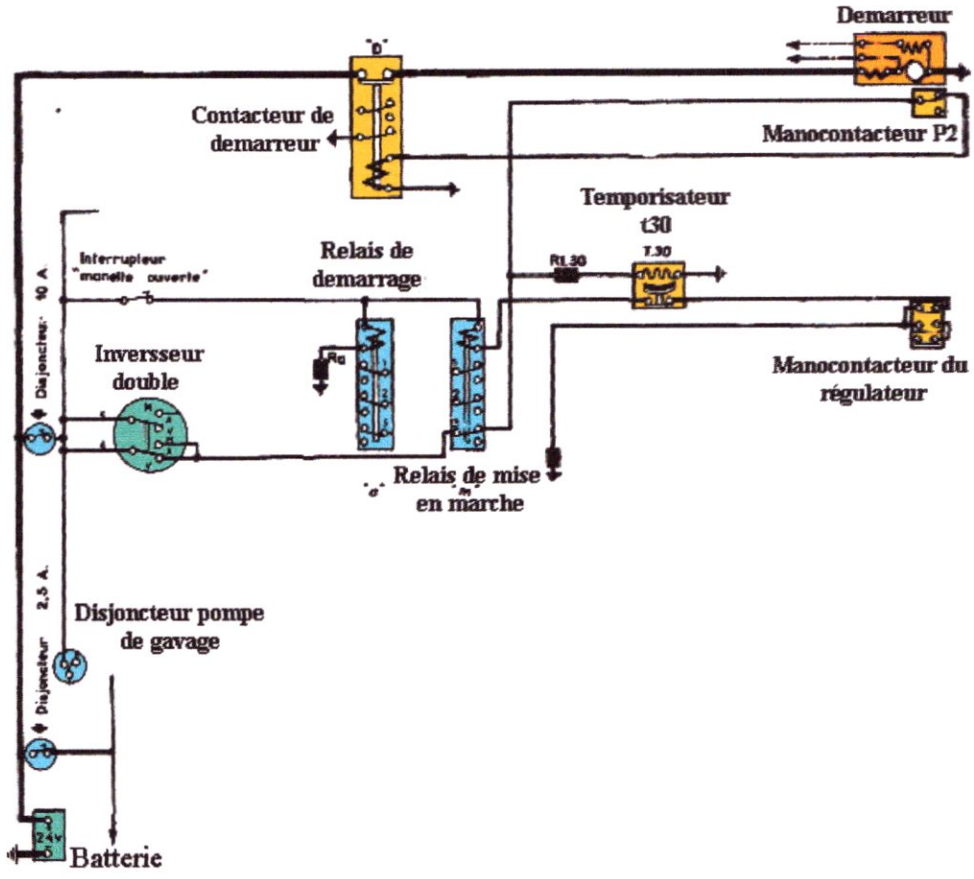


Fig. (B.1) – Essai ventilation normale

- ***Conséquences :***

  - ✈ Batterie 24V enclenchée,
  - ✈ Disjoncteurs 10A et 2,5A enclenché,
  - ✈ Interrupteur manette ouvert enclenché,
  - ✈ Inverseur double sur position Ventilation,
  - ✈ Les deux relais de démarrage et mise en marche enclenchais,
  - ✈ Le contacteur du démarreur enclenché,
  - ✈ Le démarreur tourne et entraîne la turbine,
  - ✈ Le temporisateur T30 chauffe pendant 30 secondes,
  - ✈ Lorsque le pilote lâche l'inverseur double, le contacteur de démarreur déclanche et le démarreur s'arrêt.

2 / <u>Démarrage</u>

Pour bien comprendre la procédure de démarrage nous allons décomposer cette dernière en plusieurs séquences dont nous allons les détailler une par une.

- ***Manœuvre à effectuer avant la mise en route :***

Après être assuré que :

2.6. l'inverseur double « marche – arrêt – ventilation » est sur « arrêt »,
2.7. La manette de débit est en butée fermée,
2.8. La manette du régulateur sur position MAX,
2.9. L'inverseur « pompe de gavage » est sur marche,
2.10. Enclencher les disjoncteur 10A et 2,5A afin de mettre le réseau de bord sous tension et tester les voyants.

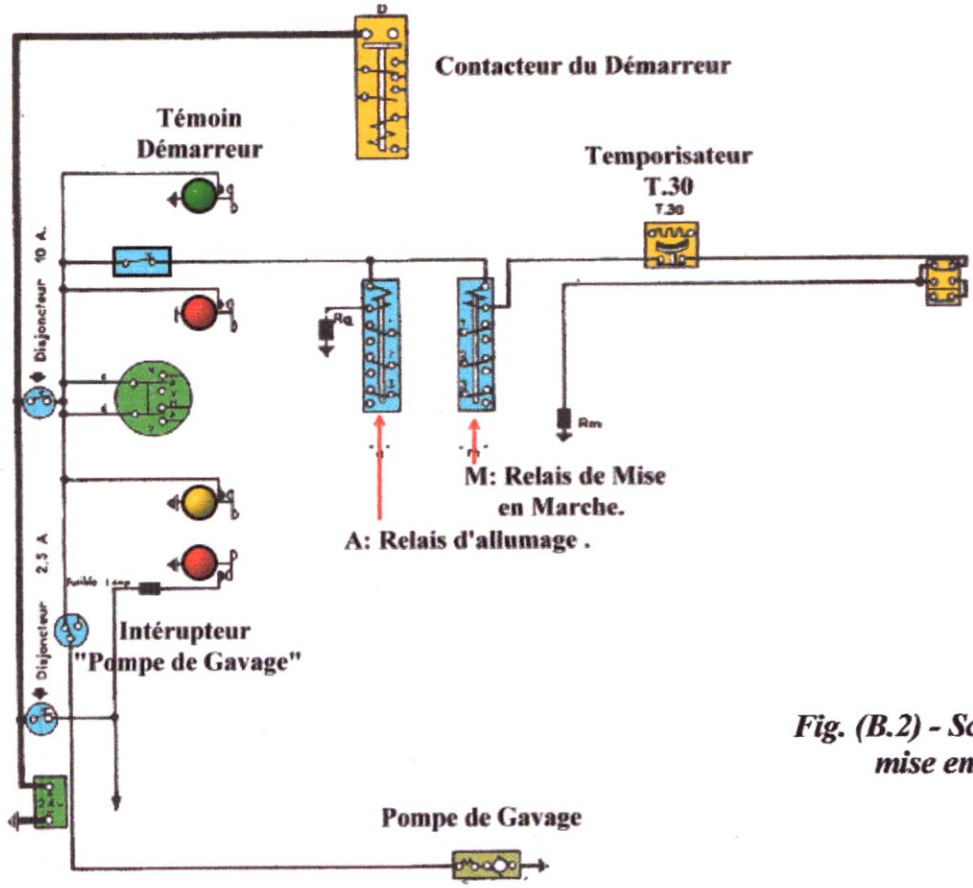


Fig. (B.2) - Schéma avant mise en route.

➢ ***Conséquences de la procédure :***

2.11. La pompe de gavage tourne,
2.12. Les deux relais du boîtier A et M s'enclenchent.

- ***Manœuvre à effectuer pour la mise en route :***

- Mettre l'inverseur double « marche - arrêt - ventilation » sur « marche ».

<u>1ère phase</u> : lancement de la turbine par le démarreur

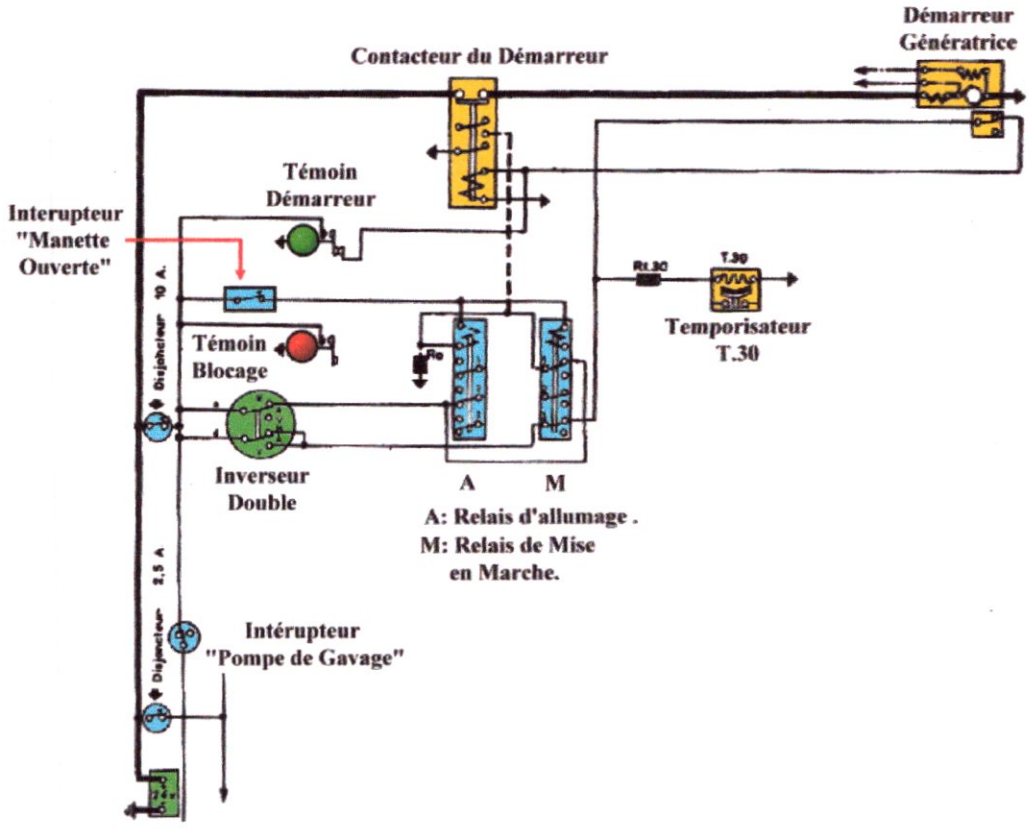


Fig. (B.3) - Lancement de la turbine.

➢ ***Conséquences :***

2.13. Le relais A (relais d'allumage) se déclenche,
2.14. Le contacteur D (démarreur) s'enclenche,
2.15. Le démarreur tourne et entraîne la turbine,
2.16. Le témoin vert « Démarrage » s'allume,
2.17. L'aiguille du tachymètre décolle et la vitesse croit, le temporisateur « T.30 » commence à chauffer.

2eme Phase : Alimentation, de la bobine et de la micropompe

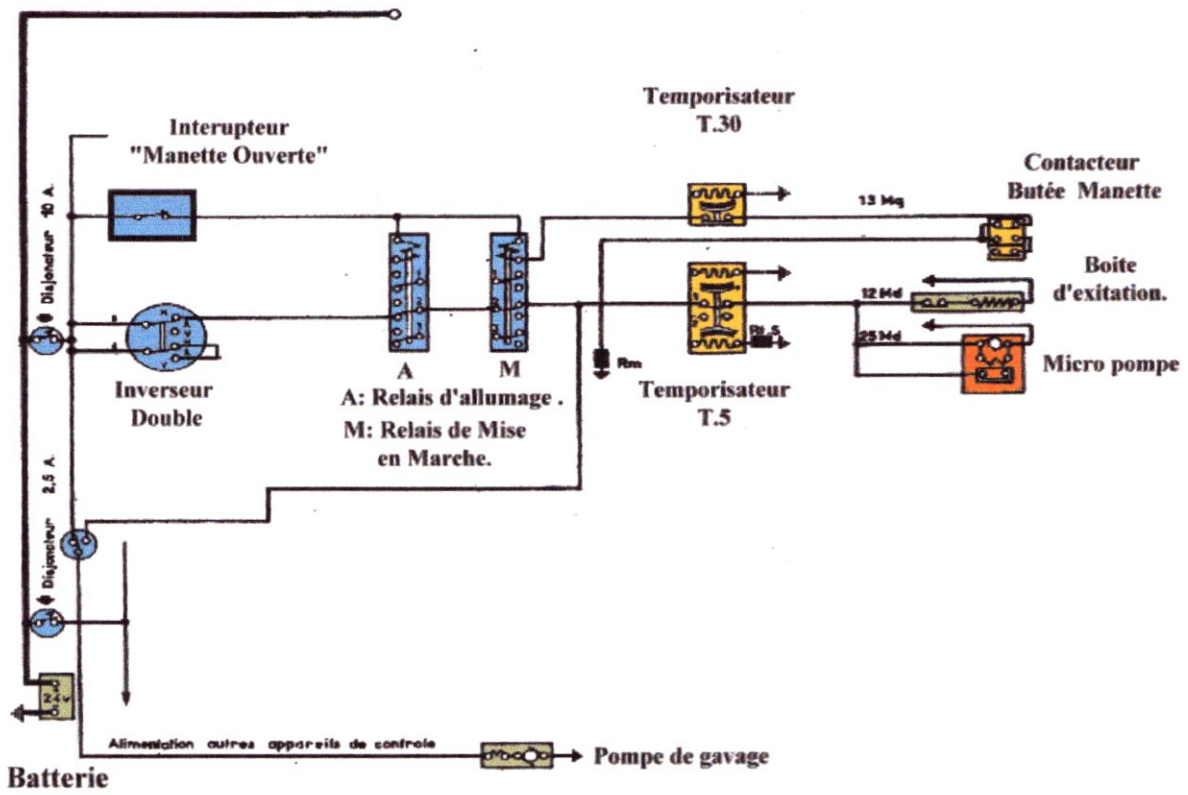


Fig. (B.4) - Alimentation, de la bobine et de la micropompe.

- ***Conséquences :***

2.18. Dés que le relais A (allumage) se déclenche,
2.19. La bobine est alimentée, les étincelles éclatent entre les électrodes des bogies qui chauffent instantanément,
2.20. La micropompe tourne et monte en pression,

En remarque que la pompe de gavage est directement alimentée au travers du boîtier de démarrage, dans le cas ou l'interrupteur pompe de gavage n'aurait pas été mis préalablement sur marche.

3eme Phase : Allumage des bougies et ouverture du robinet électrique :

Dés que la pression de la micropompe est suffisante, la soupape de sectionnement s'ouvre et provoque l'enclenchement de son manocontacteur ; le carburant est pulvériser par les bougies (les deux allumeurs torches).

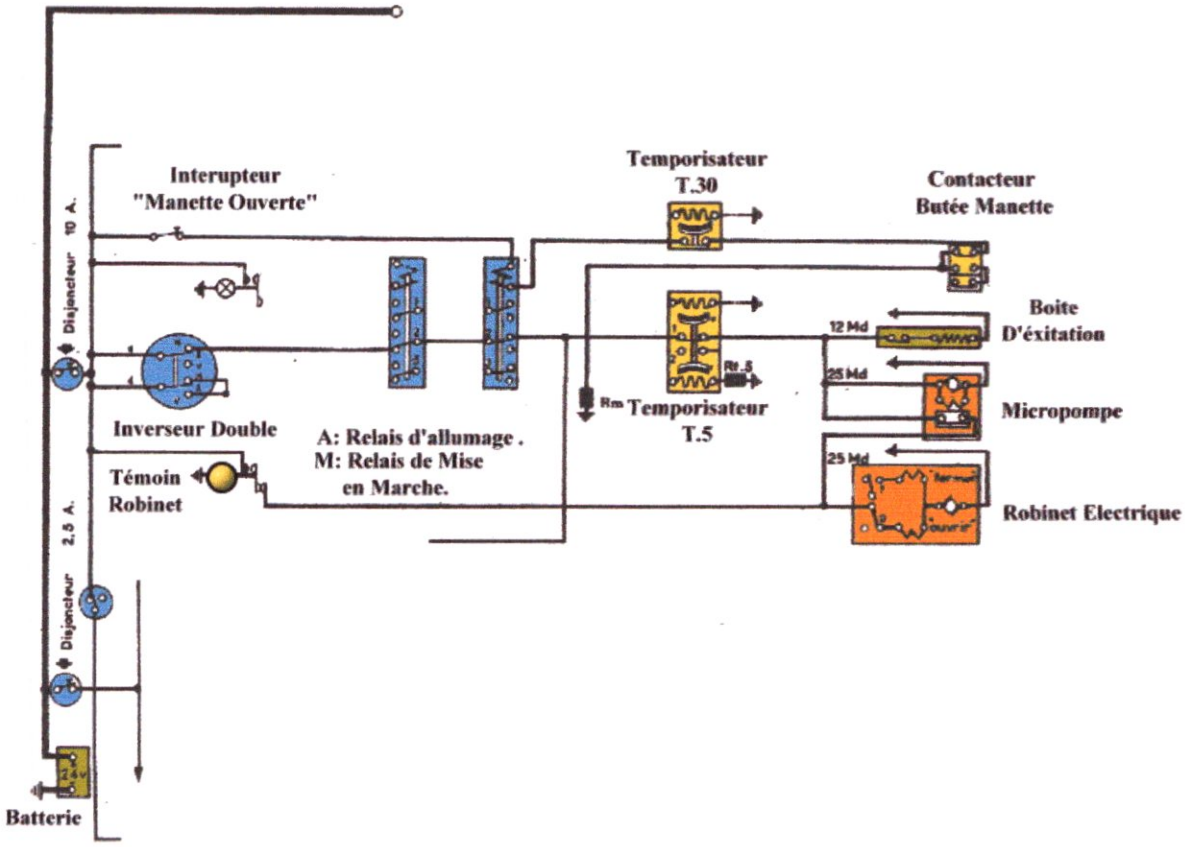


Fig. (B.5) - Allumage des bougies et ouverture du robinet électrique.

- ***Conséquences :***

2.21. Les bougies s'allument,
2.22. Le robinet électrique s'ouvre,
2.23. Le témoin jaune « robinet » s'allume.

<u>4ieme Phase :</u> Allumage de la chambre de combustion :

Au début de son mouvement d'ouverture, le robinet inverse son contact fin de course »fermer et en fin d'ouverture, il inverse son contact fin de course « ouvrir ».

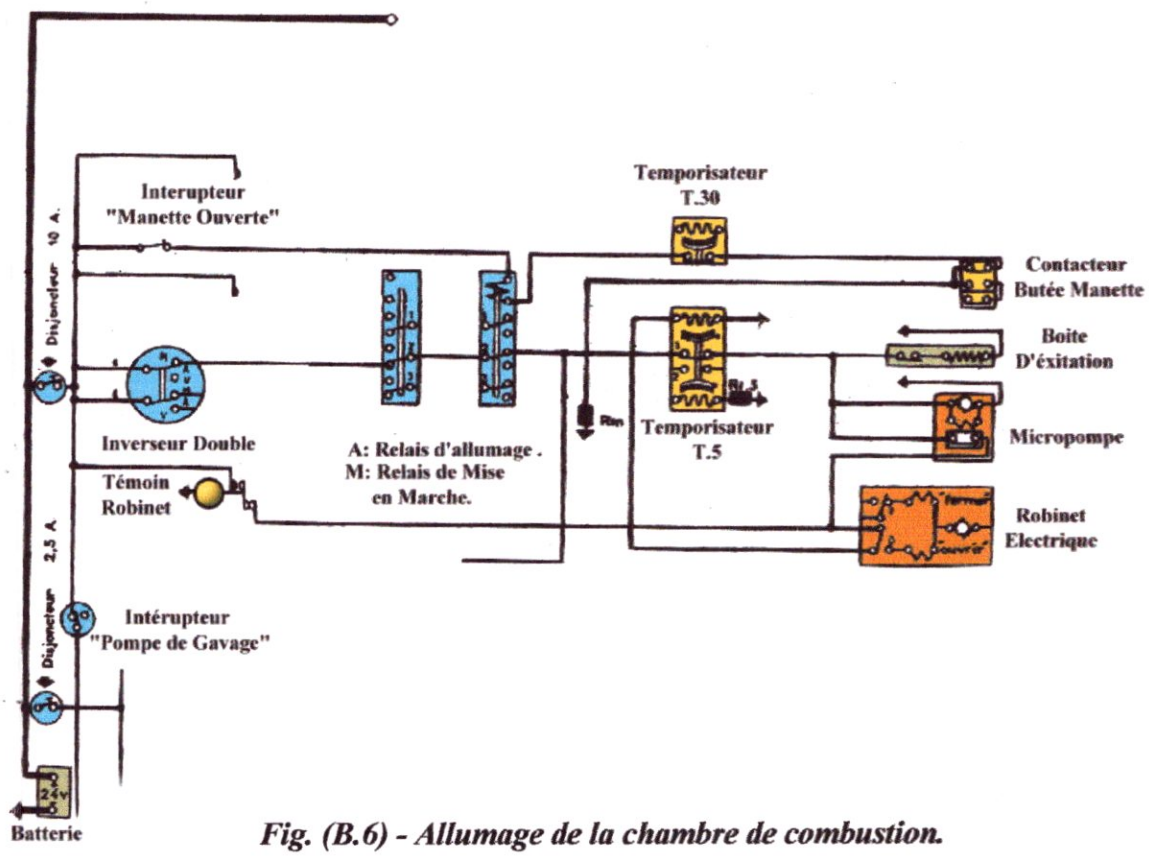


Fig. (B.6) - Allumage de la chambre de combustion.

2.24. Dés l'ouverture du robinet électrique, le carburant est injecté dans la chambre et la machine s'allume,
2.25. La température T4 de, la tuyère augmente,
2.26. La vitesse de l'arbre turbine augmente
2.27. A la fin de l'ouverture du robinet le temporisateur T.5 chauffe.

<u>5ieme Phase</u> : Fin de la séquence d'allumage

Sept secondes environ après l'ouverture du robinet électrique, le temporisateur T.5 inverse ses contacts et dès que la pression d'air ou la pression de carburant atteint une valeur déterminée, le manocontacteur inverse son contact.

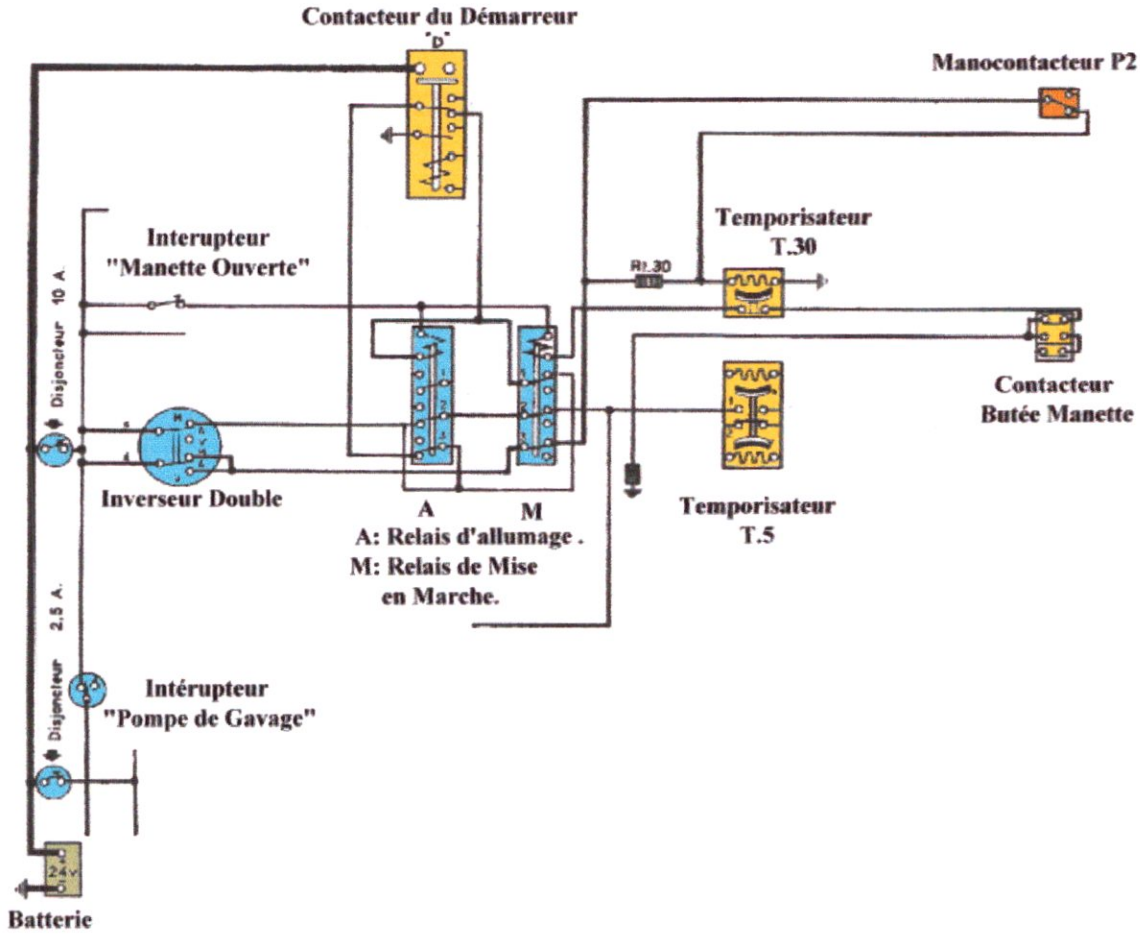


Fig. (B.7) - Fin de la séquence de démarrage.

- ***Conséquences :***

2.28. L'inversion des contacts du temporisateur "T 5" coupe l'alimentation, de la bobine, de la micropompe et du témoin jaune "robinet",
2.29. Les bougies s'éteignent,
2.30. Le témoin jaune "robinet" s'éteint,
2.31. l'inversion des contacts du manocontacteur coupe l'alimentation du contacteur "D" du démarreur ; le démarreur cesse d'être alimenté,
2.32. La turbine s'accélère seule,
2.33. Le démarrage est terminé.

Bibliographie

Ouvrages

- P. LE FORT et J. HAMANN ***: Hélicoptère théorie et pratique***; édition CHIRON PARIS 1987.
- ROGER RALETZ ***: Théorie élémentaire de l'hélicoptère***; édition CEPAD 1990
- RELATEC CÔTE BASQUE ***Les turbines à gaz***; édition TURBOMECA, Mai 1993.

Manuels

- BREVET SZYDLOWSKI ***: Manuel d'entretien moteur*** (ARTOUSTE II); édition TURBOMECA, juin 1960.
- Division hélicoptère SNI ***: Manuel d'entretien MDE*** (ALOUETTE III et LAMA), répartie sur trois volumes, Tome (I, II, III), édition AEROSPATIALE, Avril 1982.
- Division hélicoptère SNI ***: Manuel de vol*** (ALOUETTE II) pour les deux versions (3130) et (313 B); édition AEROSPATIALE Mars 1981.
- ***Compte rendu matériel CRM*** (ALOUETTE II - 7T WUA); AIR ALGERIE.
- Service du matériel de l'armée de l'air ***: Notice technique de la pompe à main hydraulique***, édition juillet 1957.

Sites web

- http://aerodes.free.fr/AERODES/helico-f/index.html
- http://aerostories.free.fr/giravia/helico/liron/liron02/page2.html
- http://celag.free.fr/museum/se3130/se313_0.htm
- http://fr.wikipedia.org/wiki/H%C3%A9licopt%C3%A8re
- http://frenchnavy.free.fr/helicopters/alouette-2/alouette-2_fr.htm
- http://batfredland.free.fr/AlouetteII.htm
- http://www.aviation-fr.info/
- http://ppegase.club.fr/fr/index_fr.html
- http://aviatechno.free.fr/faqfra.php
- http://dictionnaire.reverso.net/francais-anglais/h%C3%A9licopt%C3%A8re
- http://www.helico.org/
- http://pdennez.free.fr/HISTOIRE/html/hist017.html