

RÉPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique



Projet de Fin d'Etudes En vue de l'Obtention
du Diplôme des Etudes Universitaires Appliquées (D.E.U.A.)
en Aéronautique

Option : Propulsion

THEME



Etude technologique du régulateur hélice
équipé l'avion F27

Entreprise d'accueil : La Compagnie Aériennes
AIR ALGERIE

Elaboré par :

Melle SERBIS FATIMA
Melle FIRANE HAYET

Proposé par :

Mr. M. MEKZINE
Mr. H. BENTRAD

—Promotion 2002/2003—

Remerciement

Nous tenons à remercier le bon dieu le tout puissant de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.

Nous tenons à remercier Mr MEKZINE mothamed lamara pour son constant suivi, son aide et ces précieux conseils, qui nous ont beaucoup aidé à ce travail.

Nous remercions également Mr BENTRAD hocine qui nous ont beaucoup aidé surtout à la réalisation du maquette.

Nous remercions tous qui ont callabaré de près au de loin à la réalisation de ce projet « Mr Djallal, Mr Allache, Mr Yahia Idriss, Nacer ».

Nous remercions tous les technicien de turbo spécialement et d'AIR ALGERIE en générale sans oublier les enseignants de l'institue d'aéronautique.

Dedicates

Je dédie ce modeste travail de fin d'études

**A celle qui n'a jamais cessé de m'apporter amour et tendresse et qui a éclairé ma route par sa compréhension, sacrifices et qui m'a également beaucoup encouragé tout au long de mes études :*

Ma Mère.

- *A celui qui fut le plus brave des pères en m'ouvrant ses bras aux moments les plus difficiles et en m'encourageant à aller en avant pour le mieux :*

Mon Père.

- *A mon frère : hamide et sa femme ainsi que ses enfants nisrine et akrem.*
- *A ma sœur : mebarka et son mari ismail et ses enfants yacoub et nadjah.*
- *A mon frère : omar qui occupe toujours de moi et sa femme avec sa fille nor el imene .*
- *A ma sœur : cherifa et son mari sid ali avec leur petit moussa.*
- *A mes très chères sœurs que j'aime énormément, : chahrazed ;djamila et naïma.*
 - *A mon frère : rachide*
 - *A ma copine Madame kirade et son mari.*
 - *A Mr : bessa nor edine et sa famille.*
 - *A tout mes amis(es) , et tout le promotion de l'an 2003*
 - *A mon binom hayet et sa famille*

Fatima.... ♥

Dédicace

A ma mère : celle qui n'a jamais cessé de m'apporter amour et tendresse et qui a éclairé ma route par sa compréhension , sacrifices et qui ma également beaucoup encouragé tout au long de mes études:

A mon père : celui qui fut le plus brave des pères en m'ouvrant ses bras aux moments les plus difficiles et en m'encouragent a aller en avant pour le mieux

A mes sœurs : Hassina, Farida, Samira, Meriem

A mes frères : Imad (Omar), Moussa mes bien aimés

A ma petite sœur : Dounia qui je l'aime beaucoup.

A ma très chères binôme et sa famille

A mes amis (es) de lycée : Leila, Samia, Iman, Djamila, Fatiha.

Khaled, redoun abd erahman, mouhamed.

A mes amies proche : Esma, Leila, Idrine, Abassia, Nabila, Radia, (K34)

Ames amies : Hafidha, Bouchra, Fella, Ibtissam, Zakia (N15).

Katia, Amina

A tous les personne qui me connuede près ou de loin.

A mon ami et mon frère Chakir.

A mon amis Fouzi.

*A la fin je dédie ce travail a Belgacem Houari le
personne qui ma vraiment aidé.*



Hayet

AIR ALGERIE

1. HISTORIQUE :

c'est en 1963 que la compagnie générale des transports Aériens « Air-Algerie » devient compagnie nationale dans laquelle l'état Algérien détient 50% du capital. En 1970, le rachat par l'état des actions détenues par les sociétés étrangères a permis le contrôle de la compagnie avec 83% des actions.

Mais ce n'est qu'en 1974, que l'algerianisation totale du capital a été réalisée par le rachat des 17% restants.

Air-Algerie a donc commencé à exister en tant que compagnie de transport Aérien, avec une organisation qui évolue avec le développement de sa flotte.

2. LA DIRECTION TECHNIQUE :

La Direction Technique est l'une des directions les plus importantes Air-Algerie.

On peut affirmer que tout repose sur cette structure, c'est à dire l'exploitation des Appareils.

En effet, la D.T est chargée de l'entretien de l'ensemble de la Flotte, en d'autres mots, de la mise en ligne des appareils (Voir l'organisation).

Lorsque l'on parle de maintenance des appareils, il ne faut pas oublier la maintenance des équipements qui sont montés sur ces appareils.

IL existe deux types de maintenance, celle dite programmée, recommandée par les constructeurs est fabricants d'accessoires, selon les temps de vol des appareils, le nombre d'atterrissages et de décollage des avions; et les temps d'utilisation. Lorsqu'il s'agit d'équipement; et la maintenance non programmée, celle, qui est nécessitée par les pannes éventuelles.

Afin d'effectuer toutes ces tâches convenablement, les constructeurs et fabricants mettent à la disposition des compagnies tous les documents requis.

IL est important de signaler qu'aussi bien les constructeurs, que les organismes de Contrôle aérien (FAA, VERITAS, OACI ETC.....), exigent que tout travail sur un Avion, ou un accessoire d'avion, soit effectué selon les instructions données sur les Documents, avec la plus grande rigueur.

D'autre part, tout technicien appelé à intervenir sur un avion ou un accessoire, doit obligatoirement suivre une formation au préalable, et donc, être qualifié et certifié Pour cela.

Le respect de toute réglementation dans l'aviation civile internationale est



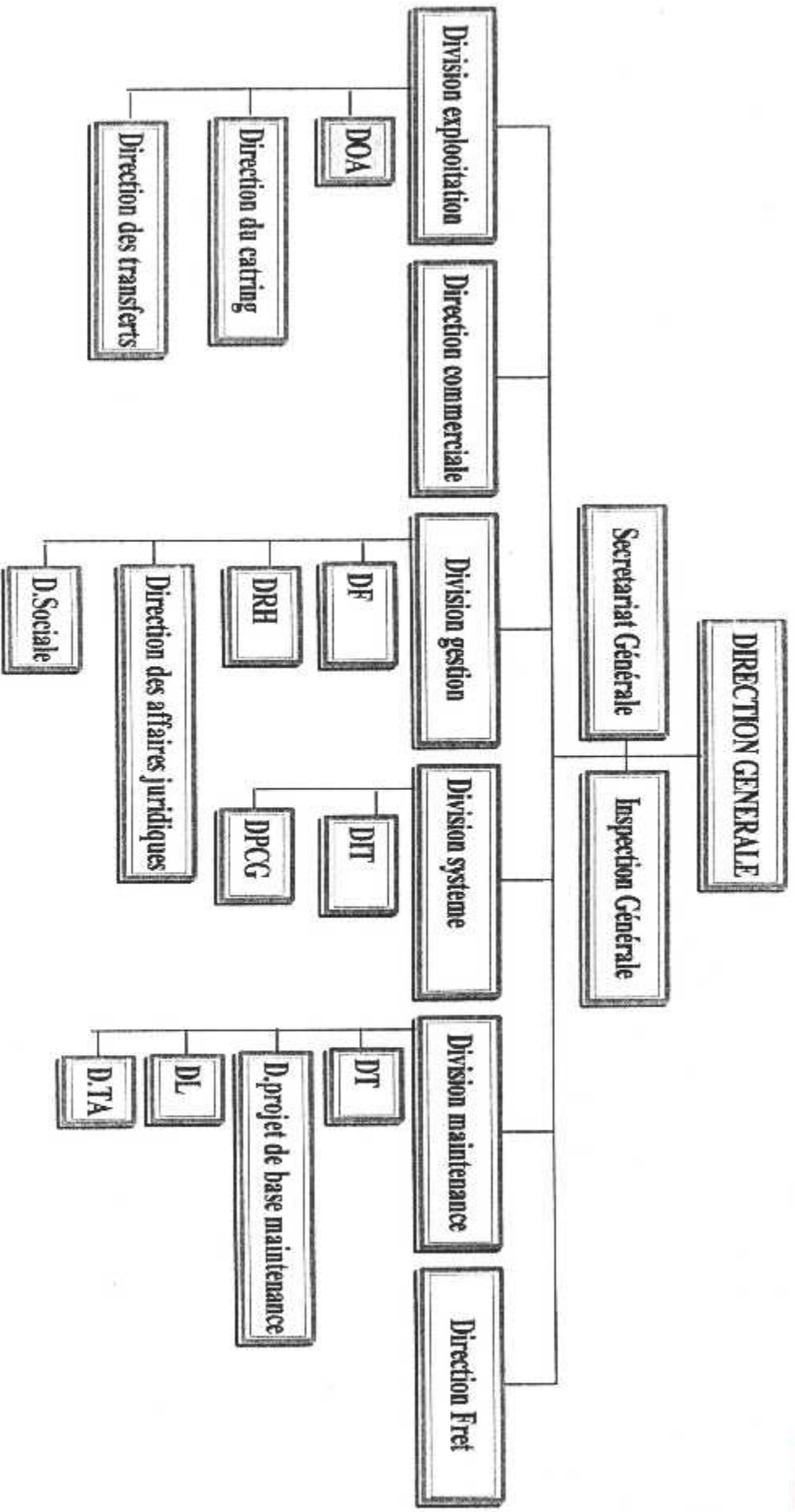
Primordial , car la sécurité des passagers, et des habitants des zones survolées en dépend.

Cette même réglementation et aussi exigeant a' l'égard des compagnies aériennes, qui doivent constamment améliorer la qualité de leur travail, et équiper leurs appareils de systèmes toujours plus sophistiqué et donc plus sûres.

C'est tout cela, qui rend la charge de la DIRACTION TECHNIQUE plus lourde, et sa responsabilité plus grand.

En cas d'accident, par ex. l'enquête qui s'en suit, permet de déterminer avec Précision , si oui, ou „non l'entretien se faisait selon les normes, et dans les temps, Car dans l'aéronautique, il ne suffit pas de faire le travail suivant les standards, Encore faut ' il le faire en temps voulu, c'est la maintenance préventive c'est l'une des contraintes que vit quotidiennement la DIRECTION TECHNIQUE, ou toute organisation de maintenance aéronautique.

ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE D'AIR ALGERIE



FLOTE D'AIR ALGERIE

A/C	type	N° série	Code secal	Date réception	Engine type	Mtow (tonnes)	Mtow (lbs)	Mlw (tonnes)	Icao certif annexe 16	thrust	Seat split	Fuel capacité
71-VJG	B767-300	24766	HQ-IP	26/09/90	CF680C2B2F	156.489	345.000	136.077	Chap. 3	52,010 lbs	24/229	50.900 kg
71-VJI	B767-300	24768	JQ-AC	10/10/90	CF680C2B2F	156.489	345.000	136.077	Chap. 3	52,010 lbs	24/229	50.900 kg
71-VJH	B767-300	24767	JQ-AB	17/08/90	CF680C2B2F	156.489	345.000	136.077	Chap. 3	52,010 lbs	24/229	50.900 kg
71-VFF	B737-200	20759	FH-DJ	27/11/73	JT8D-9A	52.390	115.520	46.7	Chap.1	14.500 lbs	12.89	5164
71-VFG	B737-200	20884	FK-DE	30/06/74	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VFE	B737-200	21063	FK-AE	12/04/75	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VEK	B737-200	21064	FK-AG	24/04/75	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VEL	B737-200	21065	FK-AH	05/06/75	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VEN	B737-200	21211	GM-EJ	13/04/76	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VFO	B737-200	21212	GM-EK	21/05/76	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12.89	5164
71-VEQ	B737-200	21285	GM-FH	04/10/76	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12/189	5164
71-VER	B737-200	21286	GM-FK	12/02/77	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.2	15.500 lbs	12/189	5164
71-VES	B737-200	21287	GM-FL	03/03/77	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.3	15.500 lbs	CARGO	5164
71-VEY	B737-200	22766	GM-JI	28/03/82	JT8D-15	52.390	115.520	46.7	Chap.3	15.500 lbs	12/189	5164
71-VEZ	B737-200	22700	BJ-CK	09/12/83	JT8D-17A	56.473	124.523	48.4	Chap.3	16,000 lbs	12/189	5164
71-VJA	B737-200	22800	BJ-CL	16/12/83	JT8D-17A	56.473	124.523	48.4	Chap.3	16,000 lbs	12/189	5164
71-VJB	B737-200	22801	BJ-CM	16/12/83	JT8D-17A	56.473	124.523	48.4	Chap.3	16,000 lbs	12/189	5164
71-VFH	B727-200	20473	FH-EJ	25/03/71	JT8D-9A	78.019	124.523		Chap.1	14.500 lbs	18/129	7680USG
71-VFI	B727-200	20473	FH-DK	28/10/74	JT8D-15	86.410	172.032	72.6	Chap.2	15.500 lbs	18/129	8090USG
71-VEI	B727-200	21053	GM-AD	05/03/75	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.2	15.500	18/129	8090
71-VEH	B727-200	21210	GM-EH	27/05/76	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.2	15.500	18/129	8090
71-VEP	B727-200	21284	GM-EL	19/11/76	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.2	15.500	18/129	8090
71-VET	B727-200	22372	GM-DK	21/09/80	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.2	15.500	18/129	8090
71-VFI	B727-200	22373	GM-DL	23/09/80	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.3	15.500	18/129	8090
71-VEV	B727-200	22374	GM-FG	12/03/81	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.3	15.500	18/129	8090
71-VEW	B727-200	22375	GM-HG	12/03/81	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.3	15.500	18/129	8090
71-VEZ	B727-200	22165	GM-GK	06/05/82	JT8D-15	86.410	190.534	72.6	Chap.3	15.500	18/129	8080
71-VHG	L100-30	4880	FH-AG	05/02/83	501D22A	70.077	154.520	135.000 LI	Chap.3	4910 hp	CARGO	9800USG
71-VHL	L100-30	4886	FH-CL	16/08/82	501D22A	70.077	154.520	135.000 LI	Chap.3	4910hp	CARGO	9800
71-VRJ	F27-400M	10547		29248	RR536-7R	20.25	45.000			1835HP(SI) 2080HP(AI)	46	1356
71-VRK	F27-400M	10453		29241	RR536-7R	20.25	45.000			1835HP(SI) 2080HP(AI)	46	1356
71-VRL	F27-400M	10595		31/12/81	RR536-7R	20.25	45.000				46	1356
71-VRQ	F27-400M	10526		31/12/81	RR536-7R	20.25	45.000				46	1356
71-VRR	F27-400M	10455		05/06/83	RR536-7R	20.25	45.000				46	1356
71-VRU	F27-400M	10594		31/12/81	RR536-7R	20.25	45.000				46	1356
71-VRV	F27-400M	10543		11/06/83	RR536-7R	20.25	45.000				46	1356
71-VIC	A310-200	291	JK-BC	08/09/84	CF680AC	138.600	291.005		Chap.3	48.970 LBS	18/148	95.790 HBS
71-VID	A310-200	293	JK-CE	21/12/84	CF680AC	138.600	291.005		Chap.3	48.970 LBS	18/148	95.790 HBS
71-VJ	B737-800	30202	Dh-tp	29/07/00	Cfm56-7b27b1	78.244	172.500	65.317	Chap.3	27300 LBS	48/114	6.875USg
71-VJK	B737-800	30203	Hk-tp	01/08/00	Cfm56-7b27b1	78.244	172.500	65.317	Chap.3	27300 LBS	48/114	6.875USg
71-VJL	B737-800	30204	HL-as	16/09/00	Cfm56-7b27b1	78.244	172.500	65.317	Chap.3	27400 LBS	48/114	6.875USg
71-VJM	B737-800	30205	HL-hp	27/10/00	Cfm56-7b24	78.244	160.500	65.317	Chap.3	24200	48/114	6.875USg
71-VJN	B737-800	30206	HL-bq	29/01/01	Cfm56-7b24	72.802	160.500	65.317	Chap.3	24200	48/114	6.875USg
71-VJO	B737-800	30207	HL-br	12/06/01	Cfm56-7b24	72.802	160.500	65.317	Chap.3	24200	24/120	6.875USg
71-VJP	B737-800	30208	HL-BS	23/07/01	Cfm56-7b24	72.802	160.500	65.317	Chap.3	24200	24/120	6.875USg
71-VJQ	B737-600	30209	HL-DP	26/04/02	Cfm56-7b22	65.090 Kgs	143.500 HBS	120.500	Chap.3	22700 LBS	24/120	6.875USg
71-VJR	B737-600	30545	HL-EQ	26/04/02	Cfm56-7b22	65.090	143.500	120.500	Chap.3	22700	24/120	6.875USg
71-VJS	B737-600	30210	HL-GP	13/06/02	Cfm56-7b22	65.090	143.500	120.500	Chap.3	22700	24/120	6.875USg
71-VJT	B737-600	30546	HL-GS	13/06/02	Cfm56-7b22	65.090	143.500	120.500	Chap.3	22700	24/120	6.875USg
71-VJU	B737-600	30211	HL-MP	28/06/02	Cfm56-7b22	65.090	143.500	120.500	Chap.3	22700	24/120	6.875USg

sommaire

INTRODUCTION

Chapitre I: Généralités sur les hélices

1.1- DEFINITION D'UNE HELICE ET D'UN PROFIL.....	01
1.2- CARACTERISTIQUE D'UNE HELICE.....	02
1.3- ROLE D'UNE HELICE.....	03
1.4- LES DIFFERENTES TYPES DES HELICES	04
1.4.1- HELICE A PAS FIXE.....	04
1.4.2- HELICE A VITESSE CONSTANTE.....	04
1.4.3- HELICE A PAS REGLABLE AU SOL.....	05
1.4.4- HELICE A PAS VARIABLE EN VOL.....	06
1.5- LES REDUCTEURS.....	06
1.5.1- DEFINITION D'UN REDUCTEUR.....	06
1.5.2- REDUCTEURS PLANETAIRES.....	07
1.5.3- REDUCTEUR EPICYCLOÏDALE.....	08
1.6- GIVRAGE ET DEGIVRAGE DES HELICES.....	08
1.6.1- CONDITIONS GIVRANTES.....	08
1.6.2- ACCRETION DE GLACE.....	09
1.6.3- DEGIVRAGE.....	10
1.7- AERODYNAMIQUE DES HELICES.....	10
1.7.1- CARACTERISTIQUE AERODYNAMIQUE D'UNE HELICE.....	10
1.7.2- LE CHAMP AUTOUR D'UNE HELICE.....	11
1.7.3- INTERFERENCE AERODYNAMIQUE.....	11
1.7.4- COEFFICIENTS DE SIMILITUDE.....	13
1.7.5- FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE.....	13
1.8- ACOUSTIQUE DES HELICES.....	16
1.8.1- LE BRUIT.....	16
1.8.2- REPRESENTATION SPECTRALE.....	16

<i>1.8.3- SOURCES D'EMISSION DE BRUIT DE RAIES.....</i>	<i>17</i>
<i>1.8.4- PROPAGATION DU BRUIT.....</i>	<i>18</i>
<i>1.8.5- PERCEPTION ET CONFORT.....</i>	<i>19</i>
<i>1.8.6- LUTTE CONTRE LE BRUIT.....</i>	<i>19</i>

Chapitre II : ETUDE TECHNOLOGIQUE

II.1- INTRODUCTION.....	20
II.2- CONDITIONS REQUISE DU SYSTEME.....	20
II.3- DESCRIPTION	20
<i>II.3.1- LES ACCESSOIRE.....</i>	<i>21</i>
II.4- PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT.....	24
II.5- LES CONDITIONS DE FONCTIONNEMENT.....	27
<i>II.5.1- REGULATION (VITESSE CONSTANTE).....</i>	<i>27</i>
<i>II.5.2- SURVITESSE.....</i>	<i>28</i>
<i>II.5.3- SOUSVITESSE.....</i>	<i>28</i>
<i>II.5.4- DRAPEAU MANUEL.....</i>	<i>28</i>
<i>II.5.5- DEVIRAGE.....</i>	<i>29</i>
<i>II.5.6- EFFACEMENT AUTOMATIQUE DE LA BUTEE SECURITE VOL.....</i>	<i>29</i>
<i>II.5.7- EFFACEMENT DE SECOURS DE LA BUTEE SECURITE VOL... </i>	<i>29</i>
<i>II.5.8- PETIT PAS SOL.....</i>	<i>30</i>
II.6- CIRCUIT HYDRAULIQUE.....	30
<i>II.6.1- FONCTIONNEMENT DE LA SECURITE ELECTRO- HYDRAULIQUE.....</i>	<i>30</i>
<i>II.6.2- MISE EN DRAPEAU.....</i>	<i>32</i>
<i>II.6.3- VERROILLAGE.....</i>	<i>33</i>
II.7- CIRCUIT ELECTRIQUE.....	39
<i>II.7.1- GENERALITE.....</i>	<i>39</i>
<i>II.7.2- CIRCUIT D'EFFACEMENT DES VERRONS DE SECURITE EN VOL.....</i>	<i>40</i>
<i>II.7.3- CIRCUIT DE COMMANDE PETIT PAS SOL.....</i>	<i>41</i>
<i>II.7.4- CIRCUIT DE SECURITE ELECTRO-HYDRAULIQUE.....</i>	<i>42</i>
<i>II.7.5- CIRCUIT DE MISE EN DRAPEAU MANUELLE.....</i>	<i>43</i>
<i>II.7.6- CIRCUIT DE MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE.....</i>	<i>45</i>

II.8- SIGNALISATION.....	46
II.8.1- <i>VOYANT PETIT PAS DEVERROUILLE.....</i>	<i>46</i>
II.8.2- <i>VOYANT HELICE SOUS BUTEE.....</i>	<i>46</i>
II.8.3- <i>VOYANT SECURITE VOL DEVERROUILLE.....</i>	<i>46</i>
II.8.4- <i>VOYANT HELICE BUTEE 20°.....</i>	<i>46</i>
II.8.5- <i>VOYANT AVTISSEUR BUTEE 32°.....</i>	<i>46</i>
II.9- COMMANDE ET INDICATEUR DU CIRCUIT.....	46
II.9.1- <i>MANETTE DE PUISSANCE.....</i>	<i>46</i>
II.9.2- <i>MANETTE DE ROBINET H.P.....</i>	<i>47</i>
II.9.3- <i>BOUTON DE MISE EN DRAPEAU.....</i>	<i>47</i>
II.9.4- <i>TEMOINS DE POMPE DE MISE EN DRAPEAU.....</i>	<i>47</i>
II.9.5- <i>TEMOINS DE VERROUILLAGE PETIT PAS VOL.....</i>	<i>47</i>
II.9.6- <i>TEMOINS « VERROU DEPASSE » VOYANT ROUGE 18°.....</i>	<i>47</i>
II.9.7- <i>TEMOINS VERROU PETIT PAS VOL « HORS SECURITE ».....</i>	<i>48</i>
II.9.8- <i>INTERRUPTEUR D'ISOLEMENT.....</i>	<i>48</i>
II.9.9- <i>TEMOINS « SECURITE VOL » DEVERROUILLE.....</i>	<i>48</i>
II.9.10- <i>TEMOINS SECURITE EN VOL « HORS SECURITE ».....</i>	<i>48</i>
II.9.11- <i>INTERRUPTEUR DE SECOURS EN VOL.....</i>	<i>48</i>

Chapitre III : essai au sol point fixe

III.1- DEFINITION.....	50
III.2- CAS POUR LES QUELLE ON FAIT UN POINT FIXE.....	50
III.3- MATERIELES NECESSAIRE POUR REALISE UN POINT FIXE....	50
III.4- DIFFERENTS TYPE DE POINT FIXE.....	51
III.4.1- <i>POINT FIXE A SEC.....</i>	<i>51</i>
III.4.2- <i>POINT FIXE AVEC INJECTION D'EAU METANOL.....</i>	<i>52</i>
III.5- INFORMATION ET VERIFICATION PRELIMINAIRES.....	52
III.5.1- <i>INFORMATION.....</i>	<i>52</i>
III.5.2- <i>VERIFICATION.....</i>	<i>53</i>
III.6- CONTROLE.....	54
III.6.1- <i>CONTROLE DE POSITION DES COMMANDE HELICE.....</i>	<i>55</i>
III.6.2- <i>CONTROLE DE POSITION DE COMMANDE MOTEUR.....</i>	<i>55</i>
III.6.3- <i>CONTROLE DE POSITION DES COMMANDES DU CIRCUIT CARBURANT.....</i>	<i>55</i>

III.7- DEMARRAGE D'ESSAI POINT FIXE AU SOL.....	56
III.8- SSAI D'UN POINT FIXE AU SOL.....	58
III.8.1- ESSAI A 10000 RPM + 500.....	58
III.8.2- ESSAI A12000 RPM	58
III.8.3- ESSAI AVIONIQUE 12000 RPM ET 13000 RPM.....	58
III.8.4- ESSAI A 1500 RPM 0 +50.....	59
III.8.5- ESSAI AU MIMIMUM REGULE.....	59
III.9- ARRET MOTEUR.....	59
III.10- APRES ARRET MOTEUR.....	60

remarque

COCLUSION

SOMMAIRE DES FIGURES

chapître I

Figure (I-1) : schéma descriptif d'une hélice.....	01
Figure (I-2) : pas géométrique d'un profil situé a l'envergure r.....	02
Figure (I-3) : vrillage.....	03
Figure (I-4) : flèche du pale.....	03
Figure (I-5) : hélice en bois.....	04
Figure (I-6) : hélice métallique.....	04
Figure (I-7) : écrou.....	05
Figure (I-8) : sangle.....	06
Figure (I-9) : réducteur.....	07
Figure (I-10) : réducteur à planétaires.....	07
Figure (I-11) : réducteur épicycloïdal.....	08
Figure (I-12) : formes de glace.....	09
Figure (I-13) : construction de la veine.....	12
Figure (I-14) : observation de la mise en rotation du fluide.....	12
Figure (I-15) : aérodynamique de l'hélice.....	14
Figure (I-16) : hélice tractive.....	15
Figure (I-17) : hélice en aérofrein.....	15
Figure (I-18) : hélice en aëromoteur.....	16
Figure (I-19) : différent type des bruit.....	17

Chapitre II

Figure (II-1) : branchement sur régulateur hélice.....	23
Figure (II-2) : principe de fonctionnement.....	25
Figure (II-3) : tiroir dans la position survitesse.....	27
Figure (II-4) : tiroir dans la position sous vitesse.....	28
Figure (II-5) : circuit hydraulique.....	31
Figure (II-6) : ensemble des verrou.....	33
Figure (II-7) : système de verrouillage	34

Figure (II-8) : suppression de la butée sécurité en vol.....	36
Figure (II-9) : suppression de la butée petit pas vol.....	38
Figure (II-10) : schéma électrique en croisière.....	41
Figure (II-11) : schéma électro-hydraulique de petit pas sol.....	43
Figure (II-12) : schéma électrique de mise en drapeau manuelle.....	44
Figure (II-13) : schéma électrique de mise en drapeau automatique.....	45
Figure (II-14) : voyant de signalisation commutateurs du circuit hélice.....	49



chapitre I

Généralité sur

les hélices

I.1- DEFINITION D'UNE HELICE ET D'UN PROFIL :

L'hélice est un ensemble de pales montées sur un moyeu, est lui même étant confiné dans un capot appelé casserole.

On appelle profil toute section de pale réalisée dans un plan normale à l'axe de pale ; celui ci est définie par sa corde, son épaisseur maximale, sa cambrure et son calage. Généralement la position angulaire d'un profil est donnée par-rapport à la corde d'un profil de référence (à 0.7 ou 0.75R).

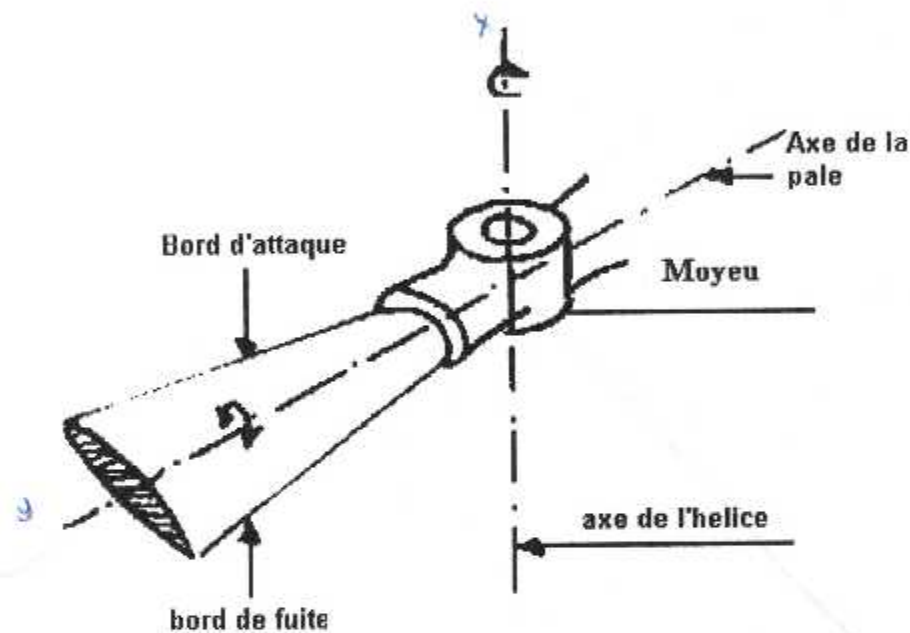


Fig. (I-1) : schéma descriptif d'une hélice.

Une fois les diamètres d'hélice et du capot choisis, la pale est entièrement définie lorsque sont déterminées la famille des profils.

On parle d'hélice à droite, lorsque un observateur, situé en arrière et sur l'axe de celle ci, la voit tourner dans le sens antitrigonométrique et une hélice à gauche dans le sens trigonométrique dans les même condition .

I.2- CARACTERISTIQUES D'UNE HELICE :

Une hélice peut être caractérisée par quelques grandeurs dans les plus courantes :

- **Envergure** : position radiale r le long de la pale mesurée par-rapport à l'axe de rotation, l'envergure totale de la pale vaut R .
- **Calage d'un profil** : angle β , mesuré dans le plan XOZ , entre la corde et l'axe OZ .
- **Pas d'un profil et pas d'une hélice** : pour un profil aérodynamique placé au rayon r est calé à un angle β par-rapport à l'axe OZ , le pas du profil est la projection sur l'axe OX de la longueur curviligne de l'hélice d'angle β portée par le cylindre de rayon r , lorsque l'angle polaire parcourt 2π . Le pas du profil de référence est aussi appelé pas d'hélice .

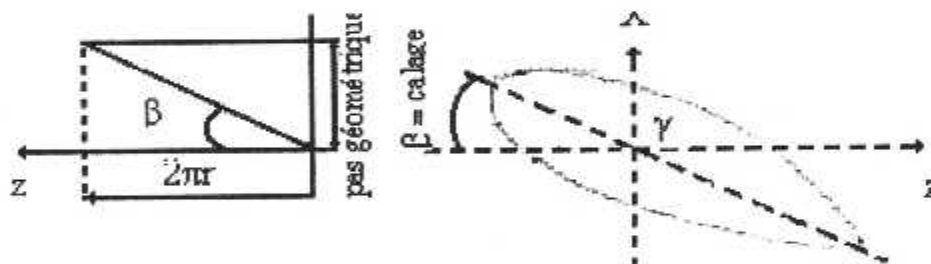


Fig. (I-2) : Pas géométrique d'un profil situé à l'envergure r

- **Vrillage** : c'est le décalage angulaire relatif en envergure des cordes des profils .Il permet à tout les profils d'avoir une incidence optimisée par-rapport à l'écoulement.

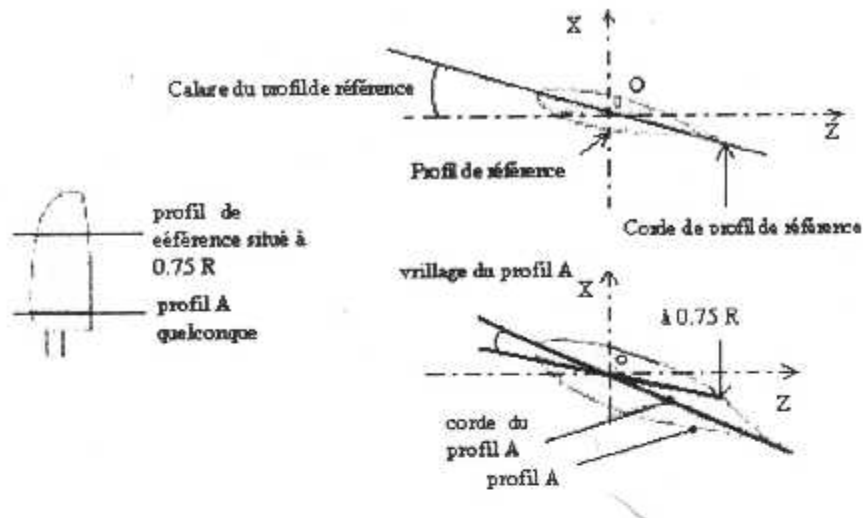


Fig. (I-3) : vrillage

- **Flèche** : pour une pale ,c'est l'écart entre la courbe des milieux des cordes avec la droite qui pass par le milieu de la corde du pied.

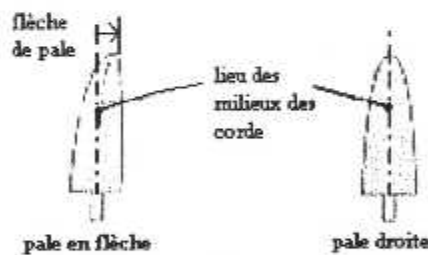


Fig. (I-4) : flèche du pale.

1.3- ROLE D'UNE HELICE :

L'hélice a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, cette hélice peut être installée à l'arrière ou à l'avant d'un moteur.

Pour une hélice installée à l'arrière, elle pousse l'avion vers l'avant , d'ou le nom d'hélice propulsive, par contre pour une hélice installée à l'avant, elle crée une tension sur l'arbre porte hélice puisqu'elle tire l'avion, d'ou le nom d'hélice tractive.

I.4- LES DIFFERENTES TYPES DES HELICES :

Il existe plusieurs types d'hélices qui sont classée comme suite :

I.4.1- HELICE A PAS FIXE :

les hélice à pas fixe sont visées, directement sur le vilebrequin du moteur et tournent par conséquent toujours à la même vitesse que le moteur. Une hélice à pas fixe ressemble en quelque sorte à une boîte de vitesse qui n'aurait qu'un seul rapport cette configuration compense son manque d'efficacité par des conditions d'utilisation très simple.

- **Hélice en bois :**

Utilisée généralement dans les avion léger à faible performances.

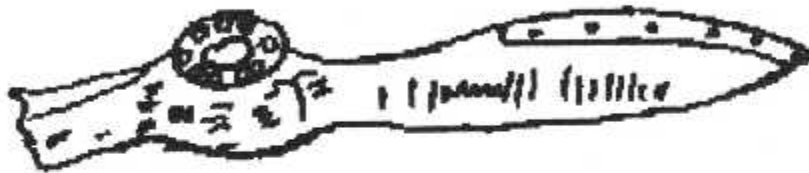


fig. (1-4)

- **Hélice métallique :**



fig.(1-5)

I.4.2- HELICE A VITESSE CONSTANTE :

Une hélice à vitesse constante possède un régulateur qui règle l'angle des pales afin de maintenir le régime moteur.

Ce type d'hélice permet une utilisation beaucoup plus efficace de la puissance du moteur, ainsi le calage varie automatiquement de façon que l'hélice tourne à un régime déterminé par le pilote et continue de tourner à ce même régime indépendamment des autres conditions d'utilisation du moteur ou des évolutions d'avion.

1.4.3- HELICE A PAS REGLABLE AU SOL :

Ces hélices sont adaptées à une vitesse de vol horizontal à une seule altitude et à un seul régime de vol, pour lesquels le calage des pales assure un régime normal du moteur, à pleine ouverture des gaz et à une puissance normale.

Les pieds de pales possédants une détente fixe permettant un réglage précis, l'hélice à pas réglable est fixée par :

- écrou :

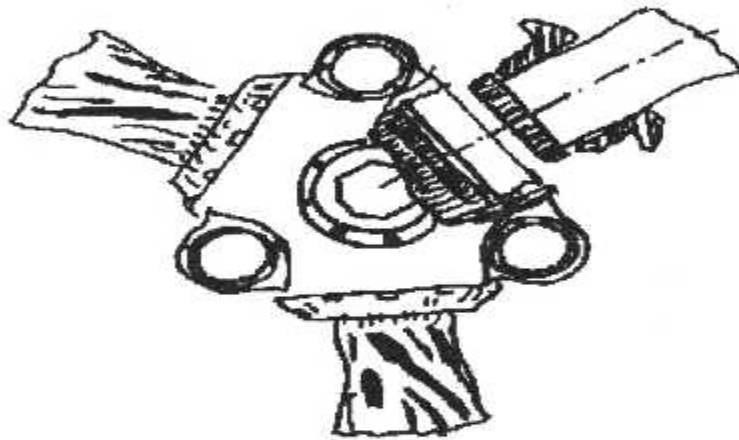


fig.(I-6)

- **Sangle :**

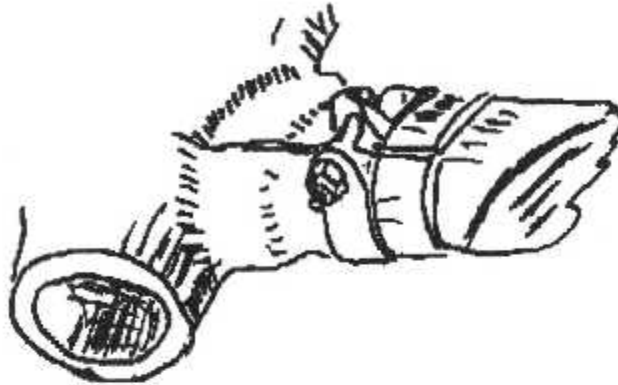


fig.(1-7)

1.4.4- HELICE A PAS VARIABLE EN VOL :

L'introduction de réglage du calage des pales en vol, permet une utilisation correcte de l'hélice à toutes les vitesses de vol surtout pour les avions modernes possédants un grand écart de vitesse au décollage, en vol normale et à l'atterrissage.

1.5- LES REDUCTEURS : X

1.5.1- DEFINITION D'UN REDUCTEUR :

C'est un ensemble de roues dentées s'engrenant mutuellement et réalisé suivant deux grand principes

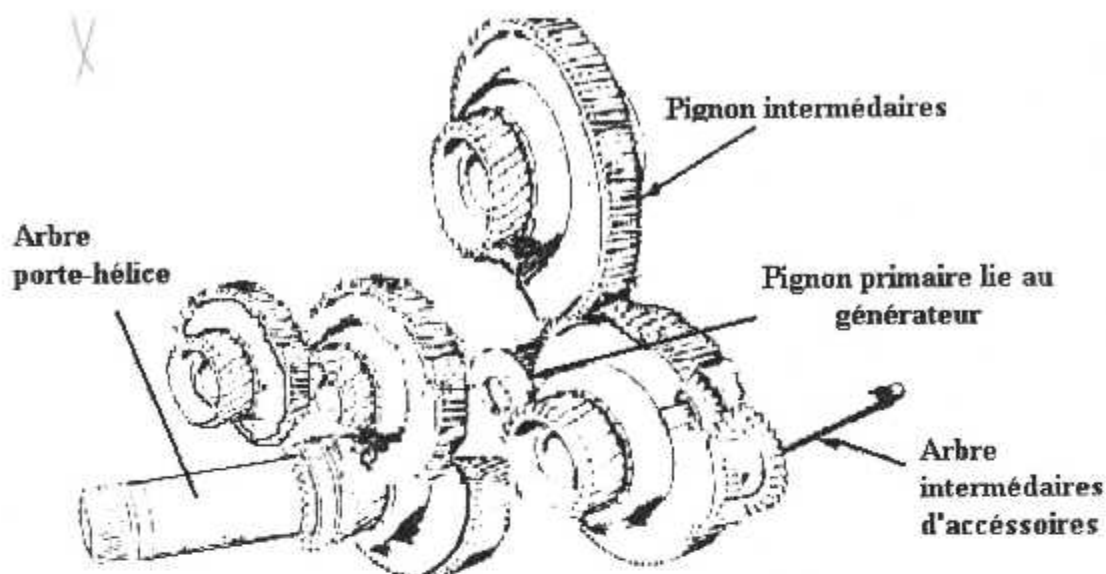


Fig. (I-8) : réducteur

on distingue deux types de réducteurs :

1.5.2- REDUCTEUR A PLANETAIRES :

Ce type de réducteurs est le plus utilisé ; le nombre de planétaires dépend du couple à transmettre, en général trois ou quatre ; ce réducteur possède deux étages de réduction élémentaire .

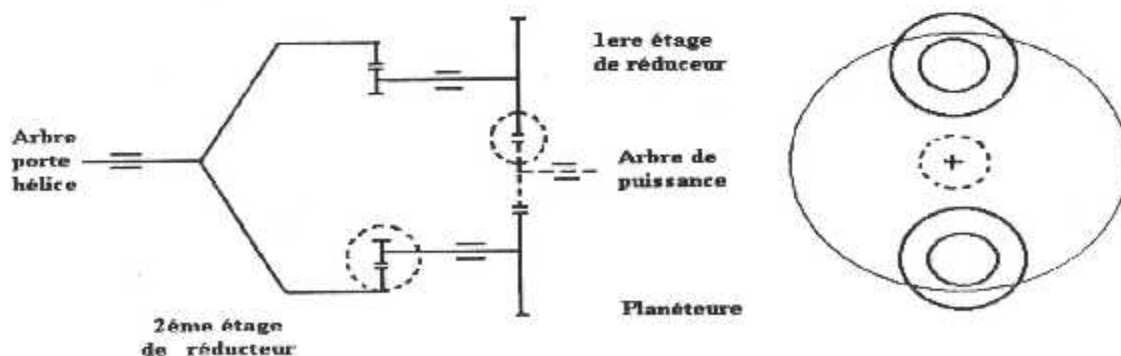


Fig. (I-9)

1.5.3- REDUCTEUR EPICYCLOÏDAL :

Le pignon moteur entraîne les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter. Les mouvement de rotation des axes des satellites est récupéré par une flasque recevant l'arbre porte hélice. Dans ce cas également, le nombre de satellite n'intervient pas dans le calcul de rapport de réducteur mais proportionnelle au couple de transmettre pour un matériau donné .

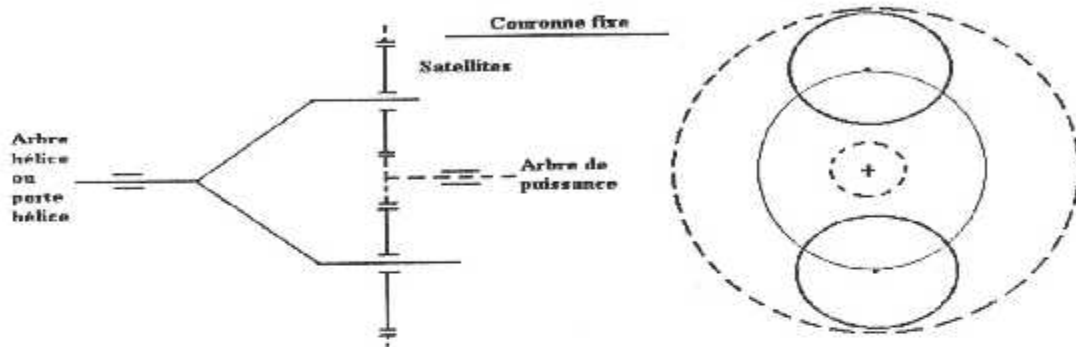


Fig. (I-10)

1.6- GIVRAGE ET DEVRAGE DES HELICES :

1.6.1- CONDITIONS GIVRANTES :

Le phénomène de givrage (des parties fixes ou tournantes) est particulièrement critique pour les avions turbo-propulsés car ces aéronefs évoluent en continu à des altitudes comprises entre 0 et 6000 m ; c'est là que l'on rencontre la majorité des nuages, sièges du phénomène.

Le givrage est le plus souvent dû au phénomène de surfusion des gouttelettes (de 15 à 200 μm de diamètre) en suspension qui peuvent geler en frappant la partie frontale du profil : il arrive parfois, cependant, que le givrage soit provoqué par des pluies givrantes (diamètre de 500 à 9000 μm) : cela se produit lorsque des précipitations rencontrent une couche d'inversion de température pendant leur chute. L'apparition de glace sur un profil peut dangereusement dégrader les performances aérodynamiques de l'avion. Les paramètres importants à prendre en compte pour les phénomène atmosphériques sont :

- la teneur en eau liquide du nuage (g/m^3) :
- la distribution statique des tailles de gouttes rencontrées :
- la taille du nuage et température à l'intérieur du nuage.

1.6.2- ACCRETION DE GLACE :

1) observation expérimentale :

L'accrétion de glace va présenter deux formes de glace différentes :

- **la glace sèche** : qui se produit à basse température (température ambiante inférieure à -10°C) ; l'eau gèle dès le contact ;
- **la glace humide** : qui se produit à des températures comprises entre 0°C et 5°C : l'eau ruisselle puis givre.

Entre ces deux plages de températures, on rencontre à la fois les deux types de glace en plus ou moins grande proportion.

2) Approche numérique :

Prévision du givre sur un profil bidimensionnel.

- **Calcul du champ aérodynamique local** : la théorie du potentiel complet peut suffire, une fois que l'on a déterminé l'incidence et le module de la vitesse relative au profil considéré (avec un calcul **ligne portante** préalable, par exemple) .

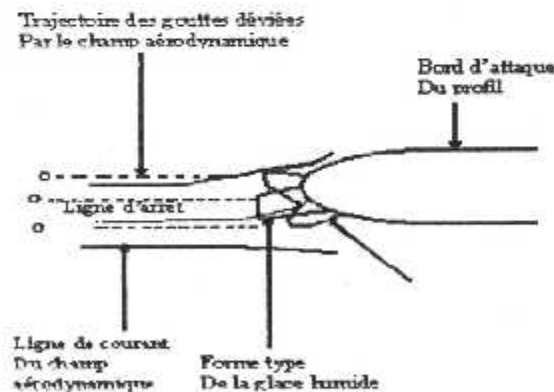


Fig. (I-11) : formes de glace.

- **Calcul de captation** : il s'agit de prévoir quelles sont les parties du profil qui seront frappées et le débit local d'eau (les gouttelettes sont soumises aux forces d'inertie et de frottement aérodynamique relatif).
- **Calcul de couche limite** : celui-ci va déterminer les coefficients locaux d'échanges thermiques convectif.
- **Calcul de bilan thermique de chaque partie du profile** : il est alors possible de déterminer la proportion de la masse d'eau impactante qui va geler ou ruisseler le long du profil (et éventuellement geler un peu plus loin, dans le cas de la glace humide). Le dépôt de glace se forme jusqu'au temps auquel on veut connaître l'épaisseur de glace accumulée, dans le cas d'une hélice, l'épaisseur de glace va croître jusqu'à ce que sa propre force centrifuge l'arrache de la surface (l'effort de cisaillement maximal admissible dépend de la température de l'interface profil / glace : on peut prendre $\sigma \text{ (N/m}^2\text{)} = 25000 (273.15 - \theta)$, pour $\theta < 273.15$ et $\sigma = 0$ dans les autres cas.

1.6.3- DEGIVRAGE :

La certification d'un aéronef vis à vis de ce phénomène doit montrer que l'avion peut voler dans des conditions givrantes. L'effet de givrage sur les performances aérodynamique est défavorable et peut conduire des situations catastrophiques. Le principale effet est l'anticipation de décrochage de profil (de l'aile ou de l'hélice).

Le plus souvent, sur une hélice, le dispositif de dégivrage est constitué par une résistance électrique noyée dans plusieurs couches d'élastomère, ce dégivrage est ensuite collé sur le bord d'attaque de la pale, sur sa partie intérieur où l'effort centrifuge ne peut chasser seul la glace. Les puissances surfaciques installés sont de l'ordre de 1 W/cm^2 et sont calculées de façon à pouvoir chasser la glace au bout d'une minute environ après la mise en route du dispositif.

1.7- AERODYNAMIQUE DES HELICES :

1.7.1- CARACTERISTIQUE AERODYNAMIQUE D'UNE HELICE :

Une hélice est caractérisée par :

- La force de traction dans l'axe de l'hélice.
- Le couple résistant sur l'arbre moteur.

L'hélice est sous l'influence de deux mouvements, l'un rotatif et l'autre mouvement de translation vers l'avant. L'écoulement relatif rencontre la pale sous un angle ce qui implique la présence de deux forces appliquées sur la section de la pale qui crée un champ aérodynamique.

Ces forces sont :

- La traînée :

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x \cdot V^2 \cdot S \quad [1-1]$$

- Portance :

$$R_y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_y \cdot V^2 \cdot S \quad [1-2]$$

1.7.2- LE CHAMP AUTOUR UNE HELICE:

L'action principale de l'hélice se caractérise par une traction selon son axe et un couple résistant sur l'arbre moteur. L'hélice agit sur le fluide qui la traverse, essentiellement en aval de celle-ci (appelé sillage).

A sa traversée, la pression d'arrêt augmente par rapport à la pression génératrice qui demeure inchangée au-delà de l'extrémité des pales : l'hélice donne de l'énergie au fluide qui est concentré dans une veine (de diamètre sensiblement égal à celui de l'hélice) et ce, d'autant plus que la traction est grande. On observe par ailleurs un accroissement de la vitesse axiale et la mise en rotation du fluide : la vitesse tangentielle acquise ne contribue pas au calcul de la traction (c'est le souffle de l'hélice qui n'existe pas en amont) et possède le même signe que la rotation de l'hélice.

Le fluide possède également une faible vitesse radiale au voisinage du disque appelée contraction de veine. L'observation du sillage d'hélice dans un tunnel hydrodynamique révèle la présence d'un fort tourbillon qui s'échappe de l'extrémité de chaque pale et s'enroule en hélicoïde. En fin, en mesurant les vitesses instantanées en fonction du temps dans un repère lié à l'avion, s'aperçoit que l'écoulement dans la veine est instationnaire de période $2\pi/b$ (b nombre de pales) dans un repère lié à l'hélice, par contre, ces mêmes mesures révéleront un champ de vitesses stationnaire mais non uniforme.

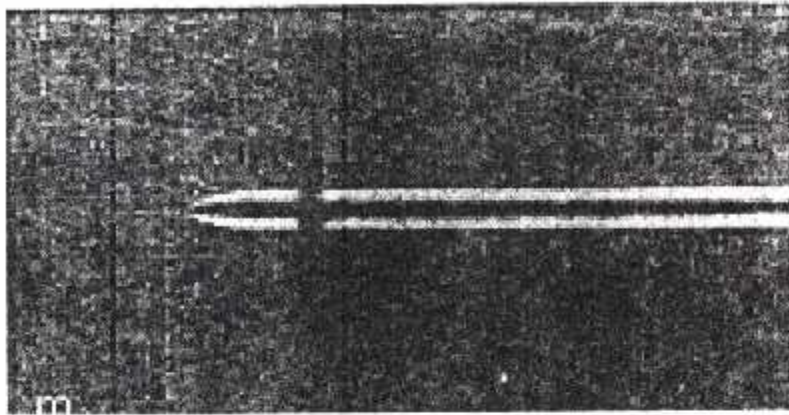


Fig. (I-12) : construction de la veine.

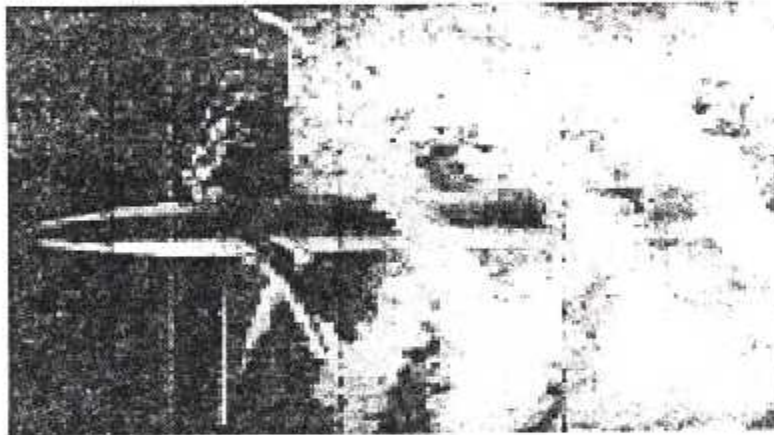


Fig. (I-13) : observation de la mise en rotation du fluide.

1.7.3- INTERFERENCE AERODYNAMIQUE :

Les performances de l'hélice sont souvent déterminées lorsque celle-ci est isolée (montée sur un arbre de longueur infinie, pas de capot, pas nacelle, pas d'entrée d'air de moteur ni d'aile dans son voisinage). Lorsque l'on installe l'hélice sur l'avion, il se produit des interactions aérodynamiques (avec l'aile, la nacelle du moteur, la casserole d'hélice...). Qui, le plus souvent, modifient les performances (jusqu'à $\pm 10\%$ du rendement d'hélice). Il faut des moyens numériques puissants, encore en développement, pour anticiper correctement les conséquences de ces phénomènes.

Par ailleurs, il arrive que le sillage de l'hélice induite des effets non désirés quant au comportement de l'avion (déerohage

) l'hélice peut aussi avoir un effet bénéfique comme le soufflage de l'aile qui améliore les performances au décollage .

1.7.4- COEFFICIENT DE SIMILITUDE :

Les coefficients de similitude permettent de comparer simplement le comportement d'hélices de tailles différentes mais géométriquement semblable, sont en nombre de quatre :

- **Le paramètre d'avancement :**

$$\gamma = \frac{V_0}{D \cdot N} \quad [1-3]$$

- **Le paramètre de traction produite :**

$$\tau = \frac{T}{\rho \cdot N^3 \cdot D^4} \quad [1-4]$$

- **Le paramètre de puissance fournie par motorisation :**

$$\chi = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} \quad [1-5]$$

- **Le rendement de l'hélice :**

$$\eta = \frac{\tau \cdot \gamma}{\chi} \quad [1-6]$$

1.7.5- FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE D'UNE HELICE :

L'hélice est donc constituée de pales tournant autour d'un axe de rotation. chaque pale peut être considérée comme une aile et son fonctionnement est analogue.

Lorsque l'avion vole, chaque pale est animée d'une vitesse V parallèle à l'axe de rotation. (cette vitesse étant égale à la vitesse d'avion) et d'une vitesse U due à la rotation de l'hélice. (cette vitesse varie avec la section de pale considérée et est égale à $\pi \times n \times \text{diamètre}$, n est nombre de tours /seconde).

Les vitesse V et U se composent pour donner la vitesse résultante W , cette vitesse forme un angle d'incidence α avec la corde du profil. Il en résulte qu'il exerce sur le profil une action aérodynamique que l'on peut décomposer en deux forces, l'une F_t parallèle à V , l'autre F_c parallèle à U .

L'ensemble des forces F_t des différents éléments formant la pale constituent ce que l'on appelle la traction T de l'hélice; de même l'ensemble des forces F_c forment un couple par rapport à l'axe de l'hélice que l'on peut caractériser par la puissance P nécessaire pour faire tourner l'hélice à la vitesse de rotation n .

Les variations de T et de P , comme pour un profil d'aile, dépendent de l'angle d'incidence.

NOTE :

Celui-ci dépend de deux facteurs : le calage β du profil et l'angle α de la vitesse W avec le plan de rotation.

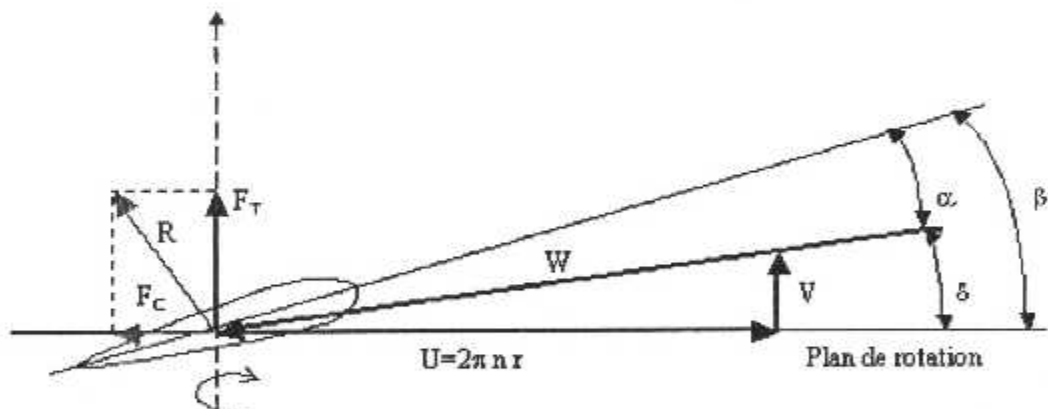


Fig. (I-14) : fonctionnement aérodynamique.

- **Fonctionnement en hélice tractive :**

la résultante aérodynamique est orientée dans le plan de rotation, la composante suivant la vitesse d'avancement de cette résultante est nulle, l'hélice

fonctionnant en traction nulle, toute incidence supérieure donne une composante positive. l'hélice est tractive.

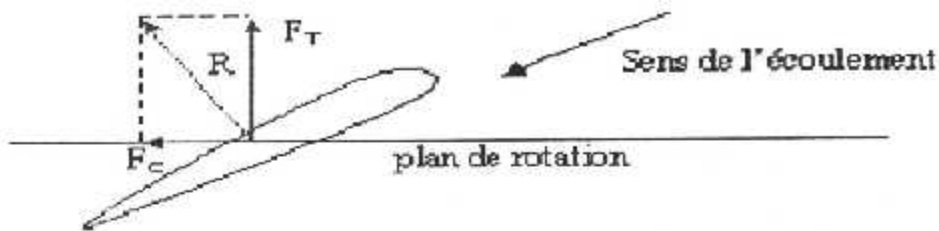


Fig. (I-15) : hélice tractive.

- **Fonctionnement en aérofrein :**

Dans cette fonction on remarque que le couple moteur C_m continue à diminuer et l'angle d'incidence plus faible donne une composante négative, la résultante est au sens opposé au mouvement ainsi que le couple résistant à compenser si l'on veut rester dans cette configuration par couple moteur égal et opposé, dans ce cas on dit que l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.

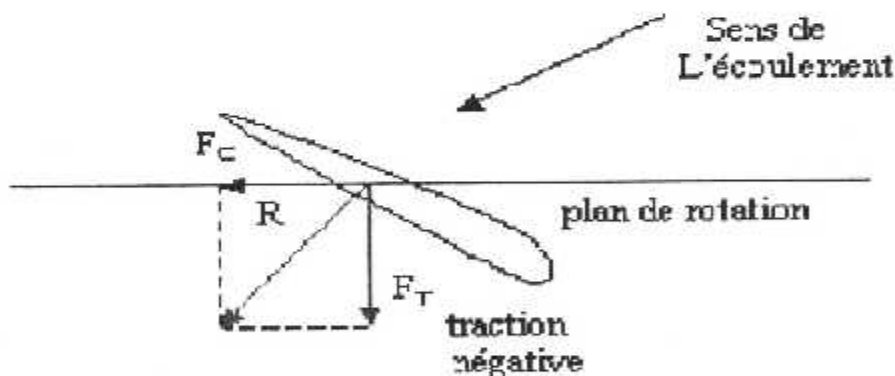


Fig. (I-16) : hélice en aérofrein.

- **Fonctionnement moulinet (ou aéromoteur) :**

Le couple moteur C_m continue à diminuer et l'incidence est faible, la résultante est au sens opposé de mouvement, freine l'avion et au sens du mouvement de rotation, le couple moteur aérodynamique (aéromoteur) compensé en régime stabilisé par le couple dû aux frottement donc l'hélice fournit de la puissance. Ceci veut dire que l'hélice fonctionne en moulinet.

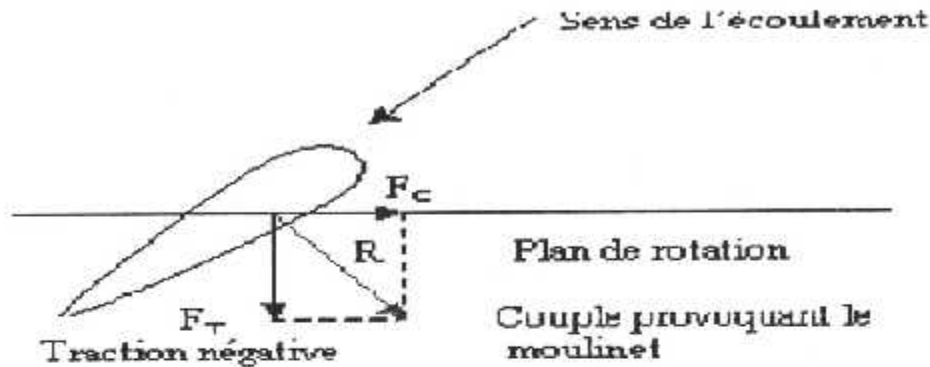


Fig. (I-17) : hélice en aéromoteur.

1.8- ACOUSTIQUE DES HELICES :

1.8.1- LE BRUIT :

L'un des inconvénients révélés par les compagnies aériennes à propos des avions de transport régionaux à hélices concerne le bruit de ces derniers par rapport à ceux équipés de réacteur. L'amélioration du confort acoustique est donc un objectif de premier ordre si l'on veut pleinement profiter des avantages que ce type de propulsion procure dans cette plage de vitesse (rendement propulsif, coût opérationnel...). Le bruit est la manifestation sensorielle d'une variation temporelle de la pression d'un fluide au niveau de l'oreille humaine. La plage de sensibilité de cette dernière s'étend de 20Hz à 20KHz et varie selon la fréquence. L'unité d'évaluation de cette pression est le décibel (dB) en comparaison avec la pression de référence, fixée à $P_0 = 20 \times 10^{-6}$ Pa.

1.8.2- REPRESENTATION SPECTRALE :

Si l'on mesure le spectre du bruit émis par une hélice en un point donné, on relèvera un signal du même type. Dans les basses fréquences, c'est le bruit de raies (pic d'émission à une fréquence donnée) qui domine, tandis que, dans les hautes fréquences, c'est le bruit dit de « large bande » qui s'impose. Ce dernier est attribué à la couche limite, ainsi qu'à toute anomalie présente dans l'écoulement (sillage, protubérance...).

Les raies d'émission correspondent aux harmoniques du produit du régime de rotation de l'hélice par le nombre de pales. Dans la pratique, c'est le bruit de raies

qui fixe le niveau sonore : on se limite généralement, dans les calculs, à la contribution des bruits premiers harmoniques (celle des harmoniques supérieurs étant négligeable dans le cas des hélices classiques).

1.8.3- SOURCES D'EMISSION DU BRUIT DE RAIES :

a) Cause du bruit de raies :

Le bruit de raies dû à trois causes principales :

- **Bruit de l'épaisseur :** Aussi appelé bruit mono polaire, il est dû au déplacement imposé à l'air par le volume de la pale.
- **Bruit de charge :** il est provoqué par la répartition de pression autour du profil aérodynamique qui génère la traction et le couple de l'hélice (d'où le terme de charge). Le bruit de charge peut être stationnaire (d'où la traction et au couple en régime stabilisé), ou instationnaire (d'où à la variation de pression provoquée par le passage de la pale devant un obstacle, comme l'aile, une entrée d'air ou tout autre effet d'installation).
- **Bruit quadripolaire :** il est dû au tenseur des contraintes présentes au sein de l'écoulement subissant des déformations au voisinage du profil. Celui-ci devient significatif pour les hélices dites rapides, en fonction du type d'hélice, certaines sources prédominent.

Pour les hélices classiques, ce sont les bruits mono polaire et dipolaire qui dominent, tandis que, pour les hélices rapides, le bruit quadripolaire apporte une contribution significative au niveau acoustique globale.

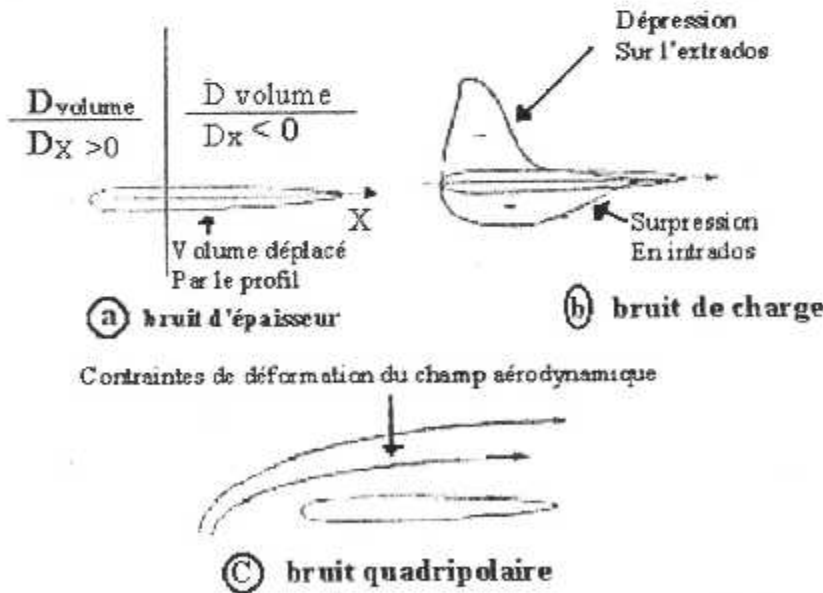


Fig. (I-18) : les différents types de bruit.

b) Paramètre fixant le niveau de bruit de raies :

Les paramètres qui contribuent le plus à la détermination du niveau acoustique sont, par ordre décroissant d'importance :

- La vitesse périphérique de l'extrémité de pale.
- Le nombre de pales .
- La vitesse de l'avion.
- La répartition en envergure du changement aérodynamique de la pale .
- Le rendement de l'hélice et la géométrie de l'extrémité de la pale.

a) Répartition spatiale du bruit mono et dipolaire :

Lorsqu'on mesure le niveau acoustique en contournant une hélice à distance fixe de son centre, le niveau acoustique est maximal au voisinage du plan qui contient les pales. Pour le bruit d'épaisseur, mono polaire, le niveau acoustique maximal est obtenu dans le plan d'hélice. Le niveau acoustique produit par le chargement possède, par contre, deux maximums, le plus important étant légèrement en arrière du plan d'hélice.

1.8.4- PROPAGATION DU BRUIT :

L'acoustique des hélices est traitée afin de résoudre deux problèmes :

- réduire le niveau de bruit dans l'avion : on considère alors que l'on se trouve en champ proche, dans un repère lié à l'aéronef.
- réduire les nuisances aéroportuaires : on considère alors que l'on se trouve en champ lointain, dans un repère lié au sol.

1-Champ proche :

Il est admis que cette hypothèse est vérifiée si l'on se place à une distance du centre de l'hélice inférieure à deux fois son diamètre. On utilise alors les équations de Light-Hill (non décrites ici car d'un développement complexe utilisant des fonctions de Bessel) pour évaluer le niveau acoustique de chaque nature.

2-Champ lointain :

Là aussi, on utilise les équations de Light-Hill. On évalue le niveau acoustique résultant au sol. Entre l'hélice et le sol, le bruit va être modifié par quatre phénomènes principaux.

- **Effet Doppler** : avant d'observer la propagation, il faut modifier à la source les fréquences d'émission pour tenir compte de l'effet doppler (source sonore liée à l'avion se déplaçant par rapport au sol) la variation de fréquence dépend de la distance entre la source et l'observateur et de la vitesse de déplacement de la source.

- **Atténuation due à l'éloignement** : l'énergie acoustique se propage sur une sphère qui se dilate. Le niveau acoustique baisse de **6 dB** environ lorsque l'on double la distance de mesure par rapport à l'hélice.
- **Réflexion sur le sol** : dépendant de l'impédance acoustique du sol R_p , la différence de marche entre deux trajets d'onde peut amplifier ou atténuer le niveau acoustique direct P_d (d'où le ronronnement ressenti lors du passage au loin d'un avion à hélices).
- **Effet d'ombrage** : ou de superposition de plusieurs sources il peut également introduire une différence de marche et amplifier ou réduire le niveau acoustique global.

1.8.5- PERCEPTION ET CONFORT :

- **Perception** : comme nous évoqué plus haut, l'oreille humaine n'est pas identiquement sensible à toutes les fréquences. Ainsi, deux hélices qui émettent le même niveau acoustique global en décibels, mais dans des bandes de fréquences différentes, peuvent paraître inégalement bruyantes à l'oreille.
- **Définition des niveaux acoustiques** : de même que l'on définit le **dB(A)**, physiologique, qui corrige les niveaux acoustiques en fonction de la sensibilité fréquentielle de l'oreille humaine, on trouve d'autres définition adoptées aux traitements spécifiques.

1.8.6- LUTTE CONTRE LE BRUIT :

- **Moyens passifs** : le principal paramètre concerne la vitesse périphérique : on retiendra également l'effet de flèche. Par ailleurs, afin de diminuer le bruit de cabine, on peut déposer dans la structure masselottes et des amortisseurs qui vont agir sur le niveau vibratoire engendré par l'hélice.
- **Moyens actifs** : destinés à réduire le bruit dans la cabine, ceux-ci consistent à mesurer le niveau acoustique local, puis à produire un bruit de même fréquence en opposition de phase.

Chapitre II

Etude technologique

II.1- INTRODUCTION

Tous les groupes turbo – propulseurs équipant les fokker (F27) sont des moteurs DART adaptés d'hélices quadripales fabriquées par DOWTY - ROTOL fonctionnant hydrauliquement et sont commandées par un régulateur . Les angles de pas varient de zéro degré à la position drapeau (87°).

Il est important de connaître et de comprendre les séquences de fonctionnement et la manipulation au sol et en vol puisque :

- au sol les erreurs de manipulation peuvent causer de sévères dommages au moteur.
- en vol les erreurs de manipulation du système d'hélice peuvent mettre en danger la sécurité de l'avion.
 - Par conséquent, nous nous baserons sur les renseignements qui nous seront nécessaires pour permettre une manipulation d'hélice correcte et interpréter les défauts signalés .
 - les types fondamentaux d'hélice adaptées à tous les moteurs DART sont similaires sauf la différence de forme et de diamètre.

II.2- CONDITIONS REQUISES DU SYSTEME :

- donner une commande de vitesse constante " contrôle un régime constant"
- offrir une traction minimum pendant le démarrage moteur et l'accélération initial à partir du ralenti au sol et fournir une traînée importante à l'atterrissage qui agira comme un frein.
- posséder des verrous et butées de sécurité
- des indications du cockpit pour surveiller le fonctionnement satisfaisant du système d'hélice

II.3- DESCRIPTION :

L'hélice comprend un moyeu supportant les quatre pales et un régulateur monté sur sa partie avant, le tout est incorporé dans un cône de pénétration. Le système de variation de pas hydraulique est constitué d'un piston placé à l'intérieur d'un cylindre qui est fixé sur la partie avant de l'arbre porte- hélice ,le piston est connecté à chaque pied de pale par des bielles articulées ,les pales et le cône sont dégivrés à l'aide de résistances électriques .

II.3.1- LES ACCESSOIRES :

1- L'ENSEMBLE HELICE ET CONE DE PENETRATION :

Le mécanisme d'hélice et le cône ont une surface minimum pour permettre une admission d'air optimum vers le compresseur de groupe turbopropulseur.

L'hélice est fixée sur l'arbre du groupe turbopropulseur (type no . 4 S.B-A.C) par un écrou d'acier et un cône d'alliage d'aluminium .

Le cône est fixé au moyen d'attaches rapides sur le plateau arrière supportant les bagues de distribution du courant de dégivrage le cône est maintenu en prise avec l'écrou d'acier par un ressort circulaire et l'ensemble joue le rôle d'extracteur lors du démontage.

Le moyeu est donc dessiné pour comprendre des supports de pales de diamètre et de longueur minimum ce qui permet des pieds de pales compacts, et un cône de pénétration de faible surface frontale.

Les éléments chauffants sont fixés à l'intérieur, à la partie avant du cône ,leurs alimentation se fait par des contacts sur le plateau et par des prises à ressort sur le cône.

2- PALES :

Les pales sont en dural plein ,leurs bord d'attaque comprend une saignée qui s'étend sur les $\frac{2}{3}$ de sa longueur (à partir du pied) et qui loge les éléments du dégivrage électrique . ces éléments de dégivrage ne détruisent pas la forme aérodynamique de la pales .

Chaque pied de pale à un contact avec l'autre pied de pale .Son utilisation est pour le fonctionnement automatique du verrou de sécurité en vol (pale N°1 et 3) et celui de la sécurité électro - hydraulique en vol (pale N°2).

3- PISTON ET TRANSMISSION DE MOUVEMENT :

Le piston de commande des pales se déplace sur le corps de la valve de transfert d'huile.

Il est relié mécaniquement aux pieds de pales par un ensemble de bielles articulées qui convertissent son mouvement linéaire en mouvement angulaire des pales .

Trois bagues sont montées concentriquement sur sa partie avant . La bague interne constitue le verrou de petit pas vol, la bague centrale celui de sécurité vol , la bague externe celui de petit pas sol.

Le déplacement du piston vers l'avant donne le petit pas alors que vers l'arrière, il augmente le pas .

Le déplacement du piston vers l'arrière est limité par la face arrière du cylindre ce qui détermine l'angle de mise en drapeau .

4- SYSTEME DE VERROUILLAGE DE PAS :

Ce système comprend :

➤ la valve de transfert qui distribue l'huile sous pression sur l'une ou l'autre des faces du piston de commande de variation de pas, et du piston de verrouillage . De plus elle permet le retour vers le régulateur d'hélice.

➤ ressort en forme de manchon placé sur la partie arrière de la valve de transfert . L'extrémité de chacun des doigts de ce dernier comporte un épaulement qui sert de verrouillage au piston de commande .

➤ le support de verrouillage chargé par un ressort tendant à le ramener vers l'arrière . La partie arrière de ce support comporte un épaulement formé de trois étages concentrique , qui peuvent soulever , plus ou moins les doigts du ressort de verrouillage . Ces doigts ,suivant la position qu'ils occupent , butent contre une des bagues de la face avant du piston , bloquant ainsi son mouvement vers l'avant .La partie avant du support de verrouillage comporte un épaulement circulaire, qui s'engage à l'avant de celui pratiqué sur le piston de verrouillage.

➤ Un piston de verrouillage monté sur la partie avant de la valve de transfert d'huile. un tenon usiné sur son extrémité arrière , le relie au support de verrouillage .De ce fait, tout déplacement du piston de verrouillage sur l'avant entraînera le support de verrouillage dont l'épaulement s'effacera sous le ressort de verrouillage . Le piston de commande de variation de pas sera alors libre de poursuivre sa course vers l'avant . le déplacement du piston de verrouillage se fait par pression hydraulique .

5- REGULATEUR D'HELICE :

Le régulateur est un organe essentiel dans le système hélice, il se trouve dans les moteurs à hélice à pas variable (turbopropulseur).

Ce régulateur est positionné sur le côté inférieure du carter d'entrée d'air de chaque moteurs. (la partie la plus important dans notre étude)

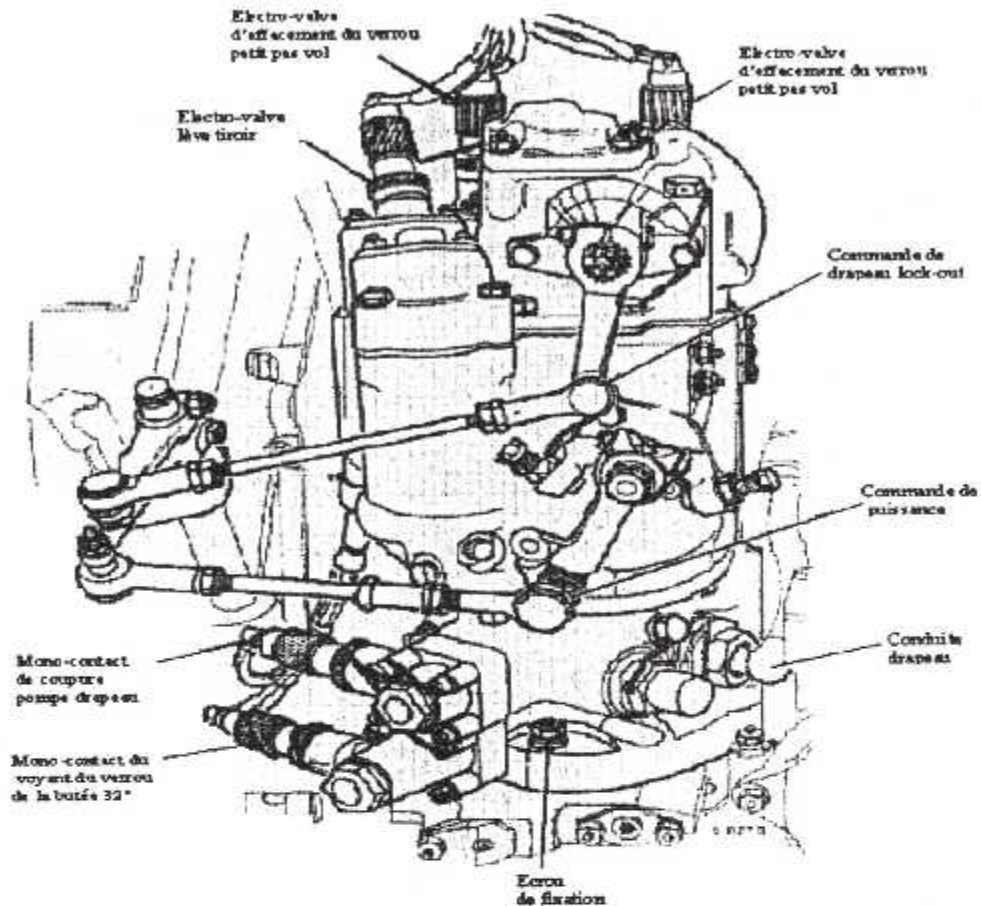


Fig. (II-I) : Branchement sur régulateur hélice

• Les éléments constituant un régulateur :

Le régulateur contient des éléments qui permettent son fonctionnement.

On cite les organes les plus importantes comme suit :

- **La pompe** : c'est une pompe de type à engrenage composée de deux étages, elle est logée dans le corps du régulateur d'hélice cette pompe à une capacité fixe donc le débit délivré est fixe. Elle est alimentée par la pression d'huile 70 P.S.I venant de circuit de lubrification du moteur sa pression nominale est de 670 P.S.I est réglé à 600 P.S.I par un clapet de surpression.

- **Le tiroir distributeur** : il correspond à une chambre où le piston est logé. Ce tiroir est commandé soit par un ressort de rappel dont la tension de

fonction du levier de contrôle du F.C.U soit par l'action de la force centrifuge exercée sur un train de masselotte.

- **Le piston** : c'est un transmetteur de mouvement commandé par la pression d'huile délivrée. (il est déjà décrit à la partie « II-3 »)

• **Le rôle du régulateur :**

C'est une fonction de changement de pas qui a pour rôle de faire fonctionner l'hélice dans les meilleures conditions possibles, et aide le pilote à choisir généralement une fois pour toute un régime fixe de rotation et n'intervient que sur la commande de puissance pour la modification de traction de l'hélice seulement (angle de pas).

- **au décollage** : Pour obtenir la traction la plus forte possible afin d'accélérer puis faire décoller la masse de l'avion.

- **en croisière** : Le régulateur assure le meilleur rendement « minimiser la consommation en carburant et augmenter la distance franchissable » c'est-à-dire la plus faible puissance sur l'arbre nécessaire pour avoir une traction donnée « équilibrage de la traînée avion » à une vitesse avion bien déterminée.

- **à l'atterrissage** : Au régime ralenti, il aide à garder le petit pas vol et évite la surchauffe du moteur.

- Il interviendra sur deux paramètres indépendants parmi les trois suivants :
 - le régime de l'hélice ;
 - le pas de celle-ci ;
 - la puissance fournie par le moteur.

II.4- PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :

La pression d'huile moteur est accrue par la pompe du régulateur, passe par le clapet anti-retour et aboutit dans la cavité annulaire central délimitée par deux cloisons du tiroir du distributeur. Un ensemble principal de clapets de décharge maintient la pression de huile à **600PSI (41 bar)**.

Lorsque le régime moteur effectif et par suite lorsque la vitesse de rotation du régulateur dépasse la valeur affichée, le tiroir distributeur passe de la position neutre à la position haute. La huile HP pénètre alors dans le circuit d'augmentation de pas, jusqu'à ce que ce dernier est augmenté suffisamment pour réduire le régime à la valeur affichée.

Le tiroir distributeur peut être levé indépendamment de régulateur centrifuge, pour mettre l'hélice en drapeau. Cette opération peut être accomplie

Soit mécaniquement par la manette du robinet H.P soit hydrauliquement par un piston commandé par le bouton drapeau et électrovalve lève tiroir .

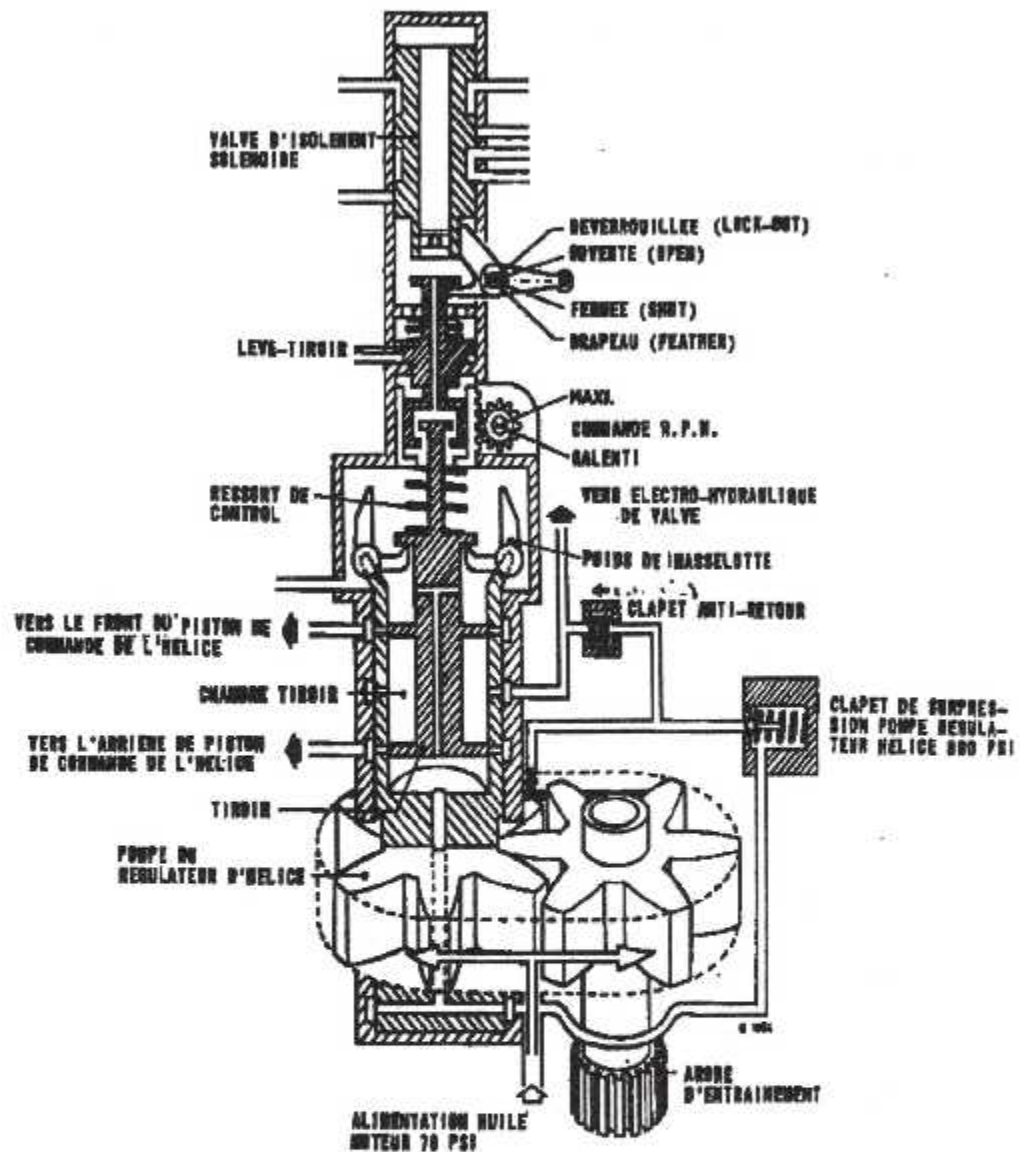


Fig. (II-2) : principe de fonctionnement

Lorsque l'électrovalve d'effacement de la butée « petit pas VOL » est excitée, l'huile HP est dirigé vers le clapet de 3^{ème} conduit qui a son tour s'ouvre pour permettre a l'huile haute pression débité par la pompe de bloc de régulation de passer directement dans la 3^{ème} conduit .

La pression d'huile du conduit diminution de pas est commandée par le clapet de surpression « petit pas » . lorsque l'électro-valve d'effacement du verrou

de butée « sécurité vol » est excitée, elle dirige l'huile sur le clapet de surpression « petit pas » pour le fermer. L'augmentation de pression qui en résulte dans le circuit « petit pas » provoque le déplacement de la valve d'augmentation de pression dans l'alésage du tube de transfert avant, puis actionne le cylindre du verrou de pas, provoquant ainsi l'effacement de la butée « sécurité vol ».

Pour pouvoir actionner le clapet de 3^{ème} conduit, l'huile pression régulée traverse l'électro-valve d'effacement de la butée « sécurité vol » sous tension. une valve d'isolement, prévue pour pallier une éventuelle défaillance de circuit électrique de l'électro-valve « sécurité vol », peut être actionnée manuellement par une came reliée à la manette de robinet H.P lorsqu'on amène la manette de robinet H.P en position drapeau, la valve d'isolement de l'électro-valve est soulevée, ce qui coupe l'alimentation en pression d'huile régulée et branche les conduites d'huile de l'électro-valve sur un drain. lorsqu'on amène la manette de robinet H.P en position « lock-out », la valve d'isolement s'abaisse et dirige la pression d'huile régulée directement vers le clapet de surpression « petit pas », puis vers l'électro-valve d'effacement de la butée « petit pas vol ». Ce ci empêche les pales de rester bloquées sur les butées « sécurité vol » ou « petit pas vol » en cas de défaillance du circuit d'alimentation de l'électro-valve d'effacement et la butée « sécurité vol ». lorsque la butée « sécurité vol » est enclenchée, une quantité d'huile (pression 10 P.S.I) dérivée du bloc de régulation est dirigée vers le mano-contact du voyant de la butée 32°, puis vers le clapet de surpression « petit pas ». l'huile passe ensuite dans le bloc verrou de pas et de là dans un drain. Le diamètre de restriction sur le bloc de régulation est tel que la pression d'huile est négligeable.

Le déplacement du clapet de surpression « petit pas » coupe la circulation de huile pression 10 P.S.I, provoquant une augmentation de pression ; lorsque celle-ci atteint 15 P.S.I (1,03 bar), elle actionne le mano-contact du voyant 32° et celui-ci s'allume indiquant ainsi l'effacement de la butée « sécurité vol ». réciproquement, en cas d'effacement intempestif 32° s'allumera. Le clapet de 3^{ème} conduit assure non seulement l'orientation de huile HP dans 3^{ème} conduit, mais aussi l'arrêt de la circulation d'huile BP a pour effet d'actionner le mano-contact du voyants 32° et de signaler toute panne électrique des électro-valves d'effacement des butées « sécurité VOL » ou « petit pas VOL », de même que toute panne mécanique ou hydraulique de ces électro-valves, du clapet de 3^{ème} conduit et du clapet de surpression « petit pas ».

Le régulateur participe aux diverses phases de fonctionnement qui vont être traitées ci-après ; ces phases sont les suivantes : vitesse constante, survitesse, sousvitesse, drapeau manuelle, drapeau automatique, dégivrage, effacement automatique de la butée « sécurité VOL », effacement secours de la butée « sécurité VOL », petit pas SOL et fonctionnement butée électro-hydraulique (augmenter l'angle de pas automatique des pales en $18^{\circ} \pm 1^{\circ}$ et supérieur).

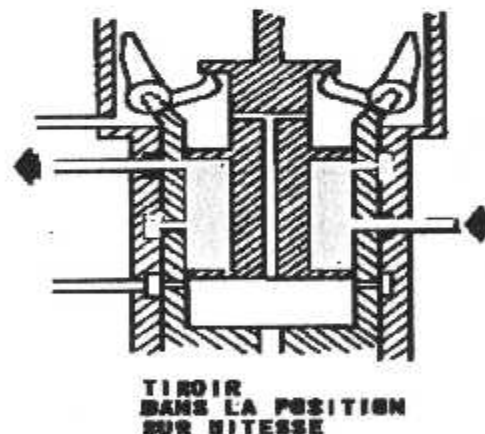
II.5- LES CONDITION DE FONCTIONNEMENT :

II.5.1- REGULATION (VITESSE CONSTANTE) :

Lorsque le régulateur est en position d'équilibre , la force centrifuge des masselottes équilibre la force de ressort de rappel et maintient le tiroir distributeur en position neutre. Ce dernier obture les deux orifices de distribution de huile aux conduits « grand pas » et « petit pas », bloque huile dans le cylindre de commande du piston. En cas de changement de régime , la force centrifuge des masselottes devient supérieure ou inférieure à la tension du ressort, ce qui fait monter ou descendre le tiroir et envoie la pression d'huile sur la face avant ou la face arrière du piston, selon le cas. L'huile se trouvant de l'autre côté du piston et refoulée à l'aspiration à travers le tiroir. Lorsque le régime nominal est rétabli, le régulateur fonctionne à nouveau en régime stabilisé, maintenant le pas à une valeur donnée.

II.5.2- SURVITESSE :

En cas de survitesse, l'angle de pas des pales doit être augmenté pour ramener la vitesse de rotation de l'hélice à la valeur nominale. La force centrifuge des masselottes , surpassant la tension de ressort, fait monter le tiroir et provoque un afflux d'huile sous pression sur la surface avant du piston de commande. Simultanément, l'huile se trouvant de l'autre côté du piston est expulsée à travers le tiroir et retourne à l'aspiration de la pompe. Le pas des pales augmentant, le régime moteur décroît ramenant les masselottes en position d'équilibre.



Figure(II-3) :tiroir dans la position survitesse

II.5.3- SOUSVITESSE :

En cas de sous vitesse, le pas des pales doit être diminué pour faire remonter la vitesse de l'hélice à la valeur nominale. La tension du ressort surpassant la force centrifuge des masselottes, fait descendre le tiroir et provoque un afflux d'huile sous pression sur la surface arrière de piston de commande.

Simultanément, l'huile se trouvant à l'avant de piston est expulsée à travers le tiroir et retourne à l'aspiration de la pompe. Le pas des pales décroissant, le régime moteur augmente, ramenant le tiroir de régulateur en position d'équilibre.

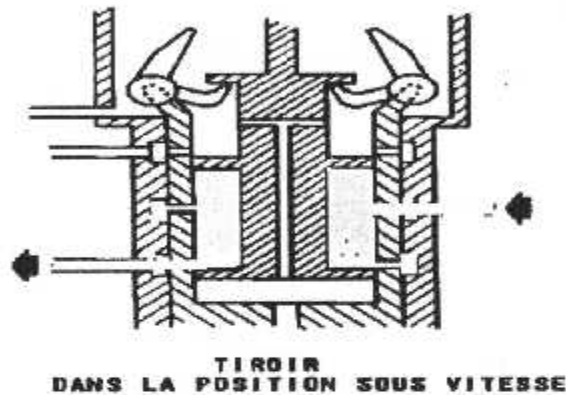


Fig. (II-4) :tiroir dans la position sous vitesse

II.5.4- DRAPEAU MANUEL :

La mise en drapeau manuelle est commandée pour ramenant la manette de robinet HP en deçà de la position FERMER (SHUT), en position DRAPEAU.

Cette manœuvre provoque le déplacement vers le haut du tiroir distributeur et, par suite, l'afflux de l'huile contre la face avant du piston de commande **BS 61-26** : A titre de sécurité en cas de panne mécanique due à une rupture de la bielle de commande, le conduit d'huile allant vers l'avant de l'hélice et également ouvert par la pression d'huile agissant sur le tiroir suite à la levée électrique du solénoïde lève-tiroir. Pour achever la mise en drapeau, on doit ensuite enfoncer le bouton-poussoir du DRAPEAU qui provoque le démarrage de la pompe drapeau. Un solénoïde maintient le poussoir DRAPEAU enfoncé.

II.5.5- DRAPEAU AUTOMATIQUE :

Si le moteur tombe en panne au cours du décollage, ou en vol, son hélice se met automatiquement en drapeau, à condition que la manette de puissance affiche plus de **11500t/mn** (avant **BS 61-25**) ou **12800t/mn** (après **BS 61-25**). Lorsque la pression du couple moteur tombe au dessous de 50 PSI, le contacteur de couplemètre se ferme, permettant l'alimentation de la pompe drapeau et du

solénoïde lève tiroir. L'action du solénoïde permet à la pression d'huile de soulever le tiroir distributeur, lequel met la sortie de la pompe drapeau en communication avec la face avant du piston de commande. Pendant le démarrage de cette séquence, la pompe drapeau est assistée par la pompe à engrenage du régulateur. L'huile située à l'arrière du piston est refoulée à l'aspiration de la pompe à engrenages à travers la chambre du tiroir distributeur dès que la séquence de mise en drapeau est accomplie on doit amener la manette de robinet H.P à position **DRAPEAU**. Cette opération coupe l'alimentation du circuit de mise en drapeau et du solénoïde lève tiroir (avant **BS61-25** seulement) et empêche l'hélice dévirer. On devra placer la manette de puissance en position **RALENTI (IDLE)** pour permettre le fonctionnement de l'avertisseur sonore de train que la sélection du « petit pas sol » sur la seconde hélice.

II.5.6- DEVIRAGE :

Le Dévirage s'effectue, manette de puissance en position « **RALENTI** », en mettant l'interrupteur sur « **MARCHE** ». tirer par intermittence sur le bouton drapeau / dévirage pour obtenir une augmentation de régime. La manette de robinet H.P amenée en position **OUVERTE** permet l'abaissement du tiroir distributeur en position sousvitesse et met la sortie de pression de la pompe de mise en drapeau en communication avec la face arrière du piston de commande de l'hélice.

La vitesse du moteur augmentant, la pompe du régulateur entre en action et maintient la vitesse constante pour toute opération de dévirage au sol, on devra impérativement sélectionner la position « **LOCK-OUT** » de la manette de robinet H.P pour fermer le clapet de surpression « petit pas », avant de tirer sur le bouton drapeau ; faute de quoi, une quantité excessive d'huile traverserait le clapet de surpression « petit pas » et déversant dans le circuit lubrification, noierait le moteur.

II.5.7- EFFACEMENT AUTOMATIQUE DE LA BUTEE « SECURITE VOL » :

L'effacement de la butée « sécurité VOL » s'effectue par l'intermédiaire d'un circuit électrique qui ferme les contacteurs de pied de pales qui sont actionnés par les cames situées sur les pieds des pales, lorsque le pas de celles-ci atteint un angle défini 34° ou qu'elles sont en position « drapeau ». l'électro-valve d'effacement « sécurité VOL » située dans le bloc de régulation se trouve ainsi excitée, permettant à la pression d'huile de fermer le clapet de surpression « petit pas » .

II.5.8- EFFACEMENT DE SECOURS DE LA BUTEE « SECURITE VOL » :

Lorsqu'une panne du circuit électrique empêche l'effacement de la butée « sécurité VOL », on doit amener la manette de robinet HP en position **LOCK OUT** pour abaisser la valve d'isolement et by passer l'électro-valve d'effacement

de la « sécurité VOL ». l'action sur la manette de robinet H.P permet d'actionner la valve d'isolement, mais n'affecte pas la position du robinet H.P.

II.5.9- PETIT PAS SOL :

Pour permettre aux pales de passer au « petit pas SOL », déplacer les manettes de puissance de la position RALENTI et les tirer vers l'arrière. Cette opération en actionnant les micro-rupteurs « petit pas SOL », ferme le de circuit d'effacement de la butée « petit pas VOL ». les électro-valves d'effacement de la butée « petit pas vol », les électro-valves d'effacement de la butée « petit pas VOL » sont excitées. Chaque électro-valve actionne le clapet « 3^{ème} conduit » correspondant, et chaque clapet de L'huile dans son « 3^{ème} conduit ». la pression d'huile « 3^{ème} conduit » actionne le piston du verrou pas.

II.6- CIRCUIT HYDRAULIQUE :

II.6.1- FONCTIONNEMENT DE LA SECURITE ELECTRO-HYDRAULIQUE :

ce fonctionnement nécessite :

- Une pression d'huile délivrée par le régulateur.
 - Une pression d'huile délivrée à l'intérieur de la tuyauterie « grand pas ».
- L'huile sous pression du régulateur est admis dans la tuyauterie « grand pas » en soulevant le piston distributeur du régulateur (position « survitesse »). Ce mouvement est provoqué hydrauliquement par l'excitation du solénoïde de la valve « grand pas ». l'excitation de ce solénoïde est produite par la fermeture du micro-contact de pied de pale N°2 (18°).

NOTE :

Au sol, ce circuit est isolé lorsque celui de petit pas sol est excité. Sitôt que le solénoïde de la valve « grand pas » est excité, la came de pied de pale N°2 ouvre ses contacts. Si la commande, sans raison, de petit pas persiste, la came refermera ses contacts et les mêmes séquences se reproduiront, l'angle des pales continuera donc à osciller autour de 18°, tant qu'une augmentation de puissance de moteur ou vitesse avion ne sera pas effectuée, ou que l'hélice ne sera pas passée en drapeau.

- **Solénoïde du distributeur du régulateur :**

Le solénoïde du distributeur du régulateur est excité durant les manœuvres de sécurité petit pas vol et de mise en drapeau automatique.

II.6.2- MISE EN DRAPEAU

cette opération nécessite :

- Une pression d'huile fournie initialement par régulateur puis par la pompe de mise en drapeau.
- Une pression d'huile à l'intérieur de la ligne « grand pas » (la ligne « grand pas » est alimentée en levant le piston distributeur de régulateur, soit la position « survitesse »).

Le piston distributeur du régulateur peut être soulevé (survitesse) :

- Par l'action de la force centrifuge sur les masselottes du régulateur.
- Mécaniquement, en déplaçant la manette **H.P** la position « drapeau ».
- Hydrauliquement, en excitant le solénoïde du piston distributeur du régulateur.

La pression nécessaire à la mise en drapeau est obtenue depuis :

- Le régulateur si le moteur correspondant tourne.
- La pompe de mise en drapeau (mise en marche manuelle ou automatique).

- **Mise en drapeau manuelle :**

Le passage en drapeau de l'hélice est accompli en passant de levier **H.P** de la position « fermé » à la position « drapeau ». ce déplacement de levier **H.P** manœuvre le levier de levée du piston du distributeur du régulateur d'hélice.

Le résultat de cette manœuvre est de mettre sous pression la ligne « grand pas » de l'hélice. la mise en drapeau est alors complétée par la mise en route de la pompe de mise en drapeau, en appuyant sur le bouton, placé sur le panneau des alarmes.

Le bouton de mise en drapeau est automatiquement maintenu enfoncé par une auto-excitation de son solénoïde .

Lorsque le piston de commande de l'hélice atteint la position « drapeau », la pression à l'intérieur de la ligne «grand pas » continue à augmenter jusqu'à ce qu'elle ouvre un interrupteur de pression ; de l'arrêt de la pompe de mise en drapeau.



- **Mise en drapeau automatique :**

La mise en drapeau automatique se produit en cas de panne d'un moteur au décollage ou en vol, si le levier de contrôle de moteur est placé en deçà d'une position prédéterminé et que la pression de couplemètre chute au dessous de 50 PSI.

Lorsque ces conditions sont réunies, le circuit est fermé, la pompe de mise en drapeau se met en fonctionnement et le solénoïde du piston de distribution du régulateur est soulevé. L'huile sous pression parvient donc directement sur la face avant du piston de commande de l'hélice, d'où sa mise en drapeau.

Le passage de robinet H.P sur « drapeau » ouvre le circuit de la pompe, et maintient le piston du distribution du régulateur levé.

II.6.3- VERROUILLAGE :

- **Généralité :**

Les dévers verrous, incorporés dans le système de l'hélice ont pour but de limiter l'angle d'attaque des pales, selon les conditions de vol. ce sont, le verrou de sécurité en vol et celui de petit pas vol.

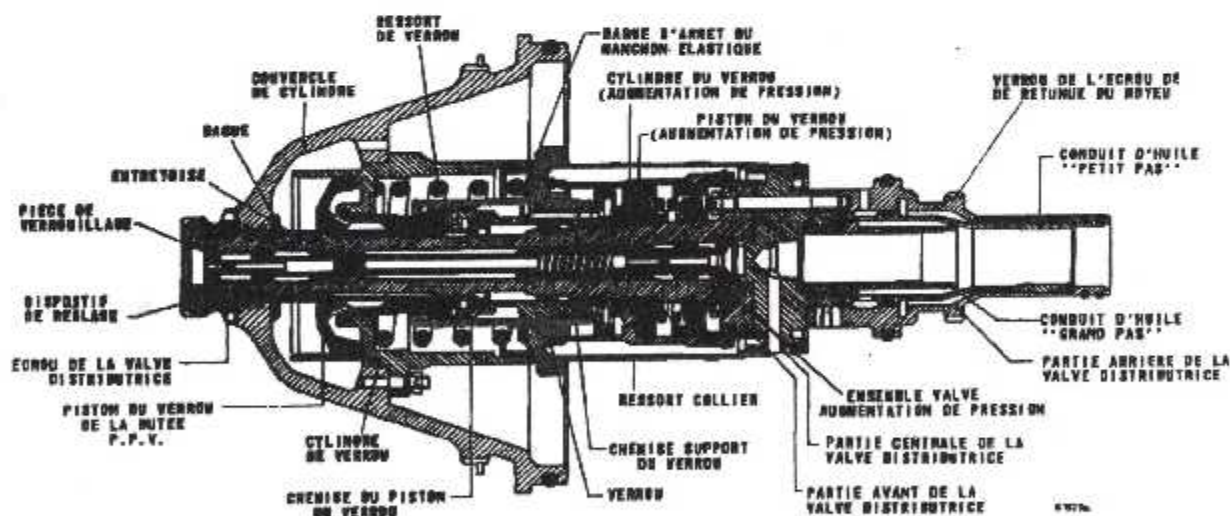


Fig. (II-6) : ensemble des verrou

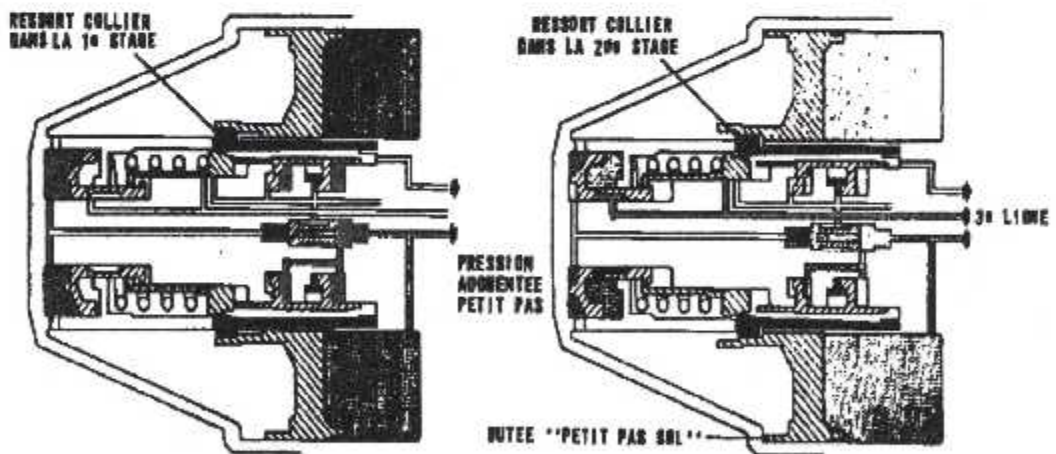
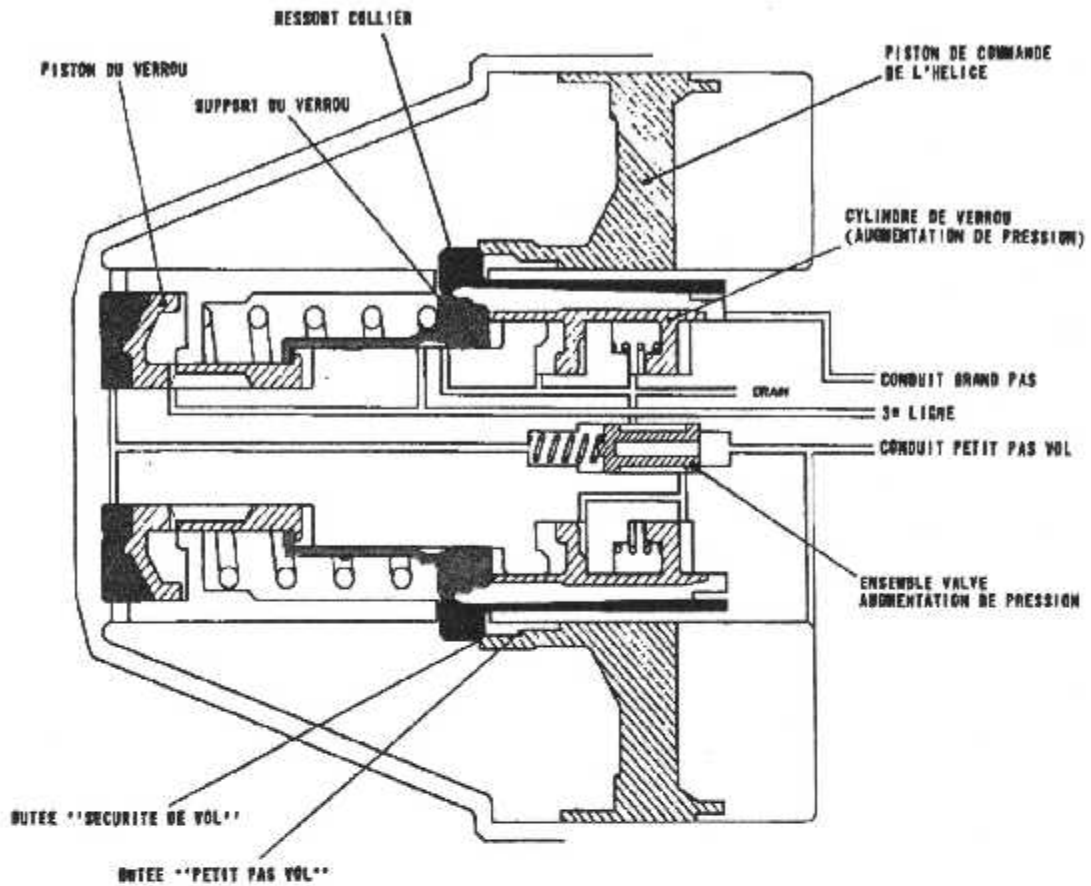


Fig. (II-7) : système de verrouillage de pas (principe de fonctionnement).

- **Verrou de sécurité en vol :**

Ce verrou agit lorsque les pales son calées à 32° .

L'effacement de ce verrou requiert les impératif suivant :

- Pression d'huile délivrée par la pompe du régulateur ;
- Pression d'huile accrue dans la tuyauterie de petit pas .

Le verrouillage de sécurité en vol est automatique enlevée par les cames des interrupteurs montées sur la pale N° 1 et N°3, et si la pression d'huile est suffisante.

Lorsque les interrupteurs de pieds de pales N°1 et N° 3 sont fermés, le solénoïde d'effacement du verrou de sécurité en vol est excité d'où :

- Passage de la pression d'huile vers le solénoïde d'effacement supérieur de régulateur ;
- L'alimentation côté fermeture du clapet de surpression taré à **180 P.S.I** de la ligne petit pas. En régulation normale ce clapet de surpression limite à **180 P.S.I** la pression de la ligne petit pas, pression suffisante pour déplacer le piston d'hélice ;
- Le clapet de surpression étant fermé, la pression peut augmenter dans la ligne petit pas. à **300 P.S.I** elle ouvre le clapet tare de la valve de transfert, agit sur la face arrière du piston de déverrouillage ;
- Le piston de commande de variation de pas peut alors se déplacer vers l'avant et donner un petit pas inférieur à 32° .

- **Solénoïde d'effacement de verrou de sécurité en vol :**

Le verrouillage du verrou de sécurité en vol est commandé par deux micro-contact montés dans deux pales de l'hélice N° 1 et N° 3.

Ces micro-contacts de pieds de pales sont montés en série et forment une ligne unique pour les deux hélices. Ce montage évite de verrouillage du verrou de sécurité en vol d'une hélice avant l'autre.

Un système du sécurité permet la fermeture des micro-contacts de pieds de pales d'une hélice en drapeau, donc le fonctionnement normal de l'autre hélice.

Lorsqu'ils sont fermés les solénoïdes d'effacement des verrou sécurité en vol sont excités, d'où l'alimentation des clapets de surpression tarés à **180 PS.I**.

Lorsque le verrou de sécurité en vol est appliqué, une pression d'huile de moteur peut effectuer le circuit suivant :

- interrupteur de témoins ;
- clapet de surpression petit pas taré à 180 P.S.I ;
- valve de troisième ligne d'huile ;
- chambre annulaire du système de verrouillage et retour par un drain.

Si le système de verrouillage n'a pas fonctionné, son déplacement obture le retour du drain, d'où l'augmentation de pression dans la troisième ligne d'huile et à l'intérieur de l'interrupteur de témoin, donc fermeture de micro-contact.

Restricteurs et un clapet de surpression limitent la pression d'alimentation venant du moteur et évitent des pressions pouvant perturber le système de verrouillage.

Le moteur étant à l'arrêt, le témoin correspondant n'est pas allumé puisqu'il n'a pas de pression d'huile.

- **solénoïde d'isolement :**

la valve d'isolement, utilisée pour l'effacement manuel du verrou de sécurité en vol, est montée à la partie supérieure du régulateur, est manœuvrée mécaniquement par la manette H.P correspondante du post de pilotage.

Cette manette possède une position « déverrouillage », cette position est appelée aussi fonction « lock-out », qui n'est seulement utilisée que pour le verrouillage manuel du verrou de sécurité en vol .

Le solénoïde d'effacement du verrou de sécurité en vol est donc court-circuit, d'où relâchement du système de verrouillage.

Le déplacement du levier H.P, de sa position « ouvert » sur « déverrouillage » n'affecte pas le robinet H.P lui même mais manœuvre seulement la valve d'isolement.

- **verrouillage petit pas vol :**

cette opération nécessite :

- Une pression d'huile délivrée par le régulateur ;
- Une pression d'huile à l'intérieur de la 3^{ème} ligne.

La pression d'huile délivrée par la pompe du régulateur est appliquée sur le piston de la valve de 3^{ème} ligne lorsque la valve d'isolement a été levée manuellement ou que le solénoïde d'effacement du verrou de petit pas vol a été excité.

La pression d'huile du régulateur peut alors traverser la valve de la 3^{ème} ligne et s'appliquer sur la face arrière du piston de verrouillage qui se déplace vers l'avant, libérant ainsi le système de verrouillage. Le piston de commande de pas peut alors avancer jusqu'au petit pas sol.

- **Valve de la 3^{ème} ligne d'huile :**

Le verrou de petit pas est relâché par l'admission d'une pression d'huile dans la 3^{ème} ligne.

Cette valve consiste en deux soupapes montées sur un même axe, contrôlé par un piston. Un ressort taré tend à ramener cette ensemble vers l'avant, coupant ainsi l'alimentation de la 3^{ème} ligne.

Lorsque la valve d'isolement est soulevée, ou que le solénoïde d'effacement est excité, la pression d'huile délivrée par le régulateur peut s'exercer sur le piston de la valve de la 3^{ème} ligne qui ouvre sa soupape arrière. L'huile sous pression du régulateur traverse la valve traverser la 3^{ème} ligne d'huile et repousser le piston du système de verrouillage.

- **Solénoïde d'effacement du verrou de petit pas vol :**

Lorsque le solénoïde est excité, il permet à la pression d'huile délivrée par le régulateur de repousser le piston de la valve de 3^{ème} ligne d'huile.

De ce fait :

- Son clapet avant ferme le retour de la 3^{ème} ligne ;
- Son clapet arrière s'ouvre et permet à la pression du régulateur de manœuvrer le piston du système de verrouillage de pas.

II.7- CIRCUIT ELECTRIQUE :

II.7.1- GENERALITE :

Chaque hélice contient des systèmes de commande et parmi ces derniers le système électrique pour contrôler les différents fonctionnement de l'hélice et se sont divisés en circuits individuels comme suit :

- Un circuit commun d'effacement des verrous de sécurité en vol, pour les deux hélices.
- Un circuit commun de petit pas sol pour les deux hélices.
- Deux circuits indépendants, mais identiques, pour les circuits de sécurité en vol, un par hélice.

- Deux circuits identiques de mise en drapeau automatique et manuelle, un par hélice.

II.7.2- CIRCUIT D'EFFACEMENT DES VERROUS DE SECURITE EN VOL :

Ce circuit commande les verrous de sécurité en vol des deux hélices ; il doit être excité pour relâcher les verrous correspondants et déexcité pour remettre en action.

Ce système est composé de plusieurs accessoires :

- Un disjoncteur à travers lequel le circuit reçoit son courant de commande.
 - Un disjoncteur à travers lequel les solénoïdes d'effacement des verrous de sécurité en vol reçoivent leur alimentation.
 - Un jeu de micro contacts par hélice commandés respectivement par chacune des pales N°1 et N°3. ces interrupteurs sont montés en série et ferment leurs contacts lorsque les pales sont au dessous de 34° ou en drapeau. Ce montage en série évite qu'une hélice passe à un pas plus petit avant l'autre.
 - Un condensateur et une résistance, montés sur les relais d'effacement des verrous de sécurité en vol, évitant la production d'arcs sur leurs contacts.
 - Un interrupteur double pôle, situé sur le panneau principal des instruments. Cet interrupteur possède deux positions « normal et secours ».
 - Deux solénoïdes d'effacement des verrous de sécurité en vol, un sur chaque régulateur d'hélice, et montés en parallèle. Lorsqu'ils sont excités ils ferment les clapets de suppression de la valve « petit pas ».
 - Un témoin lumineux de verrou de sécurité en vol « hors sécurité ». ce témoin ambre est monté sur le panneau des alarmes et est en équilibre, par résistance, entre les circuits des solénoïdes.
- **Circuit du témoin du verrou de sécurité en vol « non verrouillé » (32° non verrouillé) :**

Ce circuit allume une lampe bleue repérée « sécurité » en vol déverrouillée, montée sur le panneau principal des instruments. Le circuit est alimenté à travers un disjoncteur, à partir de la barre de distribution générale et le témoin est allumé, par un interrupteur à pression monté sur le régulateur hélice ; ce témoin est allumé, lorsque le verrou de sécurité en vol correspondant est relâché, soit manuellement, soit automatiquement, si le turbo propulseur tourne et délivre une pression d'huile

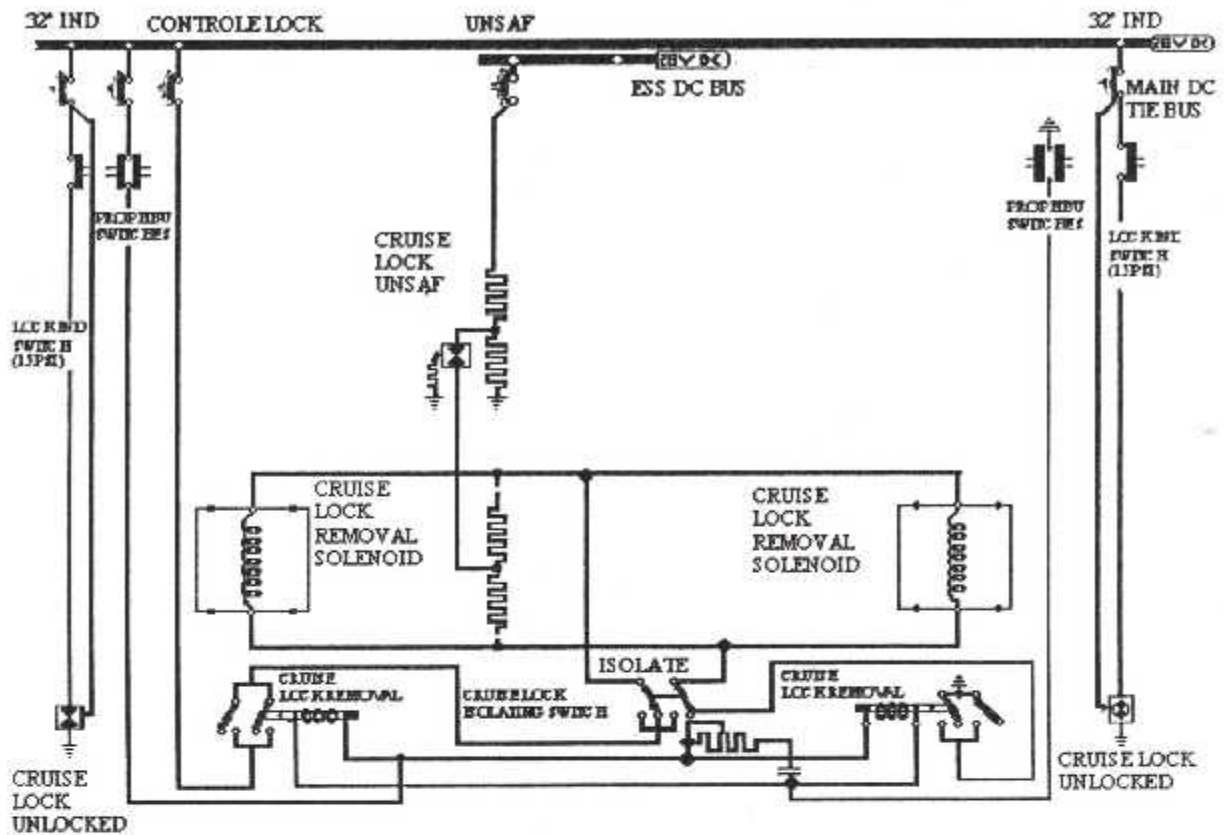


Fig. (II-10): Schéma électrique croisière.

II.7.3-CIRCUIT DE COMMANDE DE PETIT PAS SOL (20°) :

Le petit pas sol commandé par un circuit électrique qui exige un sous tension pour déverrouiller les verrous de petit pas sol et doit être désexcité pour permettre un verrouillage suivant, mais dans le cas contraire (déverrouillage) il isole automatiquement le circuit électro-hydraulique en coupant l'alimentation de leurs solénoïdes.

Ce système consiste les composants suivants :

- Un disjoncteur d'alimentation du circuit.
- Un interrupteur double pôle, du type isolating, monté sur le panneau principal des instruments. Ses deux position sont « normal » et « isolating ».
- Deux interrupteur momentanés de sélection petit pas sol, actionnés par les manettes de puissance. La manœuvre de l'un ou l'autre de ces manettes ferme le circuit. Celui ci restera fermé tant que les manettes ne reviendront pas à la position normale de ralenti.

- Deux solénoïde d'effacement de petit pas vol, sur chaque régulateur et montés en parallèle ; lorsqu'ils sont excités, ils commandent les valves de 3^{ème} ligne d'huile.
- Deux micro contacts manœuvrés séparément chacun par une manette de puissance. Ces interrupteurs sont montés en série, un sur l'alimentation positive, l'autre sur l'alimentation négative. Ils restent fermés jusqu'à ce que les manettes de puissance soient poussées au dessus de 14000 R.P.M, désexcitant automatiquement le circuit du petit pas sol pour le décollage.
- Deux relais d'effacement du petit pas vol qui, lorsqu'ils sont excités, maintiennent le circuit de commande de petit pas sol sous tension et isolent les circuits de sécurité électro-hydraulique des deux hélices. Ils sont auto excités par la manœuvre des interrupteurs de sélection de petit pas sol et y restent tant que les manettes de puissance sont au dessous de 14000 R.P.M au dessous de ce régime leurs contacts sont « ouverts », ceci désexcitera les relais des circuits de commande de petit pas sol et d'effacement des verrous de petit pas vol.
- Un circuit d'alarme qui donne un signal audible lorsque le petit pas sol n'est pas sélecte après l'atterrissage et que la vitesse d'avion est inférieur à 55kts .
- Une lampe témoin ambre (verrou petit vol « hors sécurité »), montée sur le panneau des alarmes. Ce témoin est branché sur un circuit de résistances équilibrée, et s'allume lorsqu'un défaut électrique apparaît dans le circuit de petit pas sol. Ce témoin est du type « presser pour vérifier ».
- Deux micro contacts manœuvrés par le système de verrouillage des commandes de vol. ces micro contacts sont fermés lorsque le verrouillage des commandes est appliqué, et , ainsi, le circuit de petit pas sol reste excité, quelle que soit la position des manettes de puissances.

II.7.4- CIRCUIT DE SECURITE ELECTRO HYDRAULIQUE :

Ce circuit fonctionne dans le cas de panne de verrou de petit pas vol, ils sont utilisable en vol comme ils comprend plusieurs composants :

- Un contacteur commandé par un pied de pale (N^o 2), qui ferme ses contacts sous un angle de calage prédéterminé (18°).
- Un témoin lumineux rouge (18°), monté sur le panneau principale des instruments, allumé lorsque son contact de pied de pale correspondant est « fermé ».
- Un solénoïde de piston distributeur, monté sur le régulateur, qui est excité lorsque la came de pied de pale N^o2 a ses contacts « fermés », et si le relais d'effacement de verrou petit pas vol n'est pas alimenté.

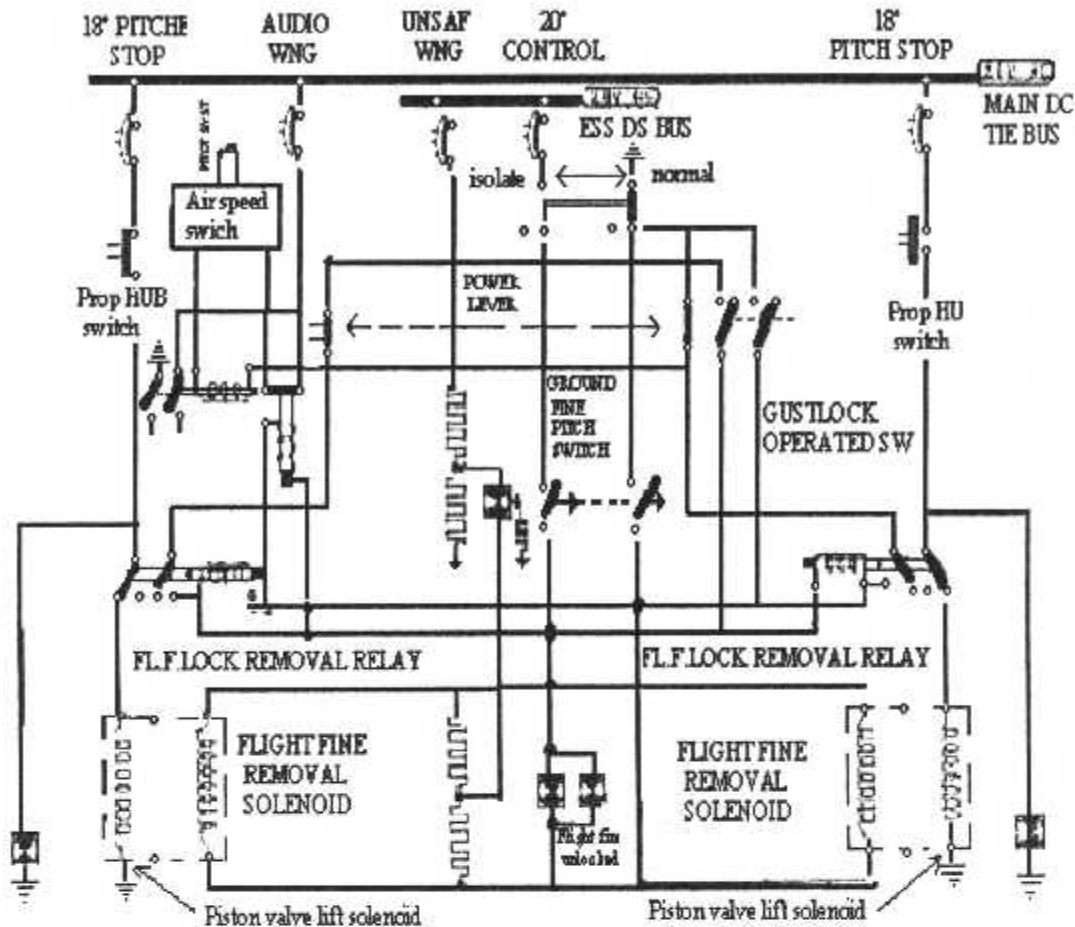


fig. (II-11) : Schéma électrique électro-hydraulique et petit pas sol.

II.7.5- CIRCUIT DE MISE EN DRAPEAU MANUELLE :

Les circuits de mise en drapeau manuelle sont identiques et complètement indépendants.

Ce circuit comprend :

- Une pompe entraînée par un moteur électrique.
- Un bouton de mise en drapeau alimentant le moteur de la pompe à partir de la barre de distribution principale. Il est monté sur le panneau des alarmes. Un solénoïde, monté à l'intérieur, le maintient collé.
- Un relais de moteur de pompe, qui, lorsqu'il est excité ferme la ligne d'alimentation.

- Un interrupteur à pression qui ouvre le circuit du solénoïde de maintien lorsque la pression atteint 460 P.S.I dans la ligne d'augmentation de pas.
- Un témoin lumineux monté à l'intérieur du bouton du contacteur de commande. Il reste allumé tant que la pompe est alimentée.
- Un relais d'isolement lorsque il est alimenté, ce relais coupe l'alimentation de la ligne de mise en drapeau automatique de l'autre moteur il est alimenté lorsque le levier H.P correspondant est sur la position « drapeau ».
- Un micro contact de robinet H.P ce micro contact est « fermer » lorsque le robinet H.P sur la position « drapeau ».

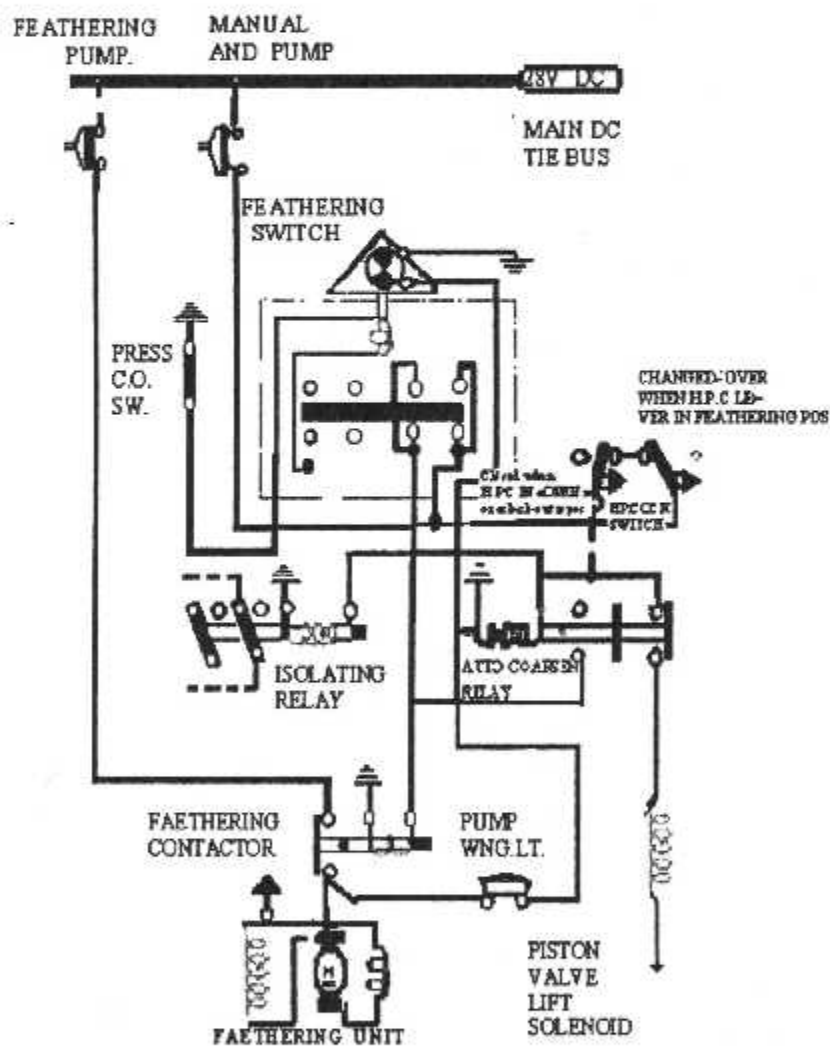


Fig. (II-12) : Schéma électrique de mise en drapeau manuelle.

II.7.6- CIRCUIT DE MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE :

Les circuits de mise en drapeau automatique, un par hélice, sont prévus pour fonctionner en cas de panne de G.T.P, c'est-à-dire en cas de chute de pression du couple mètre au dessous de 50 P.S.I, la manette de puissance étant positionnée à plus de 12.800 R.P..M, et le robinet H.P sur « ouvert » ou « lock-out ».

ces circuits contient les composantes suivantes :

- Un micro contacte actionné par la manette de puissance correspondante (au dessous de 12800 R.P.M).
- Un interrupteur actionné par la pression du circuit du couple mètre. il ferme ses contacts lorsque cette pression chute au dessous de 50 P.S.I.
- Un interrupteur actionné par le robinet H.P ses contacts sont « fermés » lorsque ce robinet est sur la position « ouvert » ou « lock-out ».
- Un relais d'augmentation de pas automatique, excité lorsque les interrupteurs ci dessus ont leurs contacts « fermés ». dans ce cas, il ferme la ligne d'alimentation du moteur de la pompe de mise en drapeau.

Des contacts supplémentaires excitent alors l'enroulement du solénoïde du piston du régulateur, le mettant ainsi dans la configuration « survitesse ».

Chaque circuit de mise en drapeau automatique est alimenté à partir de la barre de distribution principale, à travers un disjoncteur et le relais d'isolement de l'autre hélice (en position repos).

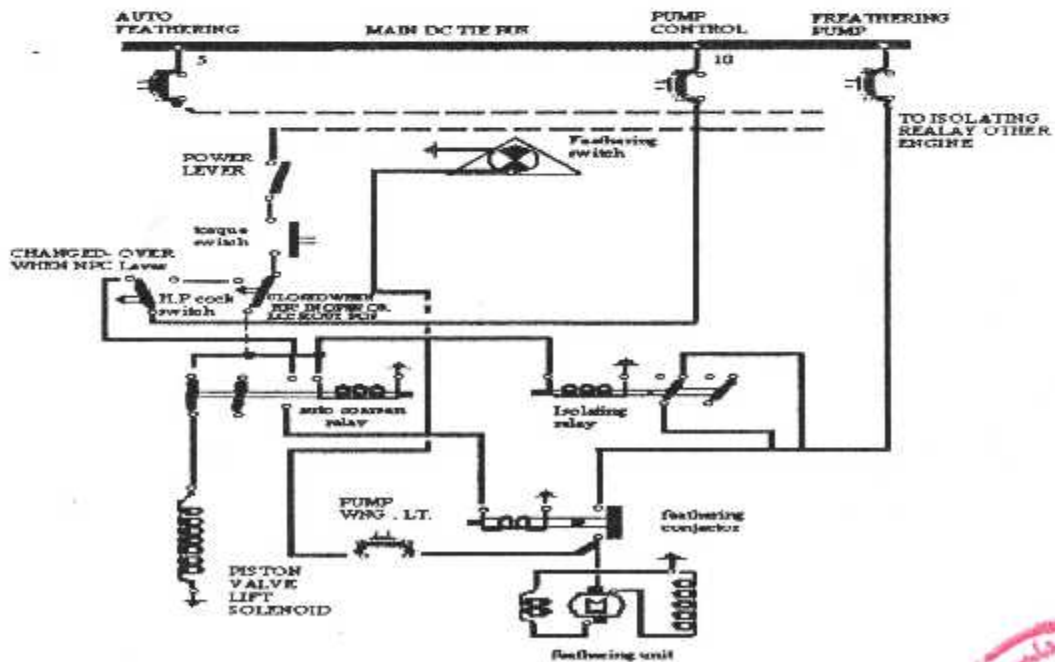


Fig. (II-13) : Schéma électrique mise en drapeau automatique.



II.8- SIGNALISATION :

Les voyants suivants installés sur le tableau de bord principal sont destinés à fournir des indications visuelles à l'équipage et au personnel au sol .

II.8.1- VOYANTS DE PETIT PAS DEVERROUILLE :

Ces voyants ambres s'allument lorsque le circuit de suppression de petit pas vol est excité.

II.8.2 VOYANTS HELICE SOUS BUTEE :

Ces voyants rouges s'allument lorsque le contact correspondant de moyeu est fermé et que le relais d'augmentation automatique du pas est en service .

II.8.3- VOYANTS SECURITE VOL DEVERROUILLE :

Ces voyants bleus s'allument lorsque le mano-contact correspondant de l'hélice est fermé (verrouillage vol déverrouillé) .

II.8.4- VOYANT HELICE BUTEE 20° :

Ce voyant ambre s'allume lorsque le circuit de suppression du verrouillage petit pas sol n'est pas sûr.

II.8.5- VOYANT AVETISSEUR BUTEE 32° :

Ce voyant ambre s'allume lorsque le circuit de suppression du verrouillage vol n'est pas sûr. Pompe de mise en drapeau en service .

Ces voyants rouges sont montés dans les boutons de mise en drapeau . Ils s'allument lorsque la pompe correspondante de mise en drapeau est en service.

II.9- COMMANDE ET INDICATEURS DU CIRCUIT :**II.9.1- MANETTE DE PUISSANCE (RPM) :**

Ces manettes montées sur le pupitre du poste de pilotage, commandent à la fois, les F.C.U, les régulateurs d'hélices (tension du ressort des masselottes).

➤ Au dessus de leur position **12800 R.P.M**, leurs micro-contacts alimentent les circuits de mise en drapeau automatique correspondants.

➤ Au dessus de **14000 R.P.M**, d'autres micro-contacts ouvrent le circuit de petit pas sol.

II.9.2- MANETTE DE ROBINET H.P :

Ces manettes montées sur le pupitre du poste de pilotage, possèdent 4 position « déverrouillage », « ouvert », « fermé » et « drapeau », chacune commander par deux micro-contacts.

- Sur « déverrouillage » ou sur « ouvert », les circuits correspondants de mise en drapeau automatique sont alimentés.
- Le déplacement des manettes de position « fermé » sur la position « drapeau » soulève mécaniquement le distributeur du régulateur correspondant (augmentation de pas), ainsi que le solénoïde de la valve d'isolement.
- Sur position « drapeau », le micro-contact correspondant excite son relais d'isolement d'hélice.
- Leurs mouvement de la position « ouvert » à la position « déverrouillage » est utilisé pour déverrouiller manuellement le verrou de sécurité en vol.

II.9.3- BOUTON DE MISE EN DRAPEAU :

Ces bouton (un par hélice) sont montés sur le panneau des alarmes. Ils devient être poussés pour une mise en drapeau et tirés pour un dévirage.

Lorsqu'un de ces boutons a été poussé, il ne revient en position qu'à l'arrêt du moteur électrique de la pompe qu'il commande.

Lorsqu'il est tiré, il revient de lui-même à la position repos (ARRET) par un ressort incorporé.

II.9.4- TEMOINS DE POMPE DE MISE EN DRAPEAU :

Un témoin lumineux rouge est monté à l'intérieur de chaque bouton de mise en drapeau. Il est allumé à chaque fois que le moteur électrique de pompe correspondant est alimenté, c'est-à-dire pour une mise en drapeau automatique ou manuelle ou un dévirage.

II.9.5- TEMIONS DE NON VERROUILLAGE PETIT PAS VOL :

Ces deux témoins ambres sont allumés simultanément lorsque le circuit de petit pas vol est alimenté. (un seul voyant ambre avec 2 lampes et 2 inscription 20°).

Ils n'indiquent pas l'angle des pales, mais seulement la position de la butée petit pas vol (voyant ambre 20° allumé butée effacée).

II.9.6- TEMOINS « VERROU DEPASSE » (VOYANT ROUGE 18°) :

Ces deux témoins rouges, un par hélice, sont situés à la partie supérieur du panneau principal des instruments.

Chaque témoin s'allume toutes les fois que la came de pied de pale (N° 2) correspondante ferme ses contacts, montrant que l'hélice est calée au dessous du petit pas vol (20°). La came fonctionne à 18°.

En croisière, l'allumage d'un de ces témoins indique donc l'effacement d'un verrou de petit pas vol, d'où condition « hors sécurité ».

II.9.7- TEMOINS VERROU PETIT PAS VOL « HORS SECURITE » :

Ce témoin ambre est monté sur le panneau des alarmes. Il indique l'existence d'un défaut électrique dans le circuit de petit pas sol, pouvant amener des conditions de vol « HORS SECURITE ». il est de type « presser pour vérifier ».

II.9.8- INTERUPTEUR D'ISOLEMENT :

Cet interrupteur est monté à la partie supérieur du panneau principal des instruments.

Sur la position « ISOLATE », il ouvre les lignes positive et négative du circuit de petit pas sol, assurant ainsi sa sécurité.

II.9.9- TEMOINS « SECURITE VOL » DEVERROUILLE :

Ces deux témoins, un par hélice, s'allume lorsque le verrou de sécurité en vol correspondant est relâché, soit automatiquement, soit manuellement (position de H.P) sur « fermé » (action de l'interrupteur à 15 P.S.I).

Au sol, ces témoins ne peuvent être allumés que lorsque les moteur tournent. Ils sont montés sur le panneau principal des instruments et sont du type « presser pour vérifier ».

II.9.10- TEMOINS SECURITE EN VOL « HORS SECURITE » :

Ce témoin ambre est monté sur le panneau des alarmes. Il s'allume en cas de défaut électrique qui se produit dans le circuit de sécurité en vol, pouvant donner un fonctionnement défectueux du verrou (32°). Il est du type « presser pour vérifier ».

II.9.11- INTERRUPTEUR DE SECOURS EN VOL :

Cet interrupteur est monté à la partie supérieur du panneau principal des instruments. Lorsqu'il est placé sur « secours », ses contacts ouvrent les lignes positive et négative du circuit de sécurité en vol, coupant ainsi l'alimentation de ses solénoïde.



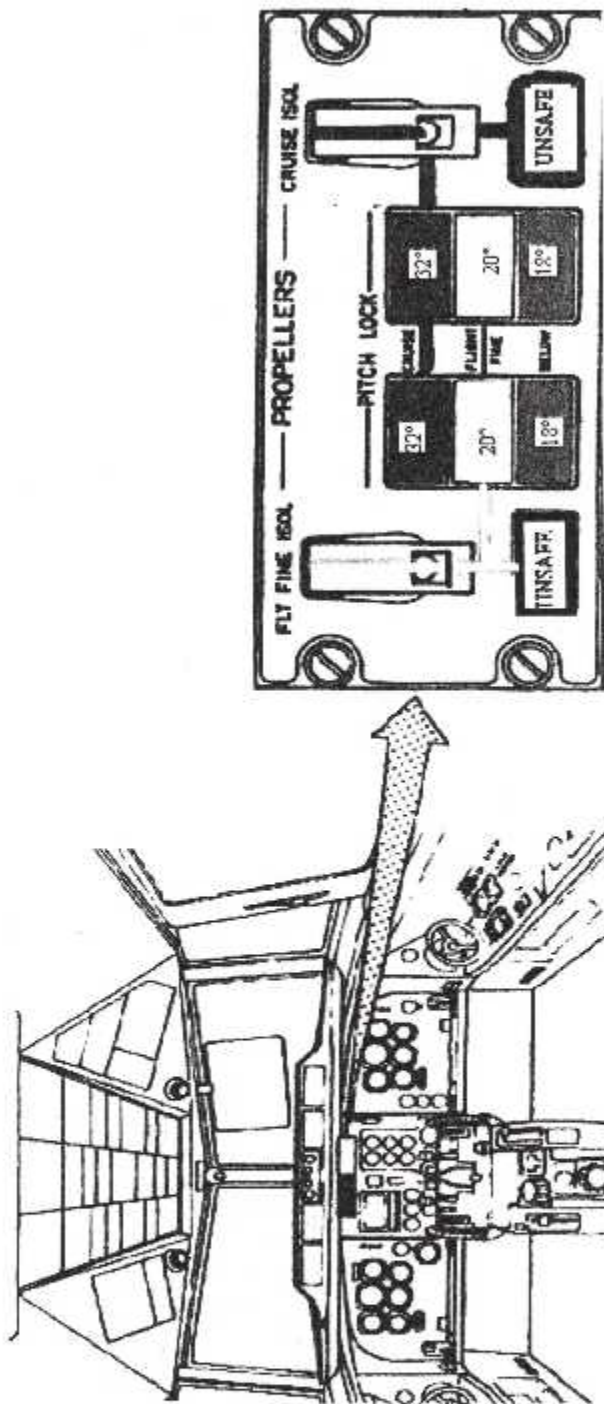


Fig. (II-14) : voyant de signalisation et commutateurs du circuit hélice.

Chapitre III

Essais au sol

point fixe

III - ESSAI MOTEUR AU SOL POINT FIXE :

III.1- DEFINITION :

par fois on a besoin de calculer les performances du moteur et déterminer son degré de fiabilité pour avoir un fonctionnement correct en service, pour cela nous effectuons un ensemble des opérations sur l'avion moteur tournant ce t essai moteur au sol est appelé point fixe.

Les paramètres suivants indiqueront le fonctionnement du moteur:

- vitesse de rotation (tours/minute).
- température des gaz de turbine.
- pression du couple.
- débit carburant.
- température d'huile.

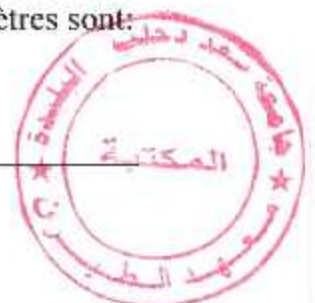
III.2 - CAS POUR LES QUELLES ON FAIT UN POINT FIXE :

on doit exécuté un point fixe dans les cas suivantes:

- après le changement de l'hélice.
- après le lavage compresseur .
- après un réglage de commande moteur .
- après l'installation d'un moteur avec un temps de service 0 depuis son dernier essai au banc.
- après le changement de certaines éléments où unités du moteur.
- avant la dépose d'un moteur.

III.3 - MATERIELES NECESSAIRES POUR REALISER UN POINT FIXE :

Pour effectuer un point fixe au sol on a besoin d'utiliser les instruments et les indications de bord de l'avion plus des équipements de mesures pour avoir une deuxième lecture des paramètres mesurés pendant l'essai au sol , ces paramètres sont:



- un thermomètre pour mesurer la température ambiante.
- un thermomètre pour mesures l'humidité.
- une appareille qui mesure la vitesse de rotation (THE MASTER RPM GAUGE).
- une appareille qui mesure le couple moteur (MASTER TORQUE).
- un mesureur des gaz du turbine (thermocouple).

III.4 - DIFERANTS TYPES DE POINT FIXE :

on peut partager les différents point fixe en deux types principales qui sont :

- point fixe à sec (c'est une vérification du fonctionnement du moteur sans l'injection de l'eau /méthanol).
- point fixe mouillé(c'est une vérification du fonctionnement moteur avec l'injection d'eau /méthanol).

III.4.1- POINT FIXE A SEC :

c'est un essai sans l'injection d'eau /méthanol pendant ce type de point fixe on vérifie les paramètres suivants :

- **A plein régime :**

- 1.les tours/minute .
2. la pression du couple ..
3. la température des gaz de turbine.

- **les tours/minute à vitesse constante minimum.**

- **la vitesse du ralenti.**

Cet essai comprend quatre point fixe :

- point fixe d'installation.
- point fixe de service .
- point fixe de dépose .
- point fixe de réinstallation .

- **point fixe d'installation :**

Après l'installation d'un moteur qui à un temps de fonctionnement zéro depuis son dernier passage au banc on doit faire juste après, la point fixe d'installation.

- **point fixe de service :**

Ce type de point fixe est réalisé généralement pour aider la recherche des pannes, ou après le changement de certaine accessoire, par exemple, le F.C.U (fuel contrôle unit), la pompe à carburant , ou l'hélice....etc.

- **point fixe de dépose :**

Ce type de point fixe se réalise avant de déposer un moteur, afin d'enregistrer certains paramètres comme références lorsque le moteur doit être réinstallé.

- **point fixe de réinstallation :**

Le point fixe de réinstallation se réalise après la réinstallation d'un moteur qui à était déposé en utilisant les paramètre de référence enregistrés au point fixe de dépose.

III.4.2- POINT FIXE AVEC INJECTION D'EAU METHANOL :

Pour exécuter une bonne vérification de puissance avec l'injection dans des conditions ambiantes, ou le mélange eau/méthanol n'est pas normalement utilisé, ou bien la consommation de mélange serait faible, il peut être nécessaire de réduire la puissance du moteur par action supplémentaires du régulateur trim .

on devra toujours brancher le circuit eau/méthanol, et la température devra être d'au moins 70°C avant d'avancer la manette des gaz pour exécuter les vérification.

III.5- INFORMATIONS ET VERIFICATIONS PRELIMINAIRES :

Il est nécessaire d'obtenir certaines informations et d'exécuter certaines vérifications avant de faire subir au moteur un point fixe au sol, et afin d'assurer le bon fonctionnement du moteur et le jugé d'une façon précise.

III.5.1- INFORMATIONS :

les informations demandées sont les suivantes:

- **sur l'environnement de l'avion :**
 - La température extérieur à (sèche et humide).
- **sur l'intérieur de l'avion :**
 - altitude pression.
 - pression de vérification (eau/méthanol)ou pression de vérification (eau/méthanol)a l'installation.
 - limites de fonctionnement.
- **A partir du livret moteur :**
 - pression de régulation de la puissance.
 - TGT maximum et minimum pour les tours/minute de décollage selon besoin .
 - Limite supérieur de la pression de couple ou limite inférieur du couple.
- **A partir du manuel de maintenance :**
 - position du trime pour le démarrage moteur.
 - position du trime pour le point fixe au sol.

III.5.2- VERIFICATIONS :

On a deux types du vérification

- **vérification extérieure**

	Position	obs.
a)nez de l'avion	Face au vent	
b)panneaux de visite	Fermée	
c)obturation, admission et échappement moteur et radiateur	Enlevée	
d)verrouillage sol des atterrisseurs	Mise en place	
e)roues principales	Calées	
f)groupe de parc	En place	
g)équipement d'extinction au sol et personnel de lutte contre l'incendie		
h) pompe gavage E/W et carburant de réchauffeur	Vérifie fuite	

• Vérification intérieure :

	position	obs.
a)portes d'entrée fuselage	Verrouillés	
b)robinets d'isolement pneumatique	Open	
c)start marker	Safe	
d)frein de parking (pression nom. De freinage: 105bars-1500psi)	On	
e)disjoncteurs	vérifiés	
f)poignée de commande de secours des atterrisseurs	Normal	
g)levier de commande blocage gouverne	Locked	
h)interrupteur de batterie (alimentation)	Externe	
i) interrupteurs génératrices	Off	
j) convertisseur (vérifier les indicateurs d'alimentation C.A et de panne)	On	
k) volet abaissé à 16°30	Down	
l)température d'huile moteur au moins égale à	-30	
m)moyen lumineux pression d'huile	Allumé	
n)circuit avertisseur incendie	Tester	
o)mise en direction atterrisseurs avant	On	
p)jaugeur carburant	Vérifier	
q)master radio	On	
r)radio et avionics	On	
s)feux anti-collision	On	
t)feux de navigation	On/OFF	
u)Pression pneumatique	Contrôlée	
v)Ground blower	On ou OFF	
w)Spill valve	Normal	
x)Voyant lumineux pression gear box	Allumés	

III.6- CONTROLE :

Dans cette phase on doit contrôler :

- La position des commandes hélices.
- La position des commandes moteurs.
- La position des commandes du circuit carburant et eau/méthanol.



III.6.1- CONTROLE DE POSITION DES COMMANDES HELICE :

	POSITION	Obs.
a)hélices petit pas sol (repérés sur casserole et pales alignés) Nota : - si nécessaire tirer le bouton de mise en drapeau pour obtenir l'alignement - mettre la manette de commande du robinet HP en position lock-out avant de fonctionner le circuit de dégivrage hélice.		
b) voyant lumineux hélices au dessus du verrouillage 18°	Allumés	
c) voyant lumineux petit pas vol 20°	Allumés	
d) voyant lumineux pas de verrouillage 32°	Eteints	
e) inverseur d'isolement	Normal	
f) inverseur secours sécurité vol	Normal	
g) circuit de synchronisation	Off	

III.6.2- CONTROLE DE LA POSITION DES COMMANDES MOTEURS :

	Position	Obs.
a) manette de commande robinet H.P	Shut	
b) manette de commande de régime moteur	Idle	
c) vérin électrique de trim 1-50% à une t° de l'air extérieure de +15°C et au dessus 2-100% à une T° de l'air extérieure inférieure à 15°C	Noter Vérifier & noter	

III.6.3- CONTROLE DE POSITION DES COMMANDES DU CIRCUIT CARBURANT ET EAU/METHANOL :

	Position	Obs.
a) robinet d'intercommunication	Closed	
b) robinet d'isolement réservoir nota : sur avion réservoir d'aile centrale positionner le robinet de transfert à la demande	Open	
c) robinet coupe-feu	Ouvert	
d) interrupteur de réchauffeur carburant	Off	

La suite de tableau:

e)pompe à carburant	off	
f)voyant lumineux de pression	Allumés	
g)interrupteur de commande circuit E/M	Off	
h)débitmètres/compteur carburant remettre à zéro	vérifier	

III.7- DEMARRAGE D'ESSAI POINT FIXE AU SOL :

	Position	GTP 1	GTP 2
1)dégager les abords de l'avion	Vérifier		
2)faire un essai statique des hélices	effectués		
3)faire un essai d'allumage	On/off		
4)pompes carburant (les voyants lumineux de pression s'éteignent)	On		
5)s'assure que l'interrupteur d'allumage est sur	Off		
6)voyant d'allumage	A tester		
7)voyant d'alarme du démarreur	A tester		
8)interrupteur principale de démarrage	start		
9)placer le sélecteur de démarrage sur la position correspondante du moteur à mettre en marche	Sélectionner		
10)s'assure que le personnel de sécurité est en place	Vérifier		
11)s'assure que l'hélice ne tourne pas et pas d'obstacle	Vérifier		
12)appuyer sur le bouton de démarrage jusqu'à l'augmentation du régime moteur	Allumés		
13)voyant de démarreur et d'allumage nota : si la T° ambiante est basse, avancer légèrement la manette de commande de régime afin de faciliter l'allumage, après allumage manette de commande en ILUNG	Allumés		
14)RPM mettre 1200et1500 tr/mn a)manette de commande de robinet H.P	Open		

La Suite de tableau :

<p>15)-RPM 3500tr/ min a)Voyant d'allumage éteint. Noter le temps b)Voyant de démarrage éteint. Noter le temps. Nota : Si le voyant de démarrage reste allumé après le démarrage du moteur prendre des mesures. c)Noter TGT au démarrage</p> <ul style="list-style-type: none"> - alimentation extérieurc - interrupteur de batterie - interrupteur général de démarrage - commande de robinet H.P 	<p>Avant30s Avant30s</p> <p>Débranché Off Safe open</p>	
16)interrupteur général de démarrage	safe	
17)après stabilisation au régime moteur TGT maxi 550°C Vérifié	vérifié	
18)manette de commande de robinet H.P Lock-out	lock-out	
19)voyant d'alarme pression huile est éteint lorsque la pression d'huile est supérieure à 5 P.S.I et 6 PSI.	éteint	
20)voyant lumineux petit pas sol déverrouillé	allumé	
21)s'assure que le réglage de débit carburant correspondant aux conditions ambiantes Vérifiés	vérifiés	
22)interrupteur génératrice	on	
23)interrupteur de batterie batterie	batterie	
24)faire tourner le moteur pour obtenir une température d'huile +15°C	obtenue	
25)s'assure que le moteur a atteint son régime de ralenti	obtenue	
26)démarez le moteur gauche même procédure que le droit		

La suite de tableau :

	Position	Obs.
S'assure que les 6 voyants hélices sont allumés	Vérifiés	
Switch master	Out	
Génératrices	On	
Interrupteur sur batterie	On	
Groupe de parc	Off	
Alternateurs	on	

III.8- ESSAIS D'UN POINT FIXE AU SOL(exemple) :

	GTP 1	GTP 2
a)TGT au démarrage 930°C maxi	800	810
b)TGT régime stabilisé 550°C maxi	470	500

III.8.1- ESSAI A 10.000 RPM +500 :

a)voyant basse pression huile entre 5 et 6 PSI	5	5
b)réchauffeur huile accroissement progressif	OK	OK
c)réchauffeur carburant réduction de 50 RPM	OK	OK
d)réchauffeur carburant RPM revient à la valeur initiale	OK	OK

III.8.2- ESSAI A 12.000PPM :

a)contrôler la pression d'huile (mini=12 psi/maxi=35psi)	18	20
---	-----------	-----------

III.8.3- ESSAI -AVIONIC 12.000RPMET 13.000RPM

a)génés avec charge- noter le débit	100A	100A
b)génés équilibrés tous délester- noter la valeur	28V	28V
c)alternateurs (essai overvoltage)	OK	OK
d)convertisseur	OK	OK
e)anti- givrage pare-brise	OK	OK
f)dégivrage moteur – relever le cycle	2'	2'
g)dégivrage moteur- relever le temps	1'	1'
h)faire un essai en secours(couper normal et mettre essentiel power-voir les indicateurs qui marchent)	OK	OK
j)essais compresseurs 1/1-noter la charge	OK	OK
k)essais de dégivrage plans	OK	OK
i)essais de synchronisation hélices	OK	OK

+50

III.8.4- ESSAI A 1500RPM 0 :

noter les paramètres suivants

	GTP 1	GTP 2
a)trim	50% <i>ES/S</i>	50%
B)débit	690	700
C)torque	300 PSI	320 PSI
D)TGT	800 C°	805 c°
E)Pression huile	12	14
F)T° huile	100 c°	100 c°
G)fuel flow	690	700

III.8.5- ESSAI AU MINIMUM REGULE :

	GTP 1	GTP 2
a)trim	50%	50%
b)torque entre 50et100psi	70	70
 +25 c)trim 50% 0	Ok	Ok
e)RPM entre 10 850 et 11 150	11.000	11.000
f)contrôler le ralenti (7000±500RPM/trim85%)	7200	7200
g)contrôler les voyants basse pression huile	Eteinte	Eteinte
h)contrôler les voyants boites accessoires	Eteinte	Eteinte

III.9- ARRET MOTEUR :

	Position	obs.
1-Nose Wheel roulette de nez	Off	
2-Alternateurs	Off	
3-Volets position 0	Rentrée	
4-Synchroniseur hélices	Off	
5-commande de régime	Inding	
6-interrupteur de génération	Off	
7-Interrupteur de batterie	External	
8-Commande de robinet H.P	Shut	
9-Interrupteur de commande E/W	OFF	

10-Interrupteur général de démarrage	SAFE	
11-Hélices	Petit pas sol	
12-Voyants butéé30	Eteints	
13-Pompes d'alimentation carburant	OFF	
14-Vérification porte P/N	A la demande	
15-Noter le temps d'autorisation turbine 1		
16-Noter le temps d'autorisation turbine2		
17-Robinet d'isolement pneumatique	OFF	
18-Voyant compresseurs pneumatique	Allumés	
19-Voyant pression huile GTP et boîte	Allumés	

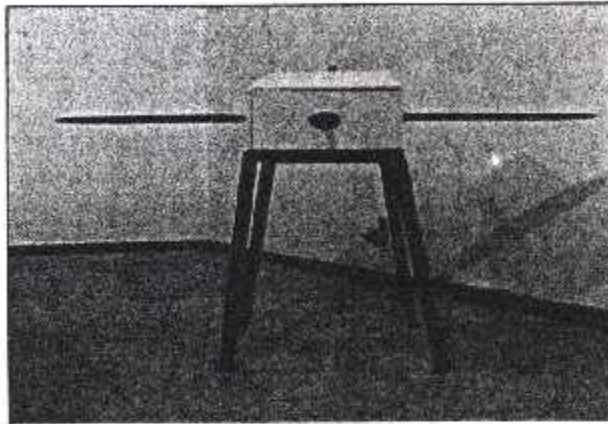
III.10- APRES ARRET MOTEUR :

c'est un ensemble des opérations doivent être effectuées de 10 à 30 minutes après l'arrêt moteur.

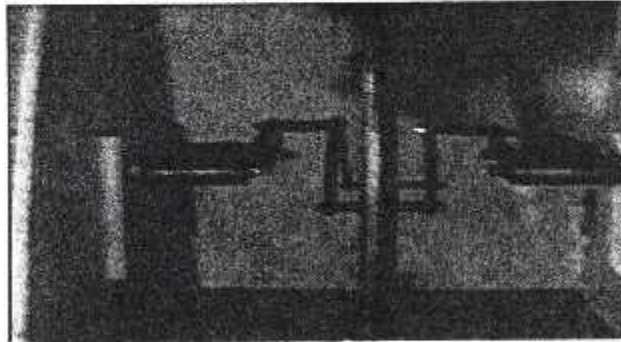
a)vérifier le moteur pour fuite		
b)compléter l'huile moteur		
c)compléter l'huile boîte accessoires		

REMARQUE

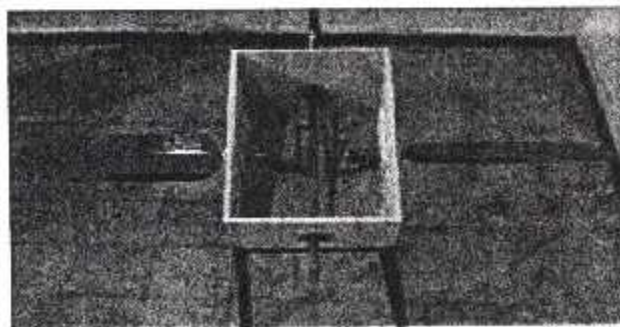
Nous avons établi une maquette en bois et acier pour faciliter et éclairer le principe de fonctionnement de régulateur hélice et nous avons exposés les déférants position de calage, présent dans les photos suivantes :



Vue extérieure



Vue intérieure



Mise en drapeau



Conclusion Générale

Ce travail nous permis d'améliorer nos connaissances dans le domaine des turbo-propulseur (moteur + hélice) en général et la régulation d'hélice particulièrement.

L'étude d'une hélice est aussi bien l'étude des performances aérodynamiques, les dimensionnements structural ou leur intégration dans sont environnement et aussi la régulation du système.

Notre sujet permet aux étudiants de comprendre ce système, les organes constituent le mécanisme et comment la régulation se faite sans oublier l'importance du régulateur et leur action dans ce système.

En fin on peut dire que l'hélice offre des perspectives d'évolution prometteuses. Celles-ci en font un équipement moderne qui aura toujours sa place dans l'aéronautique.

Nous souhaitons que notre travail servira pour les futures étudiants et on espère qu'il puisse être améliorer