

Résumé

Français

Mon travail se résume sur la description générale de phénomène du givrage et sa dangerosité sur l'aviation civile ainsi que le fonctionnement des systèmes anti-givrage du Boeing 737-800 et du moteur CFM56-7B de celui-ci. Enfin les différentes étapes de recherche de pannes du système et sa maintenance.

Anglais

My work is summarized on the general description of phenomenon of icing and his danger site on the aviation world as well as the anti-icing operation of the systems of the Boeing 737-800 and engine CFM56-7B of this one. Finally the different steps of the system's trouble shooting and his maintenance.



REMERCIEMENT

Au terme de cette étude, pour la réalisation de mon mémoire.

Je remercie dieu de m'avoir donné la volonté et le courage d'achever mon travail dans des bonnes conditions.

Je tiens à exprimer mes vifs remerciements à mon promoteur Mr : 'ABBADA Omar' pour ses conseils et ses orientations qui m'ont donné une entière satisfaction.

Un chaleureux remerciement à tout le personnel d'AIR ALGERIE, particulièrement mon co-promoteur Mr : 'BELLILI Aek', Melle : 'Ahlem' de l'aide qui m'ont apporté.

Je suis éternellement reconnaissant à ceux et celles de l'aide qui m'ont apporté. Avec toute ma gratitude.

Marouf-Araïbi Zoubir





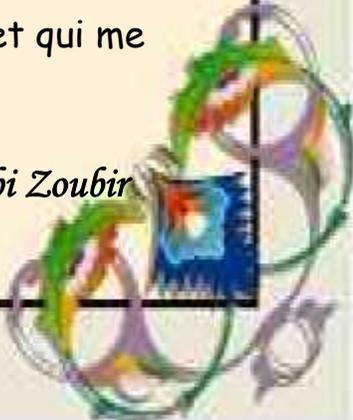
DÉDICACES

Je tiens à dédier ce modeste travail à la plus merveilleuse des mamans, qui ma toujours sur être présente, ma supporté, conseillé et dirigé

Je le dédie également à **mon père**, **mon grand-père** et ma **grand-mère** qui sont les personnes que j'aime le plus au monde, je profite cette occasion pour les remercier pour tout ce que ils ont faits pour moi.

Puis, je le dédie à mon frère **Ahmed** et le petit **Karim** ainsi qu'à ma sœur.

Puis, je le dédie à mes amis avec lesquels j'ai partagé mes moments de joie et de tristesse à Blida ; YACINE, KAMEL, AMAR, BAHY, SALIM, MEHDI, ABDENOUR, FARES, ABDELWAHAB, AKRAM, ainsi qu'à tous mes amis du Bled : Med MAABED, Med TOIRI, AHMED.



Enfin, je le dédie à tous ceux que je connais et qui me connaissent de prêt ou de loin.

Marouf-Araibi Zoubir

Sommaire

Introduction.....	10
-------------------	----

Chapitre I

I-1/ Historique.....	11
I-2/ Les différentes classes du B737.....	12
a) Les B737 premières générations.....	12
b) Les B737 génération classiques	12
c) Les B737 nouvelles générations.....	13
I-3/ Caractéristiques.....	13
I-3-1/ Les B737 Ancienne génération.....	14
I-3-2/ Les B737 Nouvelle génération.....	14
I-4/ Présentation du b737-800.....	14
a) Les caractéristiques du B737-800.....	15
b) Les performances du B737-800.....	15
c) Motorisation du B737-800.....	16
I-5/ Les principaux accidents de Boeing 737 depuis l'an 2000.....	18

Chapitre II

II-1/ Introduction.....	20
II-2/ La classification du givrage.....	20
II-2-1/ Le givrage faible ou léger.....	20
II-2-2/ Le givrage modéré ou moyen.....	21
II-2-3/ Le givrage fort ou sévère.....	21
II-3/ Les conséquences du givrage.....	22
II-4/ Types de givrage.....	24
II-4-1/ La gelée blanche.....	25
II-4-2/ Rosée blanche.....	25
II-4-3/ Givre blanc.....	26
II-4-4/ Givre transparent ou clair (verglas).....	26
II-5/ Définitions et solutions.....	26

Chapitre III

III-1/ Généralités.....	28
III-2/ Description générale du système.....	29
III-3/ Le système thermique d'antigivre d'aile (WTAI).....	30
III-3-1/ Description générale.....	31
III-3-2/ Localisation des éléments du système antigivre d'aile.....	33

III-3-3/ Le panneau d'antigivre de l'aile.....	34
III-3-4/ Le robinet d'isolement thermique d'anti-givrage.....	35
III-3-5/ Le commutateur thermique de surchauffe au sol.....	37
III-3-6/ La conduite télescopique d'anti-givrage d'aile.....	38
III-3-7/ Les commutateurs de commande d'antigivre d'aile.....	39
III-3-8/ La valve de solénoïde.....	40
III-3-9 Description fonctionnelle.....	42
III-4/ Pitot et charge statique.....	44
III-4-1/ Module de la chaleur (WINDOW/PITOT).....	45
III-4-2/ La sonde de Pitot.....	46
III-4-3/ Description fonctionnelle.....	48
III-4-4/ La sonde d'incidence (AOA).....	48
III-4-5/ Description fonctionnelle de la sonde.....	50
III-4-6/ La sonde de la température de l'air ambiant (TAT).....	51
III-4-7/ Description fonctionnelle.....	52
III-4-8/ Les opérations des sondes de Pitot	53
III-5/ Contrôle d'antigivre des pare-brises de la cabine	54
III-5-1/ Les capteurs conducteurs de la chaleur des fenêtres.....	56
III-5-2/ L'unité de commande de la chaleur des fenêtres WHCU.....	57-57
III-5-3/ Les connecteurs terminos de (WHCU).....	58
III-5-4/ Description générale.....	59
III-5-5/ Le commutateur thermique de la fenêtre N° 5.....	62
III-5-6/ Le BITE.....	63
III-6/ Système d'essuie-glace des pare-brises.....	65
III-6-1/ L'essuie-glace des pare-brises et la transmission.....	66
III-7/ Canalisations d'eau (water lines).....	68
III-7-1/ L'eau potable.....	70
III-7-2/ L'eau Gris.....	71
III-7-3/ Perte de l'eau usés.....	72

Chapitre IV

IV-1/ Introduction.....	74
IV-2/ Le système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur.....	75
IV-2-1/ La valve du capot d'entrée d'air (TAI).....	76
IV-2-2/ Le mano-contact du capot d'entrée d'air moteur.....	78
IV-3/ Description fonctionnelle.....	79
IV-4/ Les opérations.....	81
IV-5/ Les commandes.....	82
IV-6/ Activités de dégivrage et d'anti-givrage des avions au sol.....	86

Chapitre V

V-1/ Maintenance.....	89
V-2/ Les différents manuels de recherche de pannes utilisés dans le système.....	90
V-3/ L'utilisation du manuel de recherche de panne (FIM).....	91
V-3-1/ La structure du FIM.....	92
V-4/ La liste des codes de panne.....	93
V-5/ Quelques exemples sur la recherche de pannes du système.	95-111
Conclusion.....	112
Bibliographie.....	113

Listes des figures

Chapitre I

<i>Figure (I-01) : Production des B737 ancienne génération.....</i>	<i>12</i>
<i>Figure (I-02) : Production des B737 nouvelles générations.....</i>	<i>13</i>
<i>Figure (I-03) : La cabine des passagers.....</i>	<i>15</i>
<i>Figure (I-04) : Les dimensions du B737-800.....</i>	<i>16</i>
<i>Figure (I-05) : Motorisation du B737-800.....</i>	<i>16</i>
<i>Figure (I-06) : Vue en coupe du moteur CFM56-7B.....</i>	<i>17</i>

Chapitre II

<i>Figure (II-01) : Une augmentation du poids de l'avion B737-800.....</i>	<i>22</i>
<i>Figure (II-02) : L'arrêt des réacteurs.....</i>	<i>23</i>
<i>Figure (II-03) : Modification du profil aérodynamique de l'aile.....</i>	<i>24</i>
<i>Figure (II-04) : Liquide appliqué à la surface de l'appareil au sol.....</i>	<i>25</i>
<i>Figure (II-05) : La rosée blanche.....</i>	<i>25</i>
<i>Figure (II-06) : Le givre blanc.....</i>	<i>25</i>

Chapitre III

<i>Figure (III-01) : Le système de protection contre le givre et la pluie.....</i>	<i>28</i>
<i>Figure (III-02) : Localisation des éléments du système.....</i>	<i>30</i>
<i>Figure (III-03) : Système antigivre d'aile.....</i>	<i>30</i>
<i>Figure (III-04) : Le prélèvement d'air du système</i>	<i>31</i>
<i>Figure (III-05) : la fermeture des valves du système</i>	<i>32</i>
<i>Figure (III-06) : L'ouverture des valves du système.....</i>	<i>32</i>
<i>Figure (III-07) : Localisation des éléments du système d'antigivre d'aile.....</i>	<i>34</i>
<i>Figure (III-08) : Panneau d'antigivre d'aile (P5).....</i>	<i>35</i>
<i>Figure (III-09) : Les valves de bord d'attaque de l'aile.....</i>	<i>36</i>
<i>Figure (III-10) : Le robinet d'isolation thermique d'anti-givrage d'aile.....</i>	<i>36</i>
<i>Figure (III-11) : Le commutateur thermique de surchauffe au sol.....</i>	<i>37</i>
<i>Figure (III-12) : Localisation de la conduite télescopique.....</i>	<i>38</i>
<i>Figure (III-13) : Les commutateurs de commande d'antigivre d'aile.....</i>	<i>39</i>
<i>Figure (III-14) : Localisation de la valve de solénoïde.....</i>	<i>40</i>
<i>Figure (III-15) : L'ouverture de la valve de pré-réfrigérateur.....</i>	<i>42</i>

Figure (III-16) : Schéma électrique de fonctionnement du système d'antigivre d'aile..	44
Figure (III-17) : Les différentes sondes de la chaleur sur l'avion.....	45
Figure (III-18) : Pitot et charge statique.....	45
Figure (III-19) : Module de la chaleur de WINDOW/PITOT (P5).....	46
Figure (III-20) : Localisation des sondes de Pitot.....	48
Figure (III-21) : Schéma électrique de fonctionnement de la sonde de Pitot.....	49
Figure (III-22) : Localisation de la sonde d'incidence.....	50
Figure (III-23) : Schéma électrique de fonctionnement de La sonde d'incidence.....	51
Figure (III-24) : Localisation de la sonde de la température de l'air ambiant (TAT)..	52
Figure (III-25): Schéma électrique de fonctionnement de la sonde de (TAT).....	53
Figure (III-26): Les opérations des sondes de Pitot.....	54
Figure (III-27): Le contrôle d'antigivre des pare-brises de la cabine.....	56
Figure (III-28): Dégivrage électrique des pare-brises.....	57
Figure (III-29): Les unités de commande de la chaleur des fenêtres (WHCUs).....	58
Figure (III-30): Les connecteurs terminos des (WHCUs).....	59
Figure (III-31): Description générale de fonctionnement des (WHCUs).....	62
Figure(III-32): Schéma électrique de fonctionnement d'unité de commande de la chaleur des fenêtres (WHCU).....	62
Figure (III-33): Le commutateur thermique de la fenêtre N°. 5.....	64
Figure (III-34): L'affichage BITE.....	66
Figure (III-35): Système d'essuie-glace des pare-brises.....	67
Figure (III-36): Essuie-glace des pare-brises et la transmission.....	68
Figure (III-37): Schéma électrique de fonctionnement d'essuie-glace des Pare-brises.....	69
Figure (III-38): Le système d'antigivre de drains de l'eau et de toilette.....	70
Figure (III-39): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de l'eau potable.....	72
Figure (III-40): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de l'eau Grise.....	73
Figure (III-41): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de perte de vide.....	74

Chapitre IV

Figure (IV-01) : Le cone d'anti-givrage du B737-800.....	75
Figure (IV-02) : Système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur.....	76
Figure (IV-03) : Les composantes du système.....	77
Figure (IV-04) : La valve du capot d'entrée d'air moteur.....	78
Figure (IV-05) : Le mano-contact du capot d'entrée d'air moteur.....	79
Figure (IV-06) : L'état fini de pression de l'antigivre du moteur.....	80

Figure (IV-07) : Schéma électrique de fonctionnement de la valve du capot d'entrée d'air moteur.....	82
Figure (IV-08) : Système d'indication de (TAI).....	83
Figure (IV-09) : Panneau d'anti-givre (P5) du moteur.....	84
Figure (IV-10) : La position de commutateur et la position de valve ne sont pas identiques.....	85
Figure (IV-11) : Le commutateur est dans la position 'ON' et la valve est ouverte....	85
Figure (IV-12) : L'ouverture complète de la valve de (TAI).....	86
Figure (IV-13) : Le fonctionnement du système.....	86
Figure (IV-14) : L'annonceur (MASTER CAUTION) et (ANTI-ICE) s'allume.....	87
Figure (IV-15) : Le traitement de dégivrage au sol.....	89

Chapitre V

Figure (V-01) : Localisation des éléments du (WTAI).....	97
Figure (V-02) : Localisation des éléments du (EAI).....	102
Figure (V-03) : Localisation des éléments du (EAI).....	103
Figure (V-04) : Localisation des éléments.....	109
Figure (V-05) : L'unité de commande de la chaleur de fenêtre (BITE).....	110

Listes des tableaux

- <i>Tableau (I-01)</i> ; les caractéristiques des B737 ancienne génération.....	14
- <i>Tableau (I-02)</i> ; les caractéristiques des B737 nouvelle génération.....	14
- <i>Tableau (I-03)</i> ; les caractéristiques du B737-800.....	15
- <i>Tableau (I-04)</i> ; les performances du B737-800.....	15
- <i>Tableau (I-05)</i> ; caractéristiques et performances du moteur CFM56-7B 24.....	17
- <i>Tableau (V-01)</i> ; les messages de maintenance de (WHCU).....	111

Introduction

Parmi les phénomènes dangereux pour l'aviation, on trouve le givrage car sa formation peut facilement mettre un avion en difficulté.

Le givre peut se déposer sur un avion garé à l'extérieur mais aussi lorsqu'il traverse des nuages de gouttes d'eau surfondues, un dépôt de glace se forme sur la partie frontale des différentes structures de l'appareil (ailes, entrées d'air moteurs...).

Cette accumulation de glace peut provoquer, d'une part, des modifications très importantes des profils aérodynamiques des voilures, d'autre part, l'extinction des moteurs suite à l'ingestion de glace se détachant des entrées d'air.

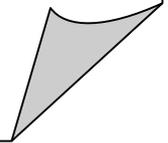
Les constructeurs d'avions cherchent toujours les meilleures solutions pour éviter la formation de la glace sur un avion au sol et surtout en vol pour garder une sécurité aérienne efficace aux passagers.

Dans ce travail, on va faire une étude sur les différents systèmes de protection contre le givre et la pluie du BOEING 737 - 800. Le premier chapitre consiste d'une présentation générale du B737-800, suivi du deuxième chapitre qui est consacré pour la description de phénomène du givrage de celui-ci, puis le troisième chapitre où on a présenté le fonctionnement du système anti-givrage de cet avion, ensuite le quatrième chapitre qui présente le fonctionnement du système anti-givrage du moteur CFM56-7B qui équipe cet avion, enfin le cinquième chapitre qui s'articule sur la maintenance et recherche de pannes du système.

Cette étude montre jusqu'où la complexité des systèmes anti-givrage et anti-pluie ou on entre en jeu les exigences de sécurité et de prévention.

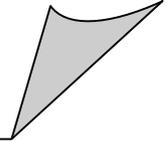
chapitre I

Présentation du Boeing 737-800



Chapitre II

*Généralités sur le phénomène du
givrage*



chapitre III

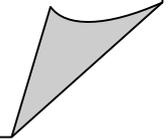
*Fonctionnement du système anti-
givrage du B737-800*

Chapitre IV

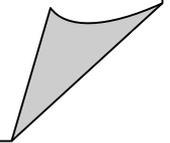
*Fonctionnement du système anti-
givrage du moteur CFM56-7B*

Chapitre V

*Maintenance et recherche de
pannes du système*



INTRODUCTION



CONCLUSION

I-1/ Historique :

Le Boeing 737 est un avion de ligne, bi-réacteur, court ou moyen courrier, construit par la société Boeing (USA). Il est leader du trafic aérien moderne et l'avion de ligne le mieux vendu. Jusqu'ici plus de 4850 avions du 737-family ont été commandés. En effet, toutes les cinq secondes un Boeing 737 décolle quelque part dans le monde. Il est le premier avion dans l'histoire à avoir exécuté plus de 100 millions d'heures de vol et à avoir transporté plus de six milliards de passagers.

Le premier vol de cet avion a eu lieu le 9 avril 1967. Cette histoire unique de succès a commencé avec la commande et l'acquisition de la compagnie allemande « **Lufthansa** » pour le premier 737-100. L'avion partage 60% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B727).

Seulement deux mois après le modèle 100, le premier Boeing 737-200 a déjà volé sous les couleurs de la compagnie américaine (American Airlines) il était deux mètres plus long et d'une capacité de 95 à 124 passagers.

En mai 1971 le Boeing 737-200 ADV a vu le jour, il n'a probablement pas différé de son prédécesseur en taille mais en technologie. Il a eu des moteurs plus forts et plus silencieux avec une moindre consommation de carburant. Cependant l'électronique a été améliorée, ainsi que les matériaux moderne qui économisent le poids.

Le B737-300 a suivi avec un fuselage allongé pouvant accueillir 110 à 149 passagers, équipé de réacteurs à moindre consommation CFM-56-3B de 9000 kg de poussée.

Par la suite, le B737-400 verra le jour, avec une cabine encore allongée. Les versions 500, 600 et 700 à fuselage raccourci arrivèrent sur le marché avant les 737-800/900 aux fuselages très longs. Ces dernières versions disposent de tableaux de bord à écrans cathodiques et à cristaux liquides de dernière innovation et de nouveaux réacteurs plus puissants. Ils sont donc capables de voler à une altitude de croisière de 12500 m (600 m de plus que l'A320), ce qui permet de survoler au dessus du mauvais temps et donc d'offrir un meilleur confort aux passagers.

I-2/ Les différentes classes du B737 :

Il existe 9 modèles du 737 répartis en trois générations. Les modèles *originaux* sont les 737-100 et 200. Les *classiques* sont le 737-300, le 737-400 et le 737-500. Enfin la *Nouvelle Génération* comporte le 737-600, le 737-700, le 737-800 et le 737-900.

a) Les B737 premières générations :

737-100

Première génération, motorisée par des réacteurs **Pratt & Whitney JT8D** (1 144 ont été produits). L'avion partage 60% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B 727); tout ceci dans le but de limiter les coûts de recherche et de production. Il a été lancé par la compagnie « **Lufthansa** » en 1964 et entra en service en 1968. Un total de 30 appareils a été construit et livré.

737-200

Cette version est une extension du 737-100 ciblant le marché des USA. « **United Airlines** » en est le premier acquéreur. Il est lancé en 1965 et entre en service en 1968. Il est ensuite mis à jour en tant que **737-200 Advanced** qui devient la version standard de production.

b) Les B737 génération classiques :

737-300, 400 et 500

Deuxième génération « classique » (conception début des années 1980) équipée de réacteurs CFM56-3 plus modernes et plus économiques (1990 exemplaires ont été produits). *Voir figure (I-01).*



Figure (I-01) : Production des B737 ancienne génération

c) Les B737 nouvelles générations :

737-600, 700, 800 et 900

Nouvelle génération (737NG) équipée de réacteurs CFM56-7B et d'un cockpit ultra-moderne entièrement numérique. Déjà plus de 1200 appareils de cette génération ont été produits.

Selon des responsables d'Airbus, Boeing prévoit de lancer, à la fin 2007, une nouvelle famille de moyen-courriers pour remplacer les 737-600/700/800/900 qui reprendra des technologies développées pour le 777-200LR et pour le 787. *Voir figure (I-02).*



Figure (I-02) : Production des B737 nouvelles générations

I-3/ Caractéristiques :

Les caractéristiques des B737 anciennes et nouvelles générations sont résumées dans les deux tableaux (I-01, I-02). *Voir les tableaux (I-01), (I-02).*

I-3-1/ Les B737 Ancienne génération :

-Tableau (I-01) ; les caractéristiques des B737 ancienne génération :

	737-100	737-200	737-300	737-400	737-500
capacité (passagers)	90-135	110-135	128-149	148-189	108-149
Cargo (volume)	18.5m ³	24.8m ³	30.2m ³	38.9m ³	23.3m ³
Longueur	28.65m	30.53m	33.40m	36.5m	31.1m
Envergure	28.35m	28.35m	28.88m	28.9m	28.5m
Hauteur	11.3m	11.3m	11.1m	11.1m	11.1m
Poids maximum au décollage	49.190kg	.	.	68.050kg	60.550kg
Vitesse de croisière	mach 0.785				
Vitesse maximum	mach 0.81				
Rayon maximal en charge	3.450km. or 1.860m	.	.	4.000m. or 2.165m	4.450km. or 2.400m
Capacité du réservoir maximal	17.860l	.	.	23.170l	23.800l
Moteurs	PWJT8D-7	.	.	CFM56-3B-2	CFM56-3B-1

I-3-2/ Les B737 Nouvelle génération :

-Tableau (I-02) ; les caractéristiques des B737 nouvelle génération :

	737-600	737-700	737-800	737-900ER
capacité (passagers)	110-132	120-149	162-189	130-215
Cargo (volume)	20.4m ³	27.3m ³	44m ³	51.7m ³
Longueur	31.2m	39.5m	39.5m	42.1m
Envergure	34.5m avec winglets 35.3m	34.3m avec winglets 35.5m	34.5m avec winglets 35.3m	34.3m avec winglets 35.5m
Hauteur	12.6m	12.5m	12.5m	12.5m
Masse maximum au décollage	56.000kg	70.080kg	79.010kg	85.350kg
Vitesse de croisière	mach 0.785	mach 0.785	mach 0.785	mach 0.785
Vitesse maximum	mach 0.81	mach 0.81	mach 0.81	mach 0.81
Rayon maximal en charge	5648m. or 3050m	6250m. or 3355m	5665m. or 3060m	5230m. or 3355m
Capacité kérosène	25.020l	26.020l	26.020l	29.560l
Moteurs	CFMI CFM56-7	CFMI CFM56-7	CFMI CFM56-7	CFMI CFM56-7

I-4/ Présentation du B737-800 :

Le Boeing 737-800 est un avion de ligne, bi-réacteur (deux moteurs de type CFM56-7b, un sous chaque aile), court ou moyen courrier, construit par la société Boeing commercial air plane company (USA).

Le premier vol de cet avion a eu lieu le 31 juillet 1997, il a été mis en service en 1998 et peut transporter jusqu'à 189 passagers. **Voir figure (I-03).**



Figure (I-03) : La cabine des passagers

a) Les caractéristiques du B737-800 :

Les caractéristiques du Boeing 737-800 sont résumées dans le *tableau (I-03)* ci-dessous. *Voir les tableaux (I-03, I-04).*

- *Tableau (I-03) ; les caractéristiques du B737-800 :*

Envergure d'aile	35.8m
Longueur	39.472m
Hauteur	12.459m
Largeur maximale de la cabine	3.56m
Masse maximale au décollage	70.530kg
Masse maximale à l'atterrissage	65.320kg
Poids à vide	41.480kg
Charge maximal utile	20.270kg
Volume de la soute	45m ³
Capacité maximale de carburant	22.137kg

b) Les performances du B737-800 :

Les performances du Boeing 737-800 sont résumées dans le *tableau (I-04)* ci-dessous.

- *Tableau (I-04) ; les performances du B737-800 :*

Maximum poussé	2x24.000lb
Vitesse de décollage	290km/h
Vitesse d'atterrissage	205-283km/h
Vitesse de croisière moyenne	848km/h
Vitesse de croisière maximale	880km/h
Altitude maximum de croisière	12.497m
Consommation	2.600kg/h (2 950 l/h)
Distance franchissable (portée)	5 420 Km
Distance de décollage	2 800 m

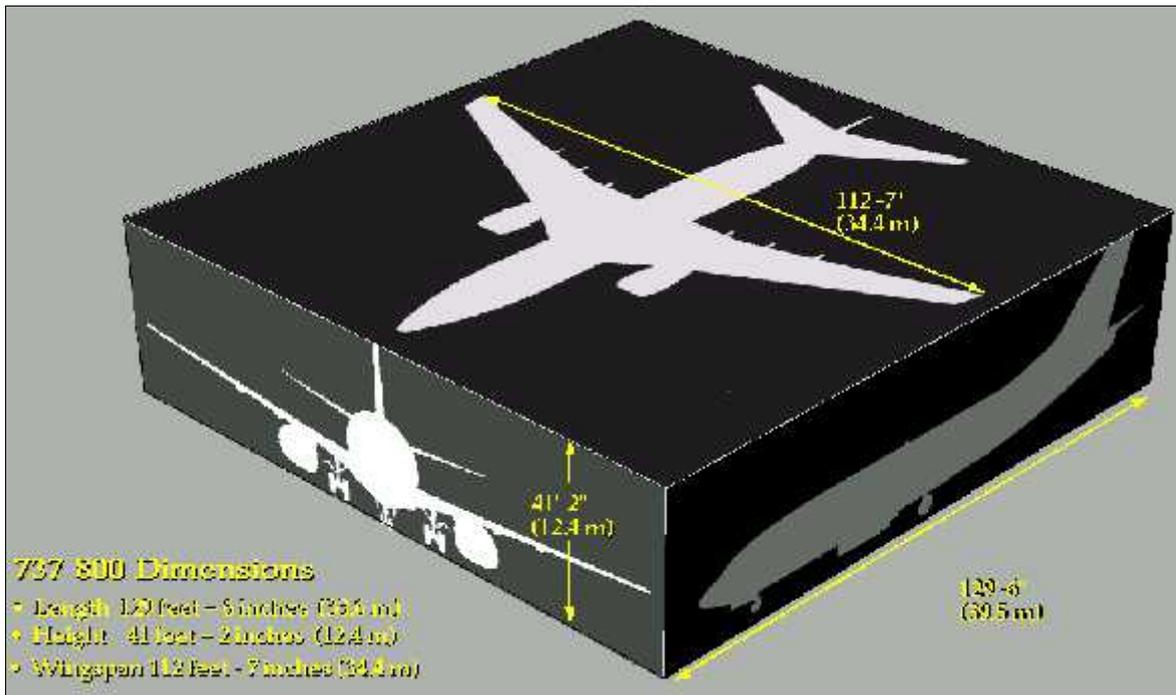


Figure (I-04) : Les dimensions du B737-800

c) Motorisation du B737-800 :

Le B737-800 est motorisé par deux turbofans (CFM56-7B 24-27), *voir figure (I-05)*. Le CFM56-7B est un turbo fan, double corps à flux axial à haut taux de dilution, court et léger et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Il délivre une poussée à l'avion et assure la puissance des circuits de bord. *Voir figure (I-06)*. Ses caractéristiques sont inscrites dans le tableau (I-05) ; *voir tableau (I-05)*.

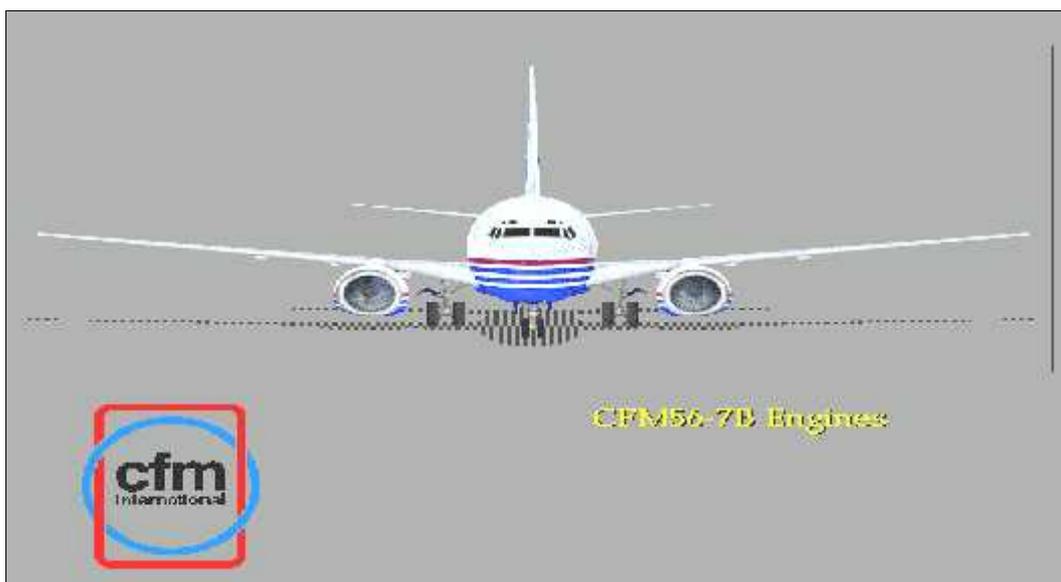


Figure (I-05) : Motorisation du B737-800

- Tableau (I-05) ; caractéristiques et performances du moteur CFM56-7B 24 :

Poussée	24000 lb
Diamètre du fan	1.55 m
Poids du moteur a vide	2358 kg
Masse de la nacelle avec moteur	3300 kg
Longueur	2.629 m
Taux de compression	32
Taux de dilution	5.3
Mach	0.8
Débit d'air au décollage	385 kg/h
N1 max	(104%) 5380tr/mn
N2 max	(105%) 15183tr/mn
Vitesse moyenne d'éjection des gaz (décollage)	295m/s
Consommation spécifique	0.59 kg/h/n
Générateur électrique	90 kva
EGT max	950 c°

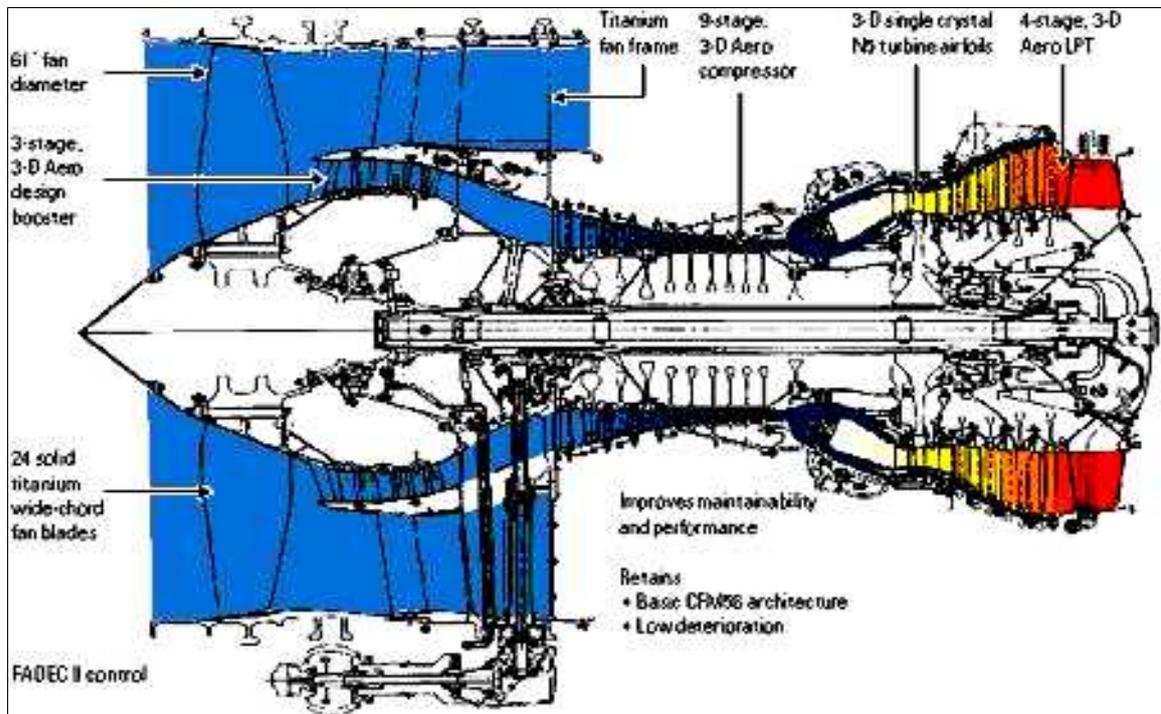


Figure (I-06) : Vue en coupe du moteur CFM56-7B

I-5/ Les principaux accidents de Boeing 737 depuis l'an 2000 :

- **6 mars 2003** Un Boeing 737-200 d'**Air Algérie** s'écrase à **Tamanrasset**, faisant 102 morts dont plusieurs Français, et 1 survivant.
- **8 juillet 2003** Un Boeing 737-200 de **Sudan Airways** s'écrase dans un vol intérieur. On ne retrouve qu'un seul survivant parmi les 117 passagers.
- **3 janvier 2004** Le 737-300 de la compagnie charter égyptienne **Flash Airlines** s'enfonce dans la **Mer Rouge** peu après son décollage de **Charm el-Cheikh**. 148 personnes, en grande majorité des touristes français, meurent dans l'accident.
- **3 février 2005** Un 737-200 d'une compagnie privée afghane s'écrase dans la région de **Kaboul**, tuant ses 104 occupants.
- **14 août 2005** Le **Vol Helios Airways 522** de la compagnie **chypriote Helios Airways**, s'est écrasé avec 115 passagers à son bord, dont 48 enfants et 6 membres d'équipage. En provenance de **Larnaca (Chypre)** et à destination de **Brno (République tchèque)**, l'appareil s'est crashé sur une zone non habitée à **Varnava**, à 40 kilomètres d'**Athènes** en **Grèce**. Il n'y a aucun survivant. **20 octobre 2005** : Il se confirmerait qu'à la suite d'une intervention technique, la vanne de **pressurisation** est restée en position manuelle, donc ouverte. Durant la montée (dépressurisée), l'équipage n'aurait pas clairement identifié l'alarme « cabin altitude » en la confondant avec l'alarme de configuration décollage (dont ils n'ont pas tenu compte puisqu'ils étaient déjà en vol).
- **23 août 2005** un Boeing 737-200 de la **TANS Peru** s'écrase peu avant l'atterrissage à **Pucallpa** au **Pérou**, tuant 40 de ses 98 passagers.
- **5 septembre 2005** un 737-200 de la compagnie **indonésienne Mandala Airlines** s'écrase peu après le décollage sur une zone habitée de la ville de **Medan** dans l'île de **Sumatra**. Le bilan est lourd : 101 des 117 occupants de l'avion et 47 victimes au sol.
- **22 octobre 2005** un Boeing 737-200 de la compagnie **Bellview Airlines (Nigéria)** s'écrase trois minutes après son décollage de **Lagos**, près de **Ota**. Ce vol en direction de **Abuja** transportait 116 passagers, aucun survivant.
- **29 septembre 2006** un Boeing 737-800 de la compagnie brésilienne **Gol** disparaît des écrans radar, suite à une collision avec un **Embraer Legacy 600** (avion d'affaires à réaction, capacité de 16 personnes), durant le **vol 1907** entre **Manaus** et **Brasilia**. 155 personnes (dont 149 passagers) étaient à bord. Aucune ne survit au crash. Aucun des 7 occupants du **Legacy 600** ne fût blessé.

- **1 janvier 2007** un Boeing 737-400 disparaît lors du **vol 574 Adam Air**, 102 personnes étaient à bord de l'avion.
- **7 mars 2007** un Boeing 737-400 de la compagnie **indonésienne Garuda Indonesia** rate son atterrissage sur une des pistes de l'aéroport de **Yogyakarta**, dans **l'île de Java**. Selon la compagnie aérienne, le bilan (encore provisoire) est de 21 morts et 109 blessés sur les 140 passagers que comptait le vol. Il semblerait que la vitesse trop élevée lors de l'atterrissage soit à l'origine de l'accident.
- **5 mai 2007** un Boeing 737-800 de la compagnie **Kenya Airways** dont on avait perdu la trace après son décollage au Cameroun, s'écrase. L'appareil transportait 106 passagers et 8 membres d'équipage, en plus du pilote. Il effectuait la liaison entre Abidjan, en Côte d'Ivoire et la capitale du Kenya, Nairobi, avec escale dans la ville camerounaise de **Douala**.

II-1/ Introduction :

Le givrage est un des plus grands dangers qui se présentent à la navigation aérienne car sa formation ne peut pas toujours être prévue avec précision.

Les zones de givrage se situent près des fronts chauds (bordées de demi-cercles) comme près des fronts froids (bordés de triangles sur les cartes). Néanmoins, malgré que les cartes météorologiques indiquent l'étendue des zones de givrage et leur intensité, il arrive que les prévisions soient prises en défaut. En effet, les zones de givrage peuvent conduire à annuler un vol prévu.

Ainsi, en cas de pénétration accidentelle en conditions givrantes avec un avion non protégé, le pilote doit être prêt à adopter la bonne attitude en effectuant un demi-tour, en se déroulant ou en modifiant si possible son altitude.

En effet, en pénétrant dans un nuage, notamment en vol aux instruments, le pilote expose l'avion aux offensives parfois fulgurantes du givre. Des dépôts glacés multiformes menacent alors de recouvrir tous les bords d'attaque et les cavités exposées de l'appareil.

II-2/ La classification du givrage :

Selon la sévérité de la situation, givrage modéré ou sévère, le pilote ne dispose en général que de peu de temps pour réagir car le mécanisme de formation du givre et sa dangerosité sont liés aux propriétés physiques de l'eau en suspension rencontrée par l'avion dans un nuage ou sous une averse.

A noter que les documents météo, comme les cartes **TEMSE**, indiquent trois niveaux de sévérité :

II-2-1/ Le givrage faible ou léger :

Le taux d'accrétion de la glace est tel qu'un certain danger peut exister si le pilote n'utilise pas le système de dégivrage.

L'emploi intermittent d'un système antigivrage ou de dégivrage élimine ou empêche l'accumulation de glace. En utilisant un tel système, le pilote peut voler sans problèmes.

Nuages cumuliformes	Nuages en bancs	Pluie et bruine
température < - 40°C	température < - 30°C	Peu probable

II-2-2/ Le givrage modéré ou moyen :

Le taux d'accrétion de la glace est tel que même de courtes périodes d'exposition peuvent devenir dangereuses.

Le pilote doit alors utiliser un système antigivrage ou de dégivrage, ou changer de route.

Nuages cumuliformes	Nuages en bancs	Pluie et bruine
température de - 20°C a - 40°C	température de - 15°C a - 30°C	Peu probable

II-2-3/ Le givrage fort ou sévère :

Le taux d'accrétion de la glace est tel que les systèmes de dégivrage ou d'antigivrage ne parviennent pas à réduire le danger.

Dans ce cas, le pilote doit immédiatement changer de route ou de niveau de vol.

Nuages cumuliformes	Nuages en bancs	Pluie et bruine
température de 0°C a - 20°C	température de 0°C a - 15°C	température < ou = 0°C

Si la température de l'air s'abaisse et devient inférieure à 0°, les gouttelettes d'eau liquide que cet air contient se transforme en glace : c'est la solidification. Par contre, dans certaines conditions, les gouttelettes d'un nuage peuvent atteindre une température nettement inférieure à 0° sans changer d'état. Dans ce cas, la solidification est retardée : il y a surfusion. Toutefois, cet état de faux équilibre cesse avec le contact d'un corps étranger.

Le givrage est donc la formation plus ou moins accélérée d'un dépôt de glace opaque ou transparent adhérent à certains éléments de l'avion.

En effet, lorsqu'un avion passe dans un nuage formé de gouttelettes d'eau en surfusion, il provoque la rupture de l'état de faux équilibre. L'eau à l'état de surfusion se congèle par effet de choc et la glace ainsi produite se dépose brusquement sur certains éléments essentiels de l'avion : bords d'attaque, mâts, cordes à piano, hélice, cône d'hélice, carburateur, ailerons, empennages vertical et horizontal, antennes, pare-brise, tube de Pitot, train d'atterrissage fixe, béquille, etc...

Le risque de givrage commence lorsque la température de l'air extérieur à l'avion, lue sur un thermomètre bien exposé, est négative.

En outre, les cumulonimbus actifs sont très riches en gouttes d'eau et en particulier en gouttes d'eau surfondues. Les orages sont donc très favorables aussi à des zones de givrage entre **0** et **-25° C** et en particulier à des givrages modérés et sévères, sachant que les zones les plus favorables se situent dans un orage au stade de maturité entre **0** et **-20° C**.

L'avion en fonction des circonstances atmosphériques peut se recouvrir de givre dur, de givre mou ou de gelée blanche.

A noter qu'un début de givrage se décèle sur les objets filiformes ou de petits diamètre mais le plus sûr moyen de l'éviter consiste à étudier, avant le départ, les cartes et les renseignements météorologiques au sol et en altitude, relatifs :

- A la position des surfaces de l'isotherme **0°** et de l'isotherme **-15°** qui peut varier néanmoins si l'on traverse un front.
- Au développement possible sur le trajet de nuages d'instabilité du genre cumulus ou cumulonimbus.
- A s'assurer également par temps froid et humide, avant la mise en route, qu'aucune rosée ou gelée blanche ne s'est fixée sur certaines parties de l'avion. En effet, une formation rapide et dangereuse de givre pourrait alors se produire au décollage.

II-3/ Les conséquences du givrage :

Le givrage des appareils est un problème auquel on n'a pas encore trouvé de solution satisfaisante.

Le givrage des aéronefs est dangereux car il peut provoquer :

- Une modification du profil aérodynamique de la cellule.
- Une augmentation du poids de l'aéronef qui peut aller au-delà de la masse maximale acceptable dans la configuration du vol. **Voir figure (II-01).**
- Le blocage d'une gouverne.
- L'obstruction des prises de pression reliées à certains instruments de bord.



Figure (II-01) : Une augmentation du poids de l'avion

- Une réduction de la visibilité au travers du pare-brise qui peut aller jusqu'à l'opacification.
- L'arrêt d'un réacteur si les entrées d'air sont obstruées partiellement par du givre. *Voir figure (II-02).*
- Un décollage laborieux si l'avion est couvert de glace.
- Une difficulté à maintenir une altitude de sécurité.
- Une perte de manœuvrabilité due à la déformation, par le givre, des surfaces portantes : la vitesse de décrochage augmente, le coefficient de portance de l'empennage horizontal diminue, ce qui peut conduire à la perte du contrôle.



Figure (II-02) : L'arrêt des réacteurs

- Un accroissement des efforts aux commandes car les moments de charnière sont modifiés et parfois difficiles à compenser.
- Un risque d'injection de morceaux de glace dans les entrées d'air qui pourrait endommager le moteur.
- Une perte de la radio ou des moyens de radionavigation due au givrage des antennes.
- Des obstructions diverses au niveau des prises de pression, des prises d'air, des mises à l'air libre des réservoirs.

Les pires conditions de givrage se produisent lorsqu'un appareil, dont la température de la cellule est au point de congélation ou légèrement en dessous, vole dans des nuages dont le contenu en eau est élevé, et qui contient de grosses gouttelettes surfondues. On retrouve normalement ces conditions dans des nuages de type cumulus, tel le cumulonimbus, ou bien dans la base des nuages en nappe. Plus la base du nuage est élevée et juste sous le point de congélation, plus la quantité de gouttelettes surfondues est grande.

De plus, l'importance du givrage dépend de la durée du vol dans une zone de givrage et du type d'appareil. Les appareils ayant des ailes minces sont plus friands de givrage que ceux ayant des ailes plus épaisses. *Voir figure (II-03).*

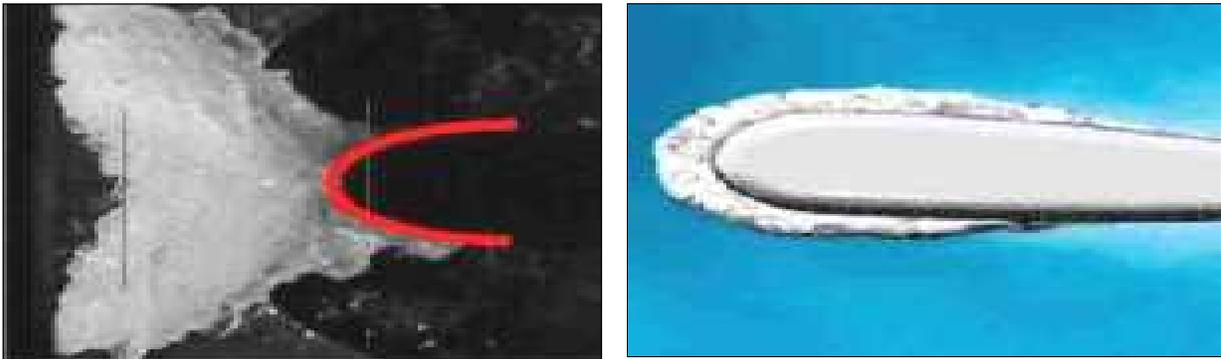


Figure (II-03) : Modification du profil aérodynamique de l'aile

L'importance du givrage dépend de la température de l'air, de la température de la cellule et de la quantité d'eau interceptée en vol, à la fois fonction de la grosseur des gouttelettes surfondues et de la vitesse de croisière.

II-4/ Types de givrage :

Il y a plusieurs types de givrage, puisqu'il y a plusieurs façons de le produire, généralement on classe les différents types de givrage (icing) en 4 (quatre) catégories :

II-4-1/ La gelée blanche :

Ce terme est utilisé pour désigner une formation cristalline blanche en forme de plumes qui se dépose sur les objets, suite au gel de la vapeur d'eau contenu dans l'air. Elle peut couvrir toute la surface de l'appareil.

Elle est due au phénomène de solidification : lorsque l'avion passe d'une masse d'air à 0° à une atmosphère chaude et humide, la vapeur d'eau peut congeler. Ce type de givrage peut se produire lorsque l'avion reste au sol en hiver : il faut retirer tout dépôt de glace avant le départ. *Voir figure (II-04).*



Figure (II-04) : Liquide appliqué à la surface de l'appareil au sol

II-4-2/ Rosée blanche :

Un dépôt légèrement différent de la gelée blanche peut couvrir un appareil garé à l'extérieur par une nuit où la température est juste au dessous du point de congélation. Lorsque l'appareil refroidit, il peut se couvrir de rosée qui gèle et forme un dépôt glacé. Son apparence la distingue de la gelée blanche qui résulte de la sublimation, en ce qu'elle est opaque et présente des reflets cristallins. *Voir figure (II-05).*



Figure (II-05) : La rosée blanche

II-4-3/ Givre blanc :

Le givre blanc désigne un type de glace opaque, blanchâtre, d'aspect cristallin, raboteux et granuleux, qui ressemble souvent à de la neige en croûte. Il s'accumule sur les bords d'attaque, les pare-brise, les pales d'hélices, les antennes, les prises statiques et tout autre orifice ou saillie. *Voir figure (II-06).*
Normalement, le givre blanc ne s'étale pas sur les ailes.



Figure (II-06) : Le givre blanc

II-4-4/ Givre transparent ou clair (verglas):

Ce terme désigne un type de glace claire, vitreuse et dure qui s'étale souvent irrégulièrement sur les surfaces des ailes, les pales d'hélice, les antennes, le pare-brise, les verrières et autres protubérances, et qui bouche les prises statiques, les tubes de Pitot, etc. Il est difficile à briser ou à déloger.
S'il s'accumule, il peut constituer une formation émoussée le long du bord d'attaque et annuler les qualités aérodynamiques de l'aile.

II-5/ Définitions et solutions :

Pour y remédier, des systèmes de protections de dégivrage ou d'anti-givrage installés sur les surfaces exposées sont activés par le pilote lorsque l'avion pénètre dans un nuage givrant.

- **Eau surfondue** : eau à l'état liquide et à température négative. Compte tenu de leur faible dimension (**de 10 à 40 μm**) les gouttes d'eau présentes dans les nuages restent liquides jusqu'à des températures atteignant **-30°C**.
- **Dégivrage** : (traitement curatif) ; procédé de protection contre le givre caractérisé par un fonctionnement cyclique autorisant un léger dépôt de glace. Le dégivrage peut être assuré par :

- **Des procédés pneumatiques** : ces procédés comprennent, d'une part, les dégivrateurs pneumatiques en élastomère et d'autre part, l'ensemble des valves, qui permettent la

régulation et l'alimentation en air ainsi que le contrôleur qui gère le fonctionnement réel du système (cycles, centralisation des informations, ...)

Ces procédés permettent de garantir une protection efficace des ailes, de l'empennage et éventuellement des entrées d'air, en cas de vol dans des conditions givrantes.

Lorsque la glace s'accumule sur la voilure, les dégivreurs sont gonflés et dégonflés de façon cyclique, afin de la casser et de l'expulser. La fréquence de dégivrage (cycle court ou long) est fonction des conditions rencontrées ainsi que de l'application proprement dite (type de profil, vitesse d'avion, altitude, ...)

Généralement, les dégivreurs commercialisés se présentent sous forme de « tapis » qui seront installés sur les zones où la glace vient de déposer et s'accumuler. Ces dégivreurs sont composés de chambres qui se gonflent par impulsion d'air comprimé. Le gonflement cyclique de ces chambres a pour effet de briser et d'éjecter la glace accumulée pendant le vol.

- **Des procédés thermiques** : des résistances électriques équipent les bords d'attaque des pales des hélicoptères et certaines entrées d'air (chauffage continu à puissance minimum permettant d'éviter l'accumulation de glace).

Ils s'agissent d'une résistance chauffante noyée dans une matrice élastomère qui est directement collée sur la surface à protéger.

- **Anti-givrage** : (traitement préventif) ; procédé de protection caractérisé par un fonctionnement permanent interdisant tout dépôt de glace. L'anti-givrage est généralement assuré par de l'air chaud prélevé sur les premiers étages des turbines et qui circule à l'intérieur des ailes au niveau des bords d'attaque.

III-1/ Généralités :

Le système de protection contre le givre et la pluie évite la formation de la glace de ces areas d'avion:

- Les bords d'attaque d'aile (**wing leading edges**)
- Les capots entrées d'air moteur (**engine inlet cowls**)
- Les sondes de Pitot (**air data probes**)
- Les fenêtres de compartiment de vol (**flight compartment Windows**)
- Le système de drainage de l'eau et l'eau usée (**water and waste system lines and drains**) voir *figure (III-01)*.

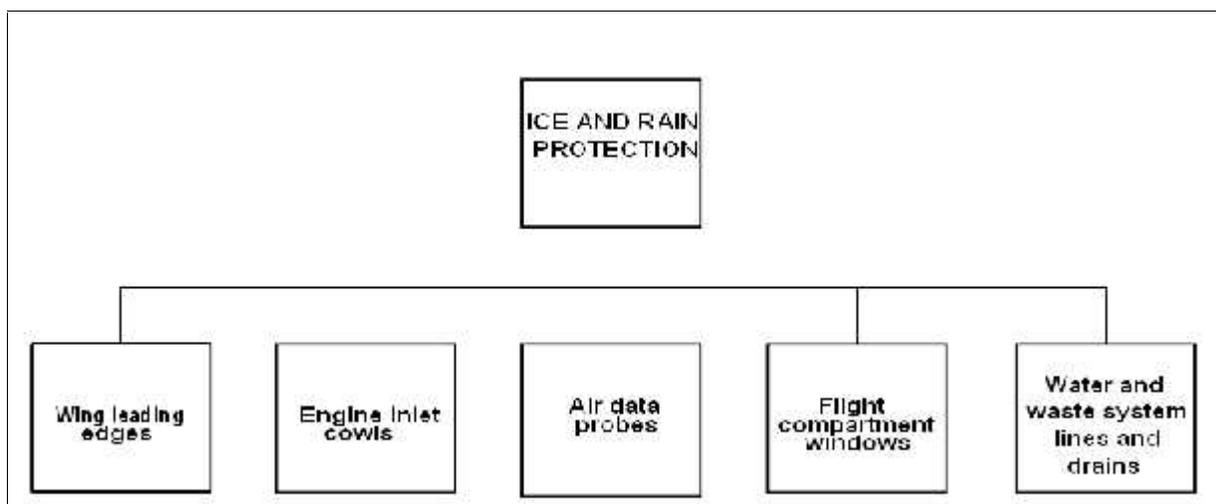


Figure (III-01) : Le système de protection contre le givre et la pluie

III-2/ Description générale du système :

a) Systèmes thermiques d'antigivre du capot d'entrée d'air moteur et d'aile

L'antigivre thermique d'aile et les systèmes thermiques d'antigivre du capot d'entrée d'air moteur utilisent l'air chaud de soutirage pour empêcher la glace.

b) Les sondes de Pitot

Les sondes de Pitot utilisent la chaleur électrique pour empêcher la glace sur les tubes de Pitot.

c) Les fenêtres de compartiment de vol (les pare-brises)

Les fenêtres de poste de pilotage utilisent la chaleur électrique pour assurer ces fonctions:

- Empêchez la formation du givre sur les fenêtres
- Empêchez le brouillard sur les fenêtres
- Améliorent la résistance aux chocs des fenêtres

Les fenêtres utilisent ces dispositifs pour améliorer la vision en cas de pluie:

- Les essuie-glaces
- Les hydrophobes (répulsif de pluie)

d) Canalisations d'eau et drains du système

Les canalisations d'eau et les drains du système utilisent la chaleur électrique pour empêcher la glace. *Voir figure (III-02).*

e) Les systèmes de commande

Les commandes et les indications des systèmes de protection contre le givre et la pluie sont installés sur le panneau supérieur avant (**P5**) au cockpit.

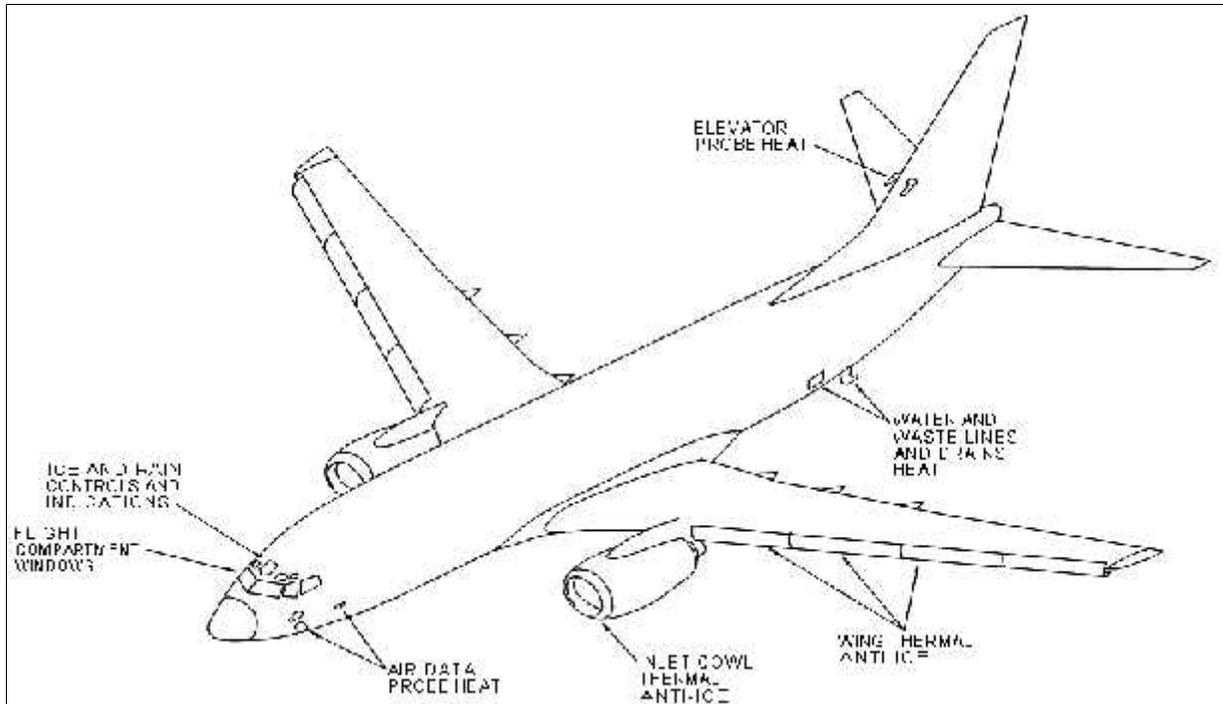


Figure (III-02) : Localisation des éléments du système

III-3/ Le système thermique d'antigivre d'aile (WTAI) :

Le système thermique d'antigivre d'aile (**WTAI**) est très efficace car il est normalement employé comme un système de dégivrage en vol sur les NGs pour éviter la formation de glace sur le bord d'attaque de l'aile, il devrait être employé sans interruption au sol dans des conditions de givrage. *Voir figure (III-03).*



Figure (III-03) : Système antigivre d'aile

III-3-1/ Le prélèvement d'air de soutirage du système :

Le système thermique d'antigivre d'aile (**WTAI**) utilise un prélèvement d'air chaud du système pneumatique pour chauffer les trois bords de bord d'attaque intérieure de l'aile. L'air de soutirage est des 9èmes et 5èmes étages de la section haute pression du compresseur du moteur (**HPC**). Au démarrage moteur, la valve haute pression règle l'air de soutirage de la 9ème étage, car la pression de la 9ème étage est plus que de la 5ème étage, dans ce cas, la valve de la 5ème étage est fermée. Le déclencheur d'équilibre sur la valve haute pression modulé la valve pour limiter la pression de décharge à un maximum de 34 PSI. Quand l'avion est décollé, la pression de la 9ème étage augmente, elle force le clapet anti-retour de la 5ème étage pour ouvrir et remplit les pressions de la conduite inter-étages au-dessus de 34 PSI, maintenant, la 5ème étage du compresseur haute pression est la source d'air de soutirage moteur. *Voir figure (III-04).*

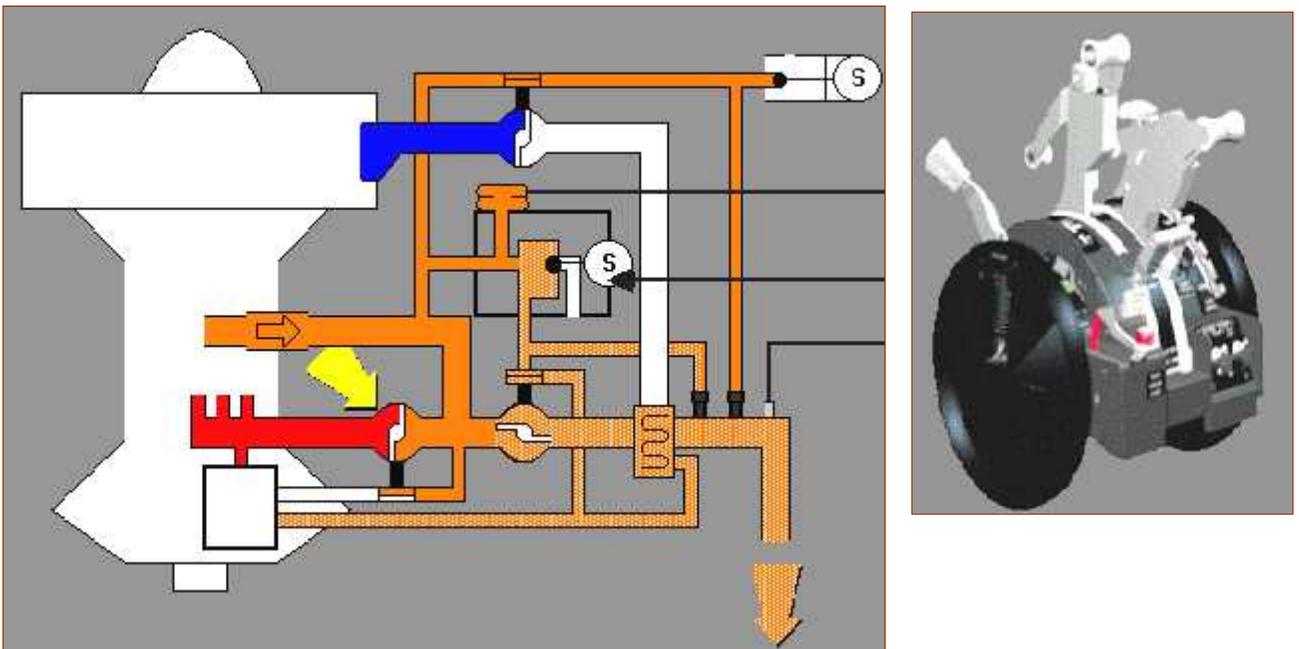


Figure (III-04) : Le prélèvement d'air du système

Un commutateur est installé sur le panneau supérieur (**P5**) fait commander l'opération du système de (**WTAI**), ce dernier peut fonctionner en vol ou au sol. Quand le système est allumé, les valves s'ouvrent et l'air chaud des conduites pneumatiques va circuler vers les trois tubes des bords d'attaque de chaque aile.

Les commutateurs de commande ferment les valves du système quand vous avancez la manette des gaz, et dans le cas contraire, les valves s'ouvrent. Ceci conserve la poussée du moteur pour le décollage. Cette protection de conservation de poussée fonctionne seulement quand l'avion est au sol. *Voir les figures (III-05, III-06).*

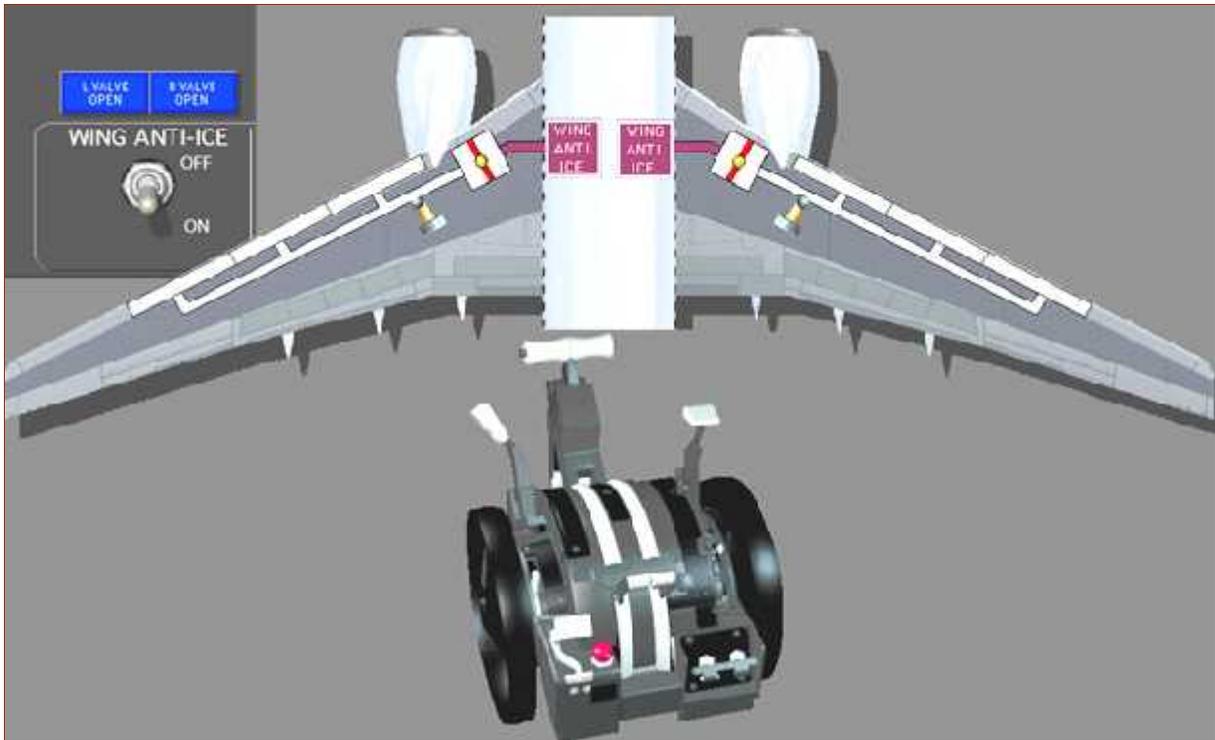


Figure (III-05) : La fermeture des valves du système

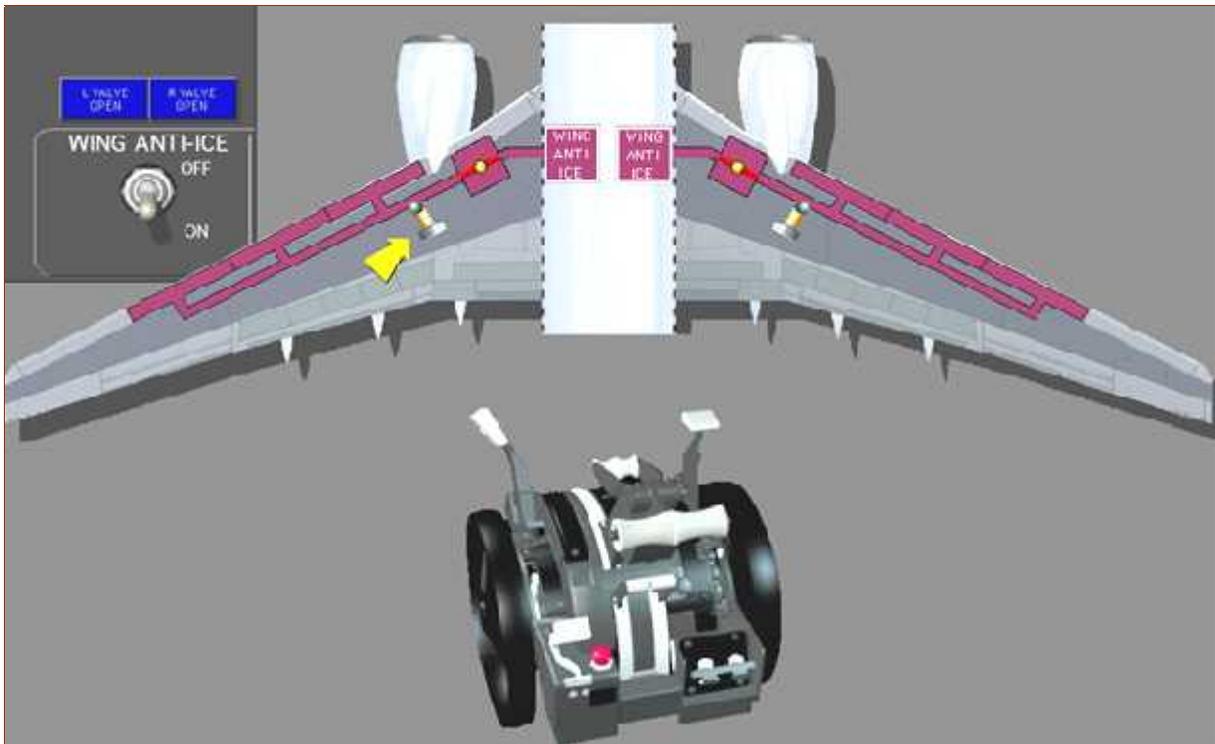


Figure (III-06) : L'ouverture des valves du système

NOTE : Il n'y a aucune pénalité de soutirage pour cette reconfiguration jusqu'à ce que le système thermique soit employé réellement sur le NG.

III-3-2/ Localisation des éléments du système antigivre d'aile :

1) Compartiment de vol

La boîte de commande d'antigivre du moteur et d'aile est située sur le panneau supérieur avant (P5) au cockpit.

2) Compartiment d'équipement avant

Il y a deux commutateurs de commande d'antigivre. Ils sont situés sur les switchpacks d'automanette. Les switchpacks sont installés dans le compartiment d'équipement avant.

3) Moteur

Il y a deux valves de solénoïde du système (WTAI). Elles sont situées sur le dessus de la caisse du compresseur du moteur.

4) Les bords d'attaque de l'aile

Il y a deux robinets d'isolement du système. Ils sont situés dans les bords d'attaques de l'aile, à l'extérieur de chaque contrefiche du moteur. De plus, il y a deux commutateurs thermiques de surchauffe au sol du système. Ils sont installés sur la conduite de (WTAI) dans les bords d'attaques de l'aile en aval des valves du système de (WTAI). Les conduites d'approvisionnement du système sont installées sur les longerons avant de l'aile.

Il y a six conduites télescopiques du système. Ils sont situés dans les bords d'attaques de l'aile. Il y a six tubes de jet (WTAI spray tubes). Ils sont situés dans les trois bords ailerons intérieurs de chaque aile. *Voir figure (III-07).*

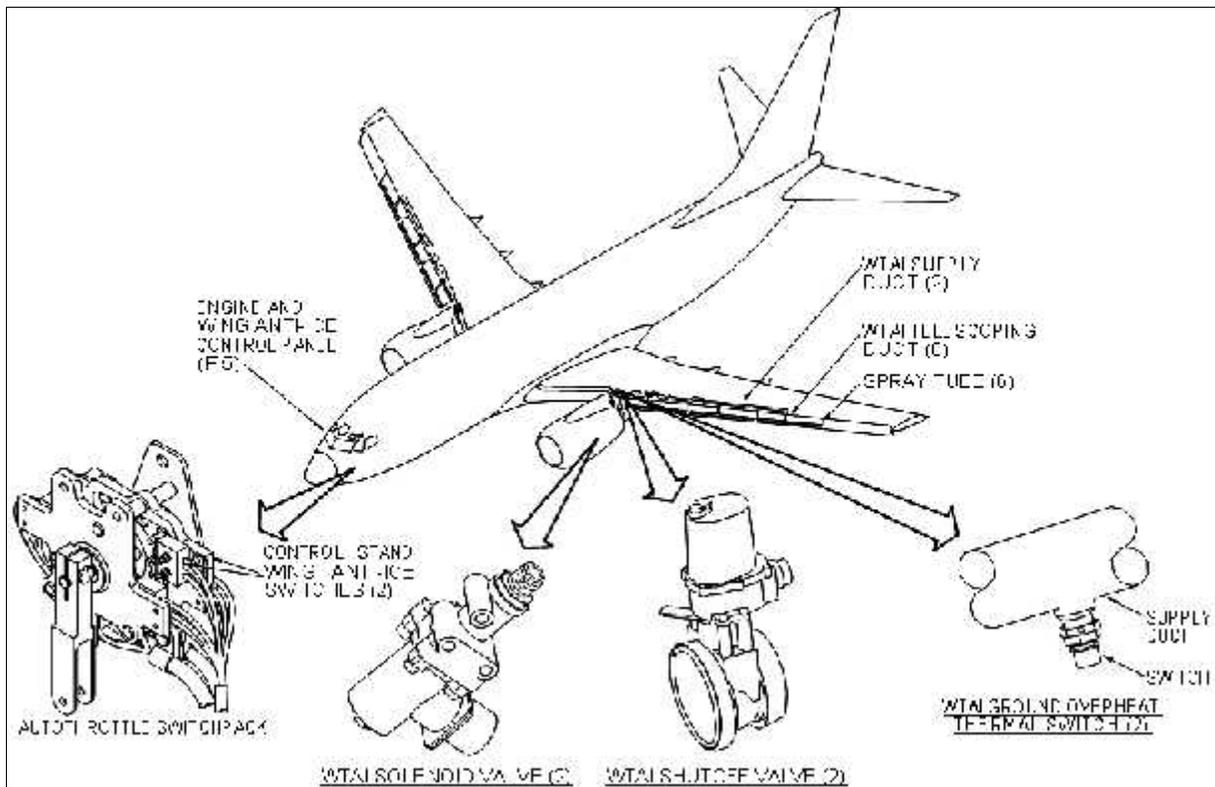


Figure (III-07) : Localisation des éléments du système d'antigivre d'aile

III-3-3/ Le panneau d'antigivre de l'aile :

Le panneau d'antigivre assure les fonctions suivantes:

- Donne l'interface à l'équipage de vol avec les systèmes d'anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur et de l'aile
- La commande et l'indication du système anti-givrage d'aile
- La commande et l'indication des systèmes d'anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur

a) Localisation :

Le panneau est situé sur la boîte supérieur avant (**P5**) au cockpit.
 Voir figure (III-08).

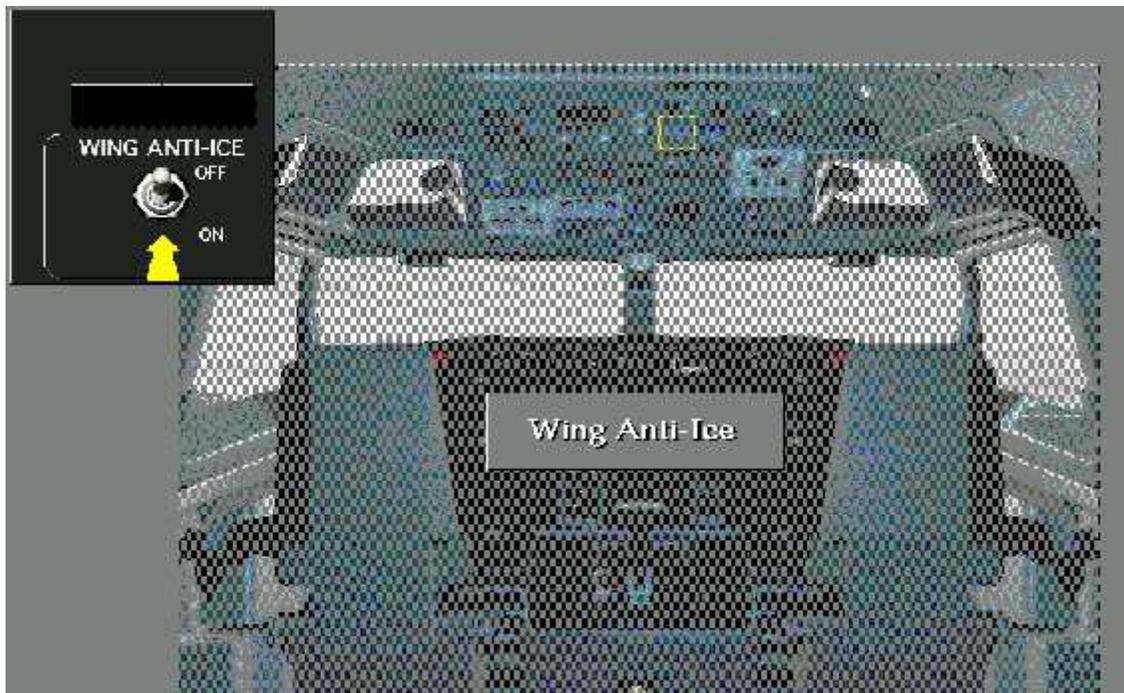


Figure (III-08) : Panneau d'antigivre d'aile (P5)

b) Description générale :

La valve d'antigivre d'aile est ouverte quand le commutateur de fourmi-glace d'aile est dans la position 'ON'. La lumière bleue (**VALVE OPEN**) surveille les positions de valve et de commutateur. Ce sont les indications légères:

- La lumière est '**OFF**' - le commutateur est dans la position '**OFF**' et la valve est fermée.
- La lumière est faible brillance (**DIM**) - le commutateur est dans la position '**ON**' et la valve est ouverte.
- La lumière est forte brillance (**Bright**) - la position de commutateur et la position de valve est en désaccord ou la valve est en transit.

III-3-4/ Le robinet d'isolement thermique d'anti-givrage d'aile :

Les robinets d'isolement thermiques d'antigivre d'aile commandent la circulation d'air de la tubulure pneumatique aux conduites d'approvisionnement d'antigivre.

a) Localisation :

Il y a une valve en chaque bord d'attaque d'aile, à l'extérieur de la contrefiche du moteur. *Voir figure (III-09).*

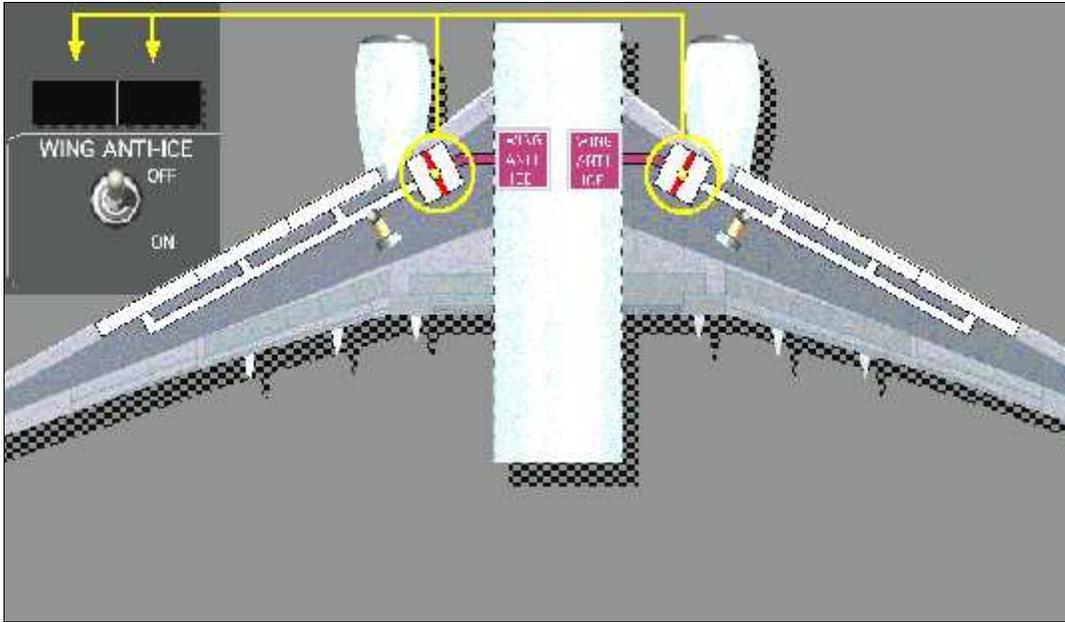


Figure (III-09) : Les valves de bord d'attaque de l'aile

b) Technologie du robinet :

Le robinet est une valve à papillon motrice. Il porte un levier de priorité manuelle et d'indication de position. Les valves utilisent l'alimentation de **115 VAC**. Deux brides de (**V-bride**) relie la valve avec la conduite. *Voir figure (III-10).*

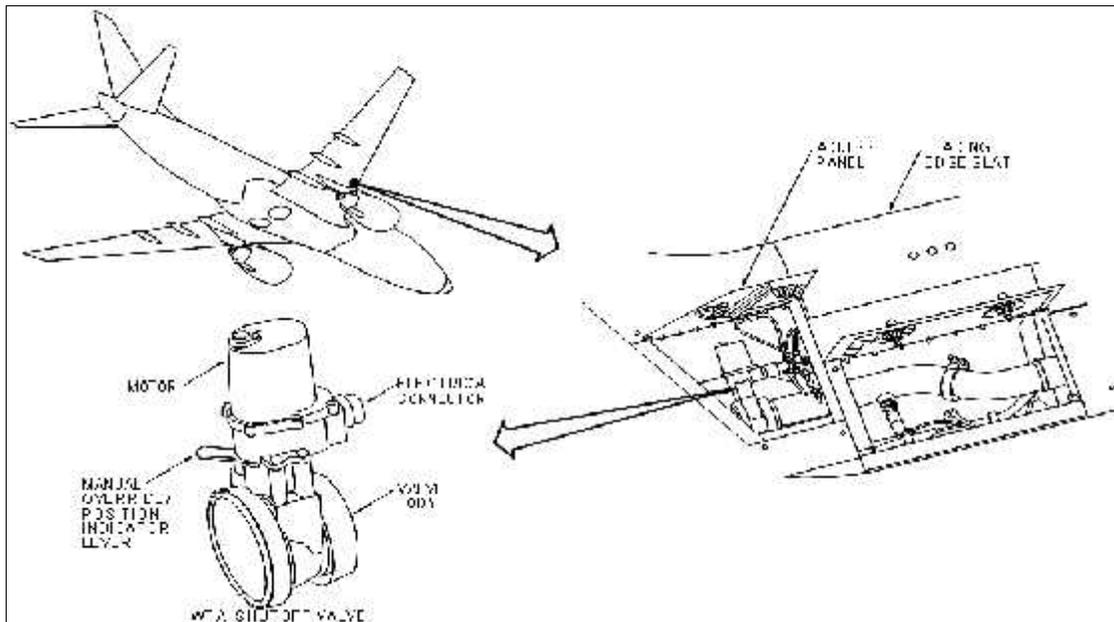


Figure (III-10) : Le robinet d'isolement thermique d'anti-givrage d'aile

III-3-5/ Le commutateur thermique de surchauffe au sol:

Le commutateur thermique de surchauffe au sol protège les bords d'attaque d'aile contre les dommages de surchauffe. Cette protection fonctionne seulement quand l'avion est au sol et que le système d'antigivre thermique de l'aile est allumé.

a) Localisation :

Il y a deux commutateurs thermiques de surchauffe au sol. Ils sont situés dans les conduites d'approvisionnement, en aval des robinets d'isolement du système. *Voir figure (III-11).*

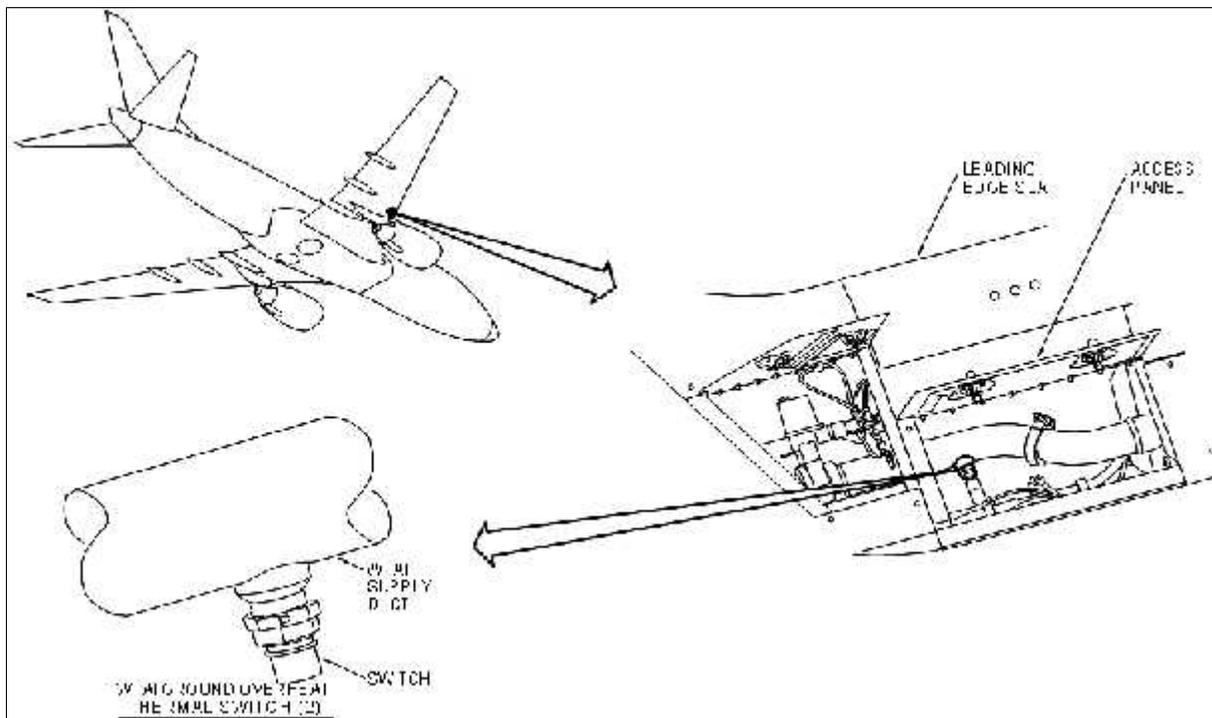


Figure (III-11) : Le commutateur thermique de surchauffe au sol

b) Fonctionnement :

Les commutateurs utilisés sont bimétalliques. La dilatation thermique ferme le commutateur quand la température est **257F (125 °C)** afin d'éviter une déformation des revêtements.

Quand le commutateur se ferme, un signal discret au sol est envoyé au panneau de commande d'antigivre du moteur et d'aile (**P5- 11**).

Les deux robinets d'isolement du système se ferment en réponse à l'un ou l'autre commutateur thermique.

III-3-6/ La conduite télescopique d'anti-givrage d'aile: (WAI telescoping duct)

La conduite télescopique d'anti-givrage d'aile fournit l'air chaud aux tubes de jet dans le bord d'attaque de l'aile pour éviter la formation de la glace.

a) Localisation :

L'anti-givrage d'aile équipe six conduites télescopiques. Elles sont situées dans les bords d'attaques de l'aile entre la conduite d'approvisionnement thermique et les trois bords intérieurs de chaque aile. *Voir figur (III-12).*

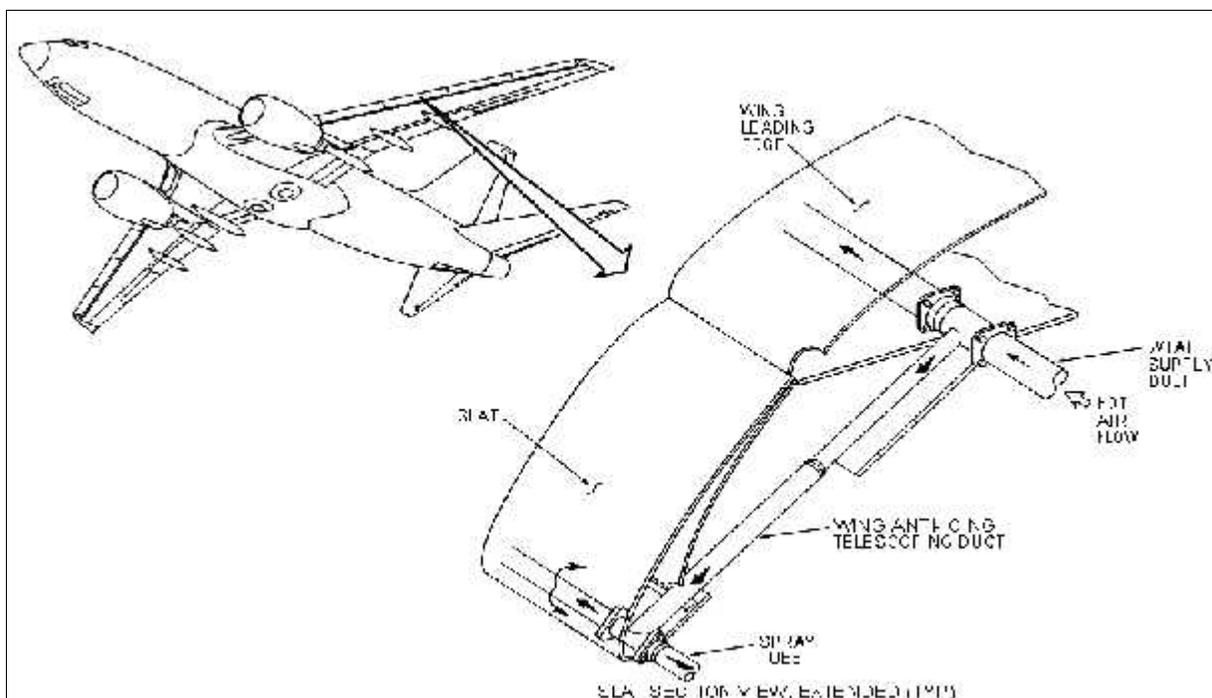


Figure (III-12): Localisation de la conduite télescopique

b) Description et technologie :

Chaque aile utilise trois conduites télescopiques. Ces derniers portent des sections interne et externe. Les sections internes et externes glissent l'un sur l'autre pendant la prolongation et la rétraction du bec bord d'attaque.

Le tube intérieur est en (**téflon**) pour donner une rigidité à la conduite quand les deux sections glissent l'un sur l'autre.

c) **Fonctionnement :**

Les conduites télescopiques laissent l'air chaud de soutirage circuler vers les tubes de jet de bec bord d'attaque. L'air circule dans la cavité et chauffe le bord d'attaque pour empêcher le givre.

III-3-7/ Les commutateurs de commande d'antigivre d'aile :

Les deux commutateurs de commande donnent la position de la manette des gaz au panneau de commande d'antigivre moteur et d'aile (**P5-11**).

a) **Localisation :**

Il y a deux commutateurs de commande d'antigivre d'aile. Un commutateur est installé sur chacun des deux switchpacks d'automanette. *Voir figure (III-13).*

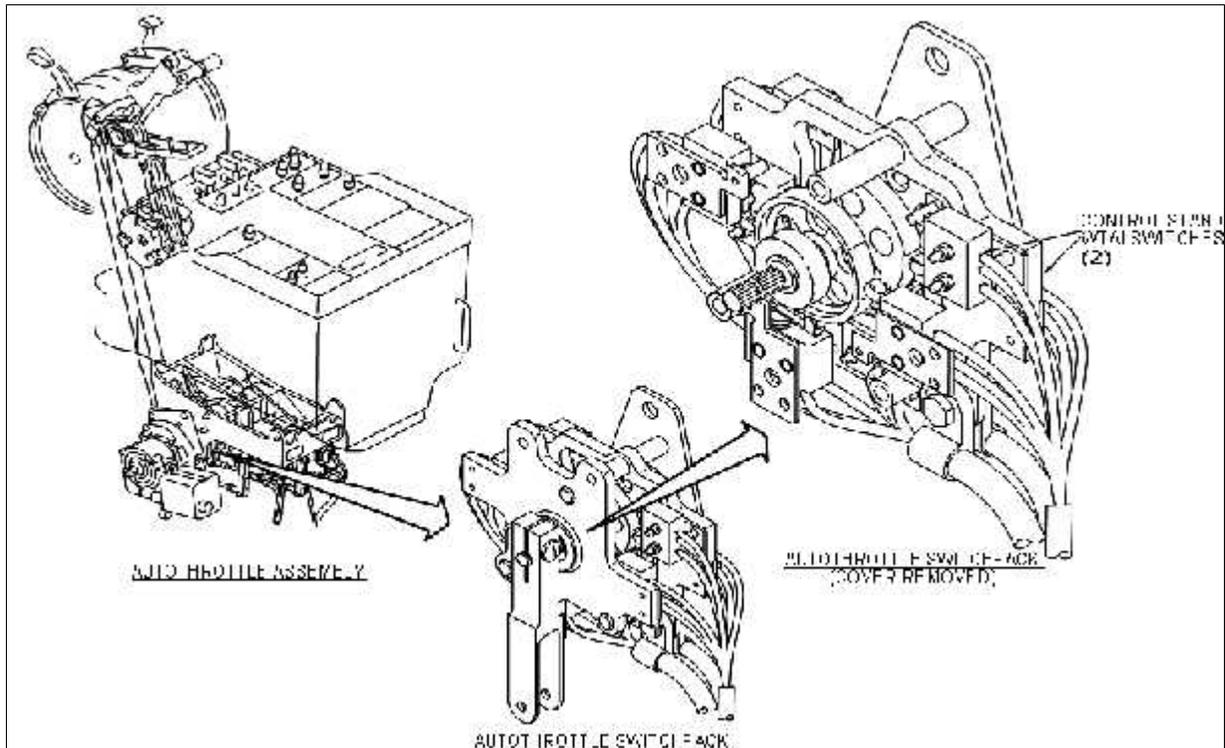


Figure (III-13) : Les commutateurs de commande d'antigivre d'aile

b) **Fonctionnement :**

Quand vous avancez la manette des gaz (approximativement **60** degrés), les commutateurs se ferment et envoient les données au panneau de commande. Ce dernier ferme les deux vannes d'arrêt du système même les commandes qui sont sur la position

ouverte. La commande permet cette protection seulement quand l'avion est au sol. Ceci conserve la puissance du moteur pour le décollage.

III-3-8/ La valve de solénoïde :

La valve de solénoïde thermique d'antigivre d'aile soutire la pression de vérin de la soupape de commande de pré-réfrigérateur (precooler). La valve de solénoïde fonctionne seulement quand le système d'anti-givrage d'aile est utilisé au sol.

a) Localisation :

Il y a deux valves de solénoïde du système. Une valve située sur chaque moteur. L'accès est en ouvrant le capot d'inverseur de poussée. *Voir figure (III-14).*

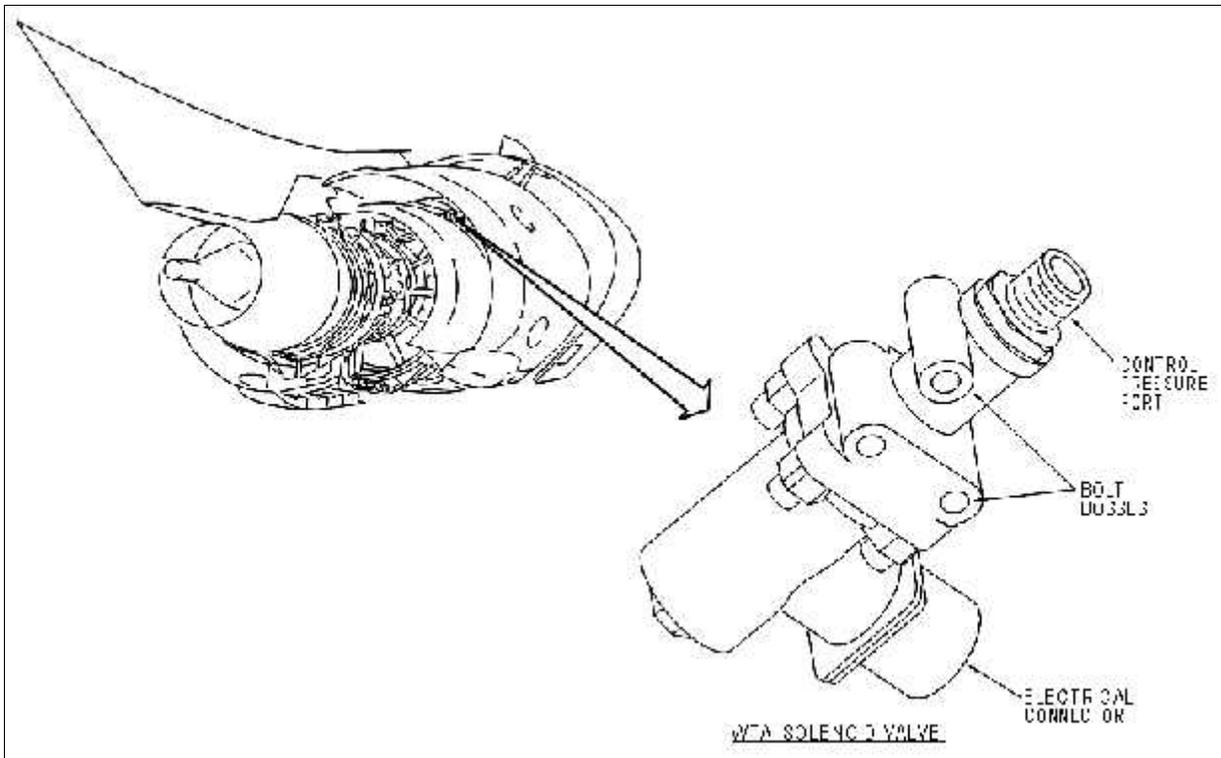


Figure (III-14) : Localisation de la valve de solénoïde

b) Description et technologie de la valve de solénoïde :

La valve de solénoïde qui est normalement fermée de type (**popet valve**). Elle active dans la position d'ouverture en utilisant l'énergie électrique de **28 VDC**.

c) Fonctionnement :

Quand l'antigivre thermique d'aile est utilisé au sol, la boîte de commande d'antigivre moteur et d'aile (**P5-11**) active la valve de solénoïde, et aussi allume la valve de pré-réfrigérateur (precooler) entièrement.

La valve de pré-réfrigérateur en position grande ouverte donne le maximum d'air de soutirage moteur. Ceci protège les bords d'attaque contre des dommages de surchauffe. Pendant le vol, il y a un grand flux d'air au-dessus de l'aile, Ce flux d'air a un grand effet de refroidissement sur les bords d'attaques. La chaleur thermique dégagée du système anti-givrage d'aile est assez grande pour surmonter cet effet de refroidissement.

Quand le système anti-givrage thermique d'aile est utilisé au sol, il y a un flux d'air de refroidissement très petit au-dessus de l'aile. En ces conditions, la chaleur dégagée du système anti-givrage d'aile peut surchauffer les bords d'attaque de l'aile. Ceci peut endommager le traitement thermique des dispositifs de bord d'attaque. Pour empêcher les dommages de surchauffe, l'air de soutirage moteur est donné en maximum se refroidissant pendant les fonctionnements au sol.

La sonde de commande de la valve pré-réfrigérateur est un thermostat de type bleed-off. La sonde répond à la température de l'air de soutirage dans la conduite en aval de pré-réfrigérateur. La réponse de la sonde est progressive. Elle commence à s'ouvrir à 390F et est entièrement ouverte à 440F. La force du ressort de la valve déplace alors la valve pour s'ouvrir. *Voir figure (III-15).*

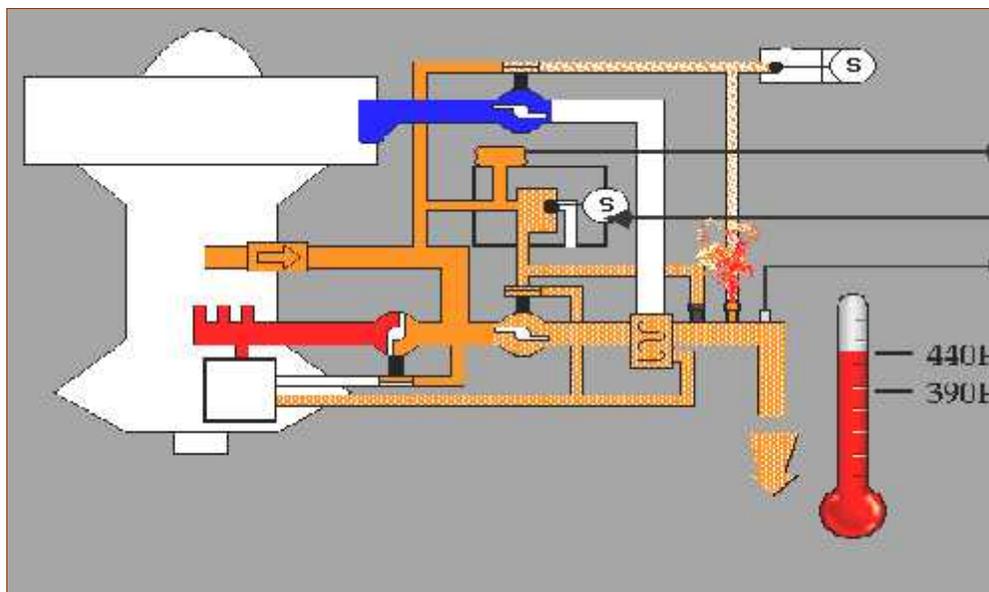


Figure (III-15) : L'ouverture de la valve de pré-réfrigérateur

III-3-9/ Description fonctionnelle :

Le système thermique de l'antigivre d'aile (**WTAI**) utilise l'alimentation de **115 VAC** pour actionner les vannes d'arrêt de (**WTAI**) et **28 VDC** pour la commande et l'indication de ce système qui opère au sol et en vol.

Le relais (**K1**) relie la puissance pour actionner les vannes d'arrêt du système. Quand le relais est activé, il envoie un courant de **115 VAC** pour ouvrir les vannes d'arrêt et quand le relais est désactivé, il envoie le même courant pour fermer les vannes d'arrêt du système.

a) Fonctionnements au sol :

Quand l'avion est au sol, le relais (**K1**) est activé pour ouvrir les vannes d'arrêt à partir de ces conditions:

- Le commutateur (**WING ANTI-ICE**) sur le panneau (**P5-11**) est dans la position '**ON**'.
- Aucune surchauffes (les commutateurs thermiques de surchauffe au sol d'anti-givrage d'aile).
- Aucun levier de poussée du moteur n'est avancé (les commutateurs de commande d'antigivre d'aile).

b) Décollage :

Quand les leviers de poussée sont $> 60^\circ$ **TRA**, les valves de (**WTAI**) se ferment. Ceci diminue les charges de soutirage du moteur et conserve la poussée pour la monter (climb).

Le commutateur (**WING ANTI-ICE**) est un disjoncteur (circuit breaker). La résistance dans le circuit (**K1**) maintient le courant dans le commutateur au-dessous de son seuil de rendre.

Pendant le décollage, un circuit logique dans le panneau de commande donne une résistance faible au commutateur au sol. Ceci cause une surintensité dans le commutateur et rend le commutateur à la position '**OFF**'. Le pilote doit sélectionner le (**WTAI**) après le décollage s'il est nécessaire.

c) Fonctionnement en vol :

Quand l'avion est en vol, le relais (**K1**) est activé pour ouvrir les vannes d'arrêt du système quand le commutateur d'antigivre d'aile est dans la position '**ON**'.

d) Indication :

C'est le panneau logique de commande qui contrôle l'obscurcissant de diode des lumières bleue (VALVE OPEN):

- La lumière est 'OFF' - le commutateur est dans la position 'OFF' et la valve est fermée.
- La lumière est faible brillance (DIM) - le commutateur est dans la position 'ON' et la valve est ouverte.
- La lumière est forte brillance (Bright) - la position de commutateur et la position de valve n'est pas identique ou la valve est en transit.

Ces indications contrôlent les fonctions de brillance fortes et faibles des lumières (VALVE OPEN) sur le panneau d'antigivre: *Voir figure (III-16).*

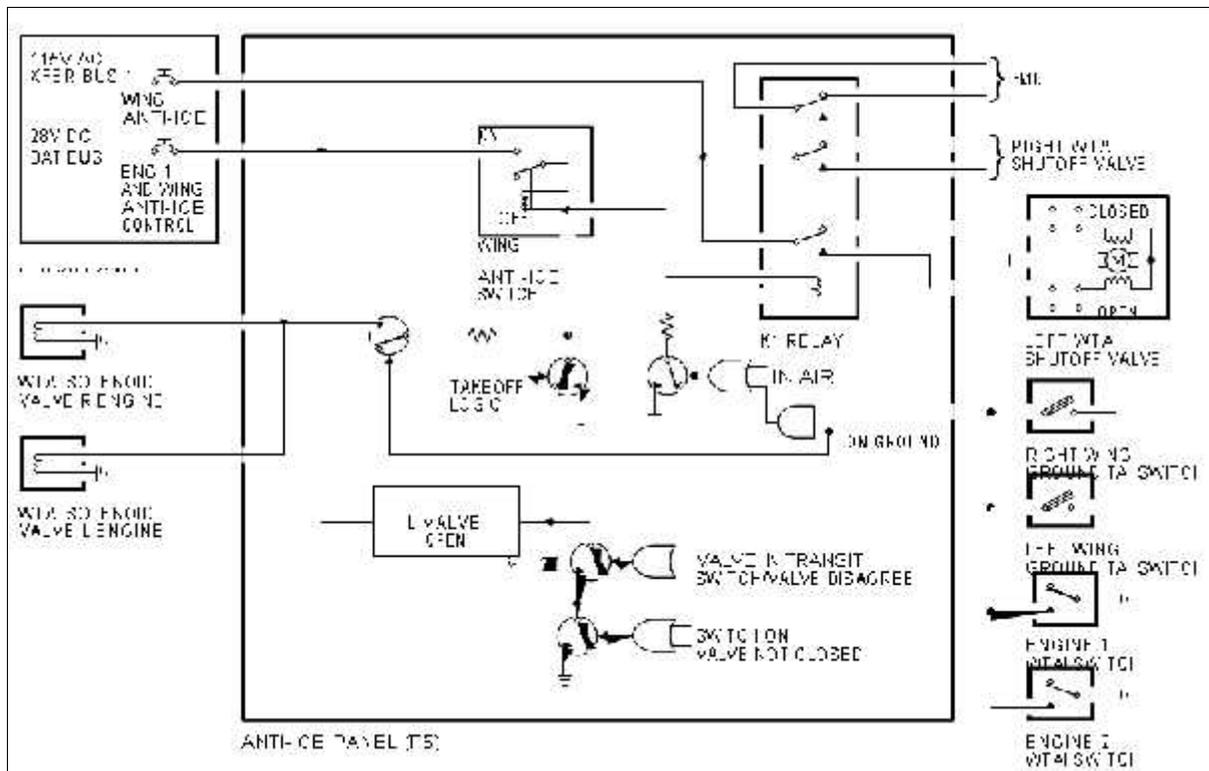


Figure (III-16) : Schéma électrique de fonctionnement du système d'antigivre d'aile

III-4/ Pitot et charge statique :

a) Généralités :

Le système anti-givrage de la chaleur de sonde empêche la glace sur les différentes sondes de l'avion. *Voir figure (III-17).*

On commande la chaleur de sonde à partir du module de la chaleur **window/Pitot** installé sur le panneau supérieur avant (**P5**).

Les sondes ont des réchauffeurs intégraux qui utilisent le courant électrique pour chauffer.

Le système anti-givrage de sonde fournit la chaleur à ces sondes:

- La sonde d'incidence (2).
- La sonde de température de l'air ambiant.
- Les sondes de Pitot (5).



Figure (III-17) : Les différentes sondes de la chaleur sur l'avion

Les ports statiques de sens du système ne sont pas une partie du système de la chaleur de sonde. Ces ports sont affleurants du fuselage et la chaleur n'est pas nécessaire. *Voir figure (III-18).*

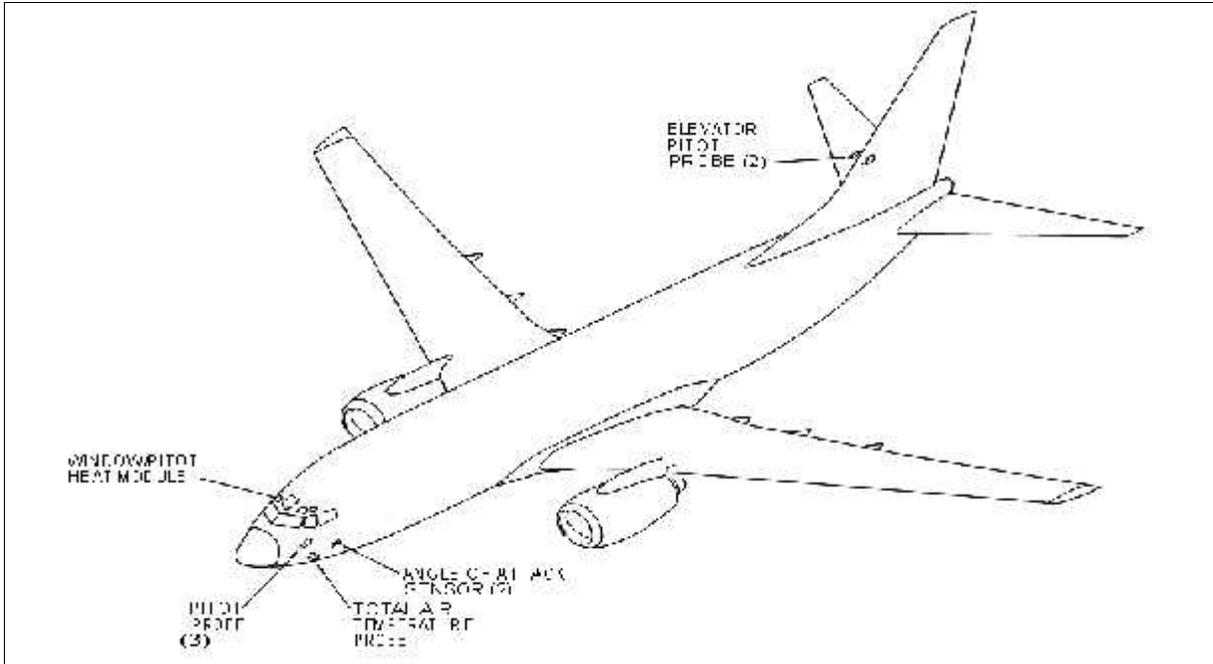


Figure (III-18) : Pitot et charge statique

III-4-1/ Module de la chaleur (WINDOW/PITOT) :

Le module de la chaleur (**window/Pitot**) assure les fonctions suivantes:

- Commande l'énergie électrique aux différentes sondes
- Donne l'indication de statut du système de sonde à l'équipage de vol

a) Localisation :

Le module de la chaleur **window/Pitot** est installé sur le panneau supérieur avant (P5). *Voir figure (III-19).*

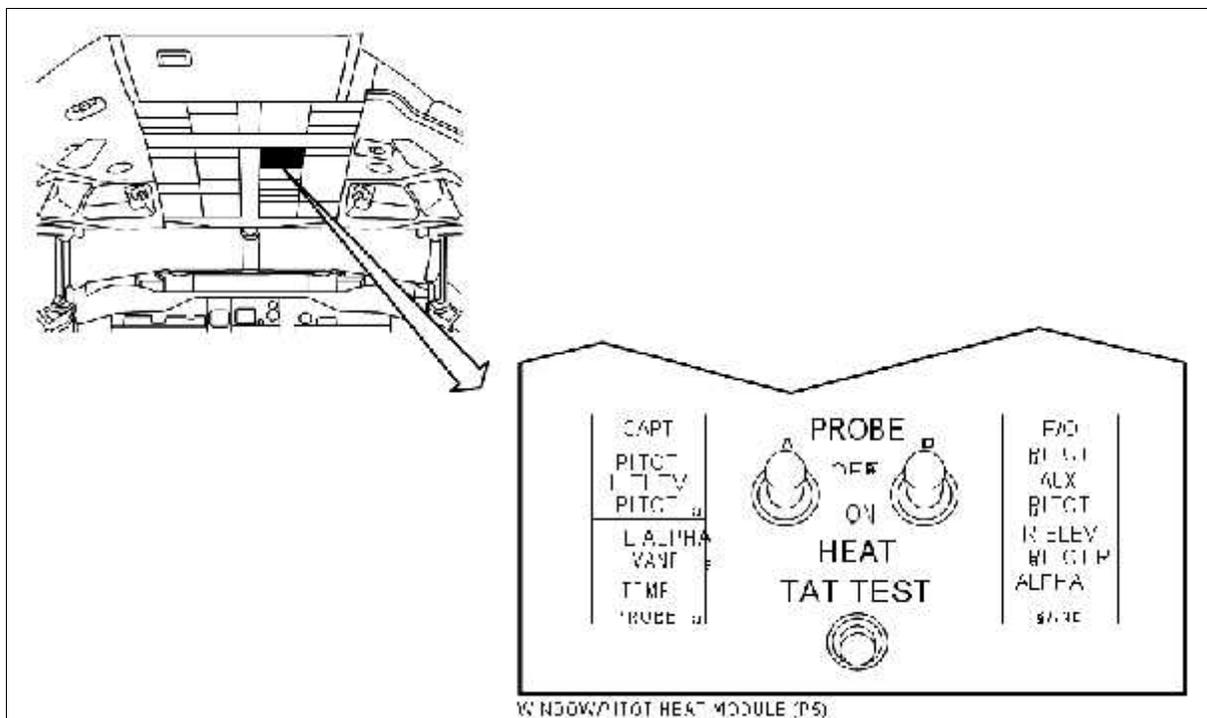


Figure (III-19) : Module de la chaleur de WINDOW/PITOT (P5)

b) Description générale :

Il y a deux systèmes de réchauffeur de sonde, **A** et **B**. L'équipage laisse les systèmes de la chaleur de sondes allumés :

- La chaleur de sonde **A** (PROBE HEAT **A**)
- La chaleur de sonde **B** (PROBE HEAT **B**)

Il y a deux types de lumière d'indication du système, une pour le système **A** et l'autre pour le système **B**. Les lumières s'allument quand les réchauffeurs de sonde n'utilisent pas le courant électrique (pas de passage du courant électrique aux réchauffeurs).

Alimentés le commutateur d'essai de température de l'air ambiant (**TAT TEST**) et utiliser le pour faire un essai du réchauffeur électrique au sol.

III-4-2/ La sonde de Pitot :

Le système anti-givrage de la sonde de Pitot empêche la formation de la glace sur les tubes de Pitot. Dans le cas contraire, on aura des données aériennes fausses.

a) Description et technologie de la sonde :

Les sondes de Pitot utilisent les éléments suivants:

- Tube de Pitot avec l'élément intégral de la chaleur
- Connecteur de sens pressurisé
- Prise électrique
- Plaque de base

b) Localisation :

Il y a une sonde de Pitot sur le fuselage d'avant gauche, deux sondes de Pitot (co-pilote et auxiliaire) sur le fuselage d'avant droit, et deux sondes de Pitot d'ascenseur sur le stabilisateur vertical. *Voir figure (III-20).*

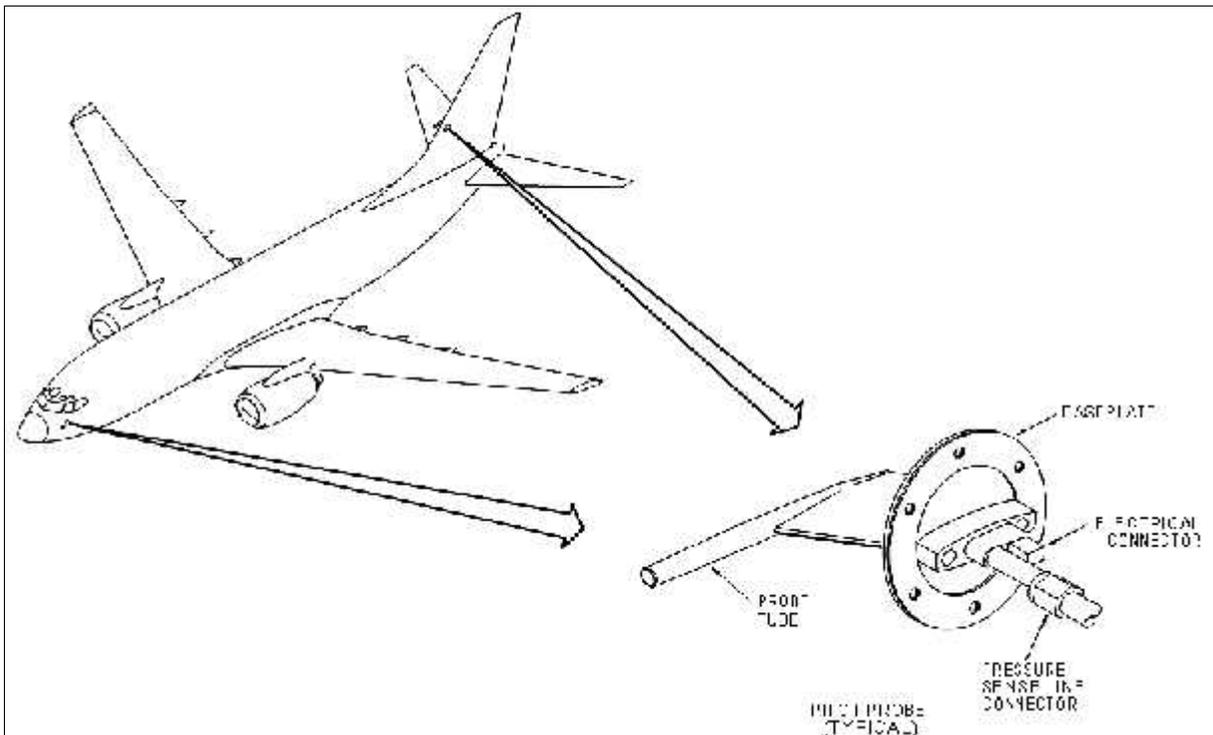


Figure (III-20) : Localisation des sondes de Pitot

c) Généralités :

Les sondes de Pitot utilisent des réchauffeurs électriques. Si un réchauffeur de sonde endommagé, vous devez remplacer la sonde.

III-4-3/ Description fonctionnelle :

Le système anti-givrage de la sonde de Pitot utilise des réchauffeurs d'énergie électrique et de résistance dans les sondes. Le système utilise l'alimentation de **115 VAC** et **28 VDC**. Chaque réchauffeur de sonde utilise le courant alternatif **115v**. Le circuit de détection utilise l'alimentation de **28 VDC**.

Quand on met le commutateur à la position '**ON**'. Ceci permet de laisser le courant alternatif **115v** passé dans les circuits de détection au réchauffeur de la sonde. *Voir figure (III-21).*

Quand le réchauffeur de sonde utilise le courant, le circuit de détection fait éteindre le voyant ambre. Si le réchauffeur de sonde n'utilise pas le courant, le circuit affiche ces indications:

- La lumière ambre de (**CAPT PITOT**) s'allume
- La lumière ambre de (**L ELEV PITOT**) s'allume
- L'annonceur (**MASTER CAUTION**) et (**ANTI-ICE**) s'allument

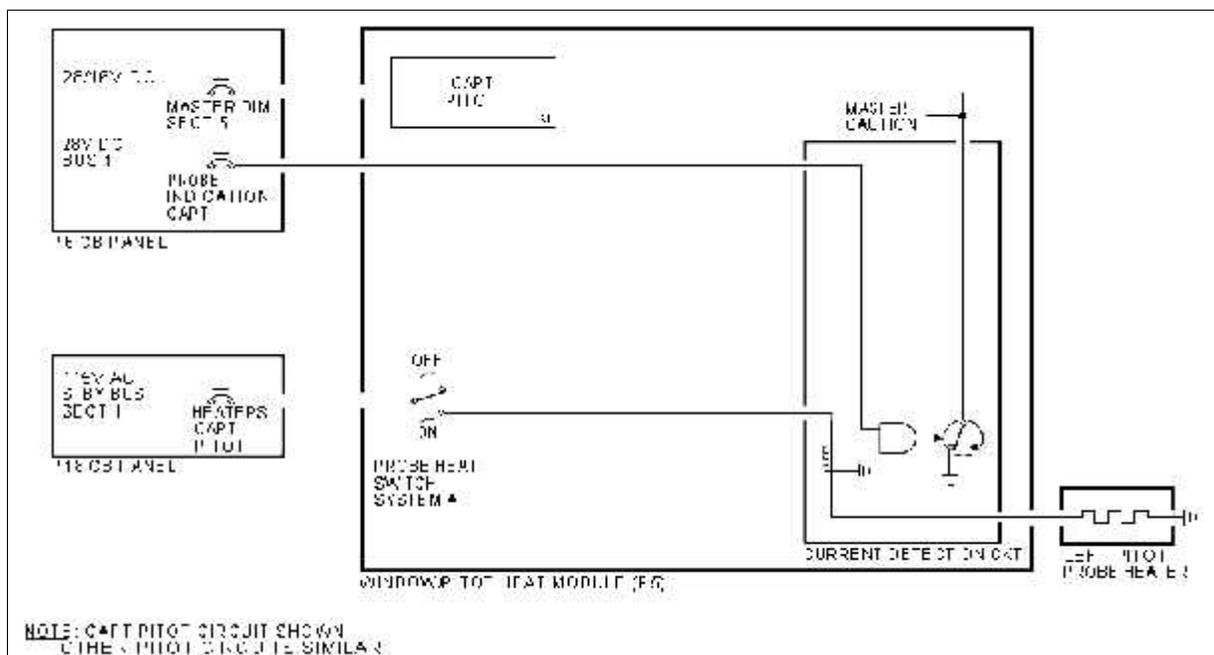


Figure (III-21) : Schéma électrique de fonctionnement de la sonde de Pitot

III-4-4/ La sonde d'incidence (AOA) :

L'angle d'attaque du système anti-givrage de la sonde d'incidence (**AOA**) empêche la glace de se former sur la palette, Dans le cas contraire, on aura des données aériennes fausses.

a) Technologie de la sonde:

La sonde d'incidence utilise les éléments suivants:

- Case
- Palette
- prises électriques (2)
- Goupilles d'alignement (2).

b) Localisation:

IL y a deux sondes d'incidences. Une sur chaque côté du fuselage d'avant.
Voir figure (III-22).

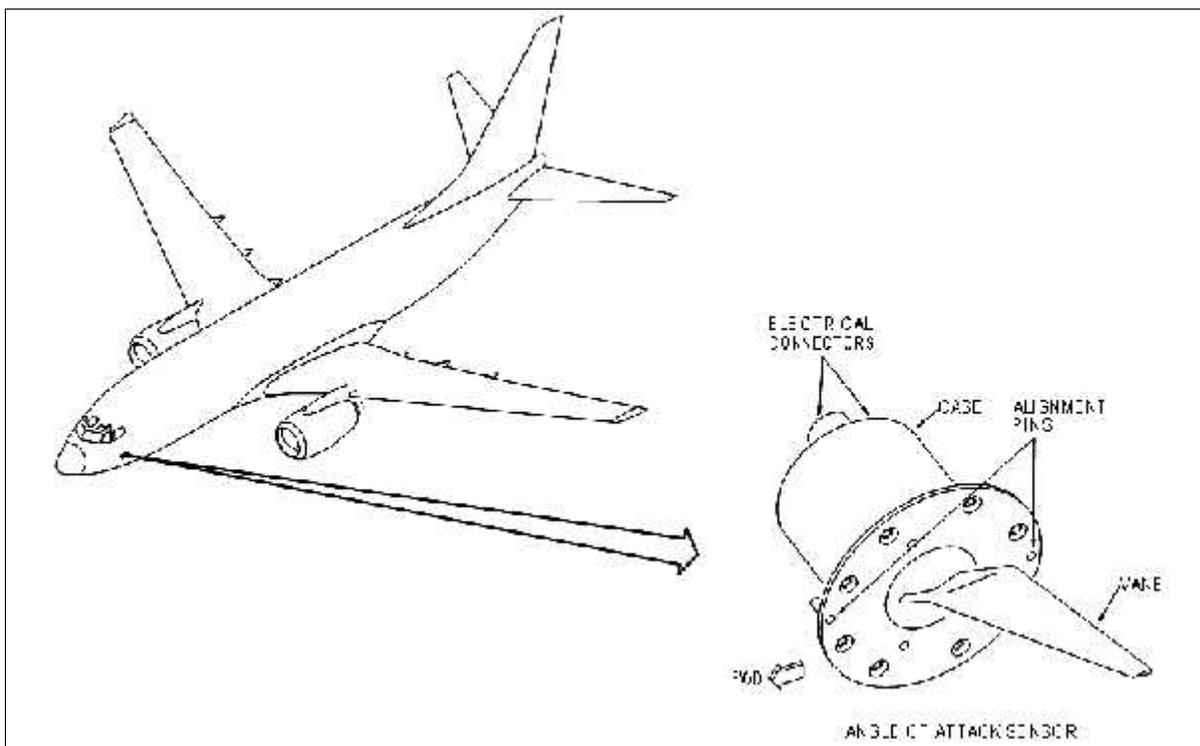


Figure (III-22) : Localisation de la sonde d'incidence

c) Généralités:

Les sondes d'incidences utilisent les deux réchauffeurs intégraux suivants:

- Réchauffeur de palette
- Réchauffeur de case

L'installation de la sonde d'incidence est à l'extérieur de l'avion.

CAUTION:

- Ne touchez pas les sondes quand les réchauffeurs sont allumés.
- Examinez les réchauffeurs pour l'opération par rayonnement thermique pour éviter la possibilité de personnel étant brûlé.

III-4-5/ Description fonctionnelle de la sonde:

Le système anti-givrage de la sonde d'incidence utilise des éléments de chauffe d'énergie électrique et de résistance. Le système utilise l'alimentation de **115 VAC** et **28 VDC**.

Quand on met le commutateur de commande à la position 'ON'. Ceci permet de laisser le courant alternatif **115v** passé dans le circuit de détection aux réchauffeurs de la sonde. Quand le réchauffeur de palette utilise le courant, le circuit de détection fait éteindre le voyant ambre de la palette (**ALPHA VANE**). Si le réchauffeur de la palette n'utilise pas le courant, le circuit affiche ces indications: *Voir figure (III-23)*.

- La lumière ambre (**ALPHA VANE**) s'allume
- L'annonceur (**MASTER CAUTION**) et (**ANTI-ICE**) s'allument

Le circuit de détection ne surveille pas l'élément de réchauffeur de case. Si l'élément de réchauffeur de palette endommagé, vous devez remplacer la sonde.

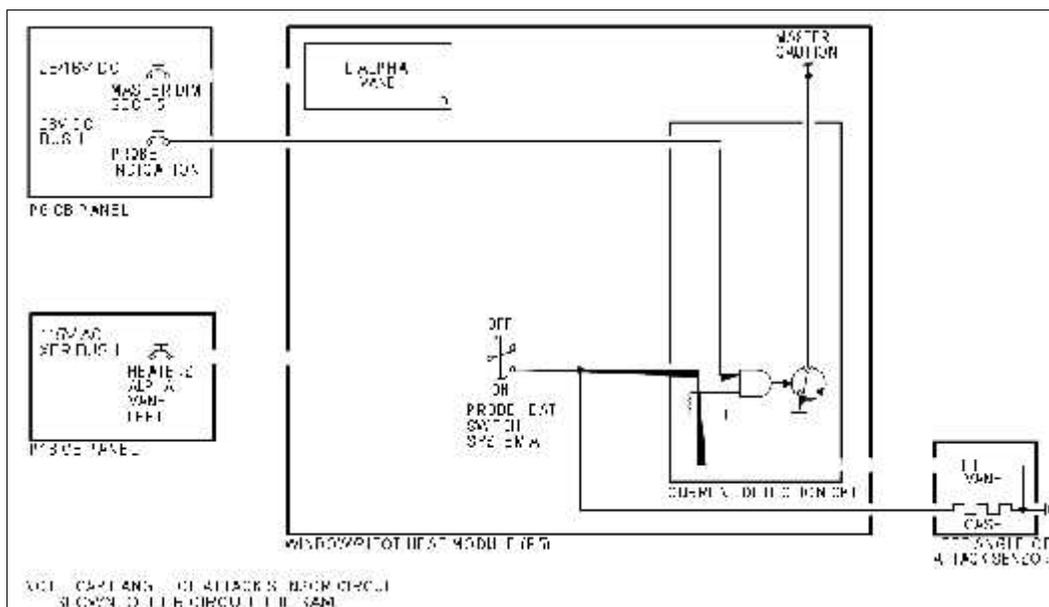


Figure (III-23) : Schéma électrique de fonctionnement de La sonde d'incidence

III-4-6/ La sonde de la température de l'air ambiant (TAT):

Le système anti-givrage de la sonde de la température de l'air ambiant (TAT) s'assure qu'il n'y a aucune accumulation de la glace sur la sonde de (TAT), Dans le cas contraire, on aura des données aériennes fausses.

a) Technologie de la sonde:

La sonde de la température de l'air ambiant utilise les éléments suivants:

- Prise électrique
- Embase
- Contrefiche
- Branchement de ventilation du moteur
- Tube de sens de l'air dynamique

b) Localisation:

La sonde de (TAT) est située au côté gauche du fuselage d'avant. *Voir figure (III-24).*

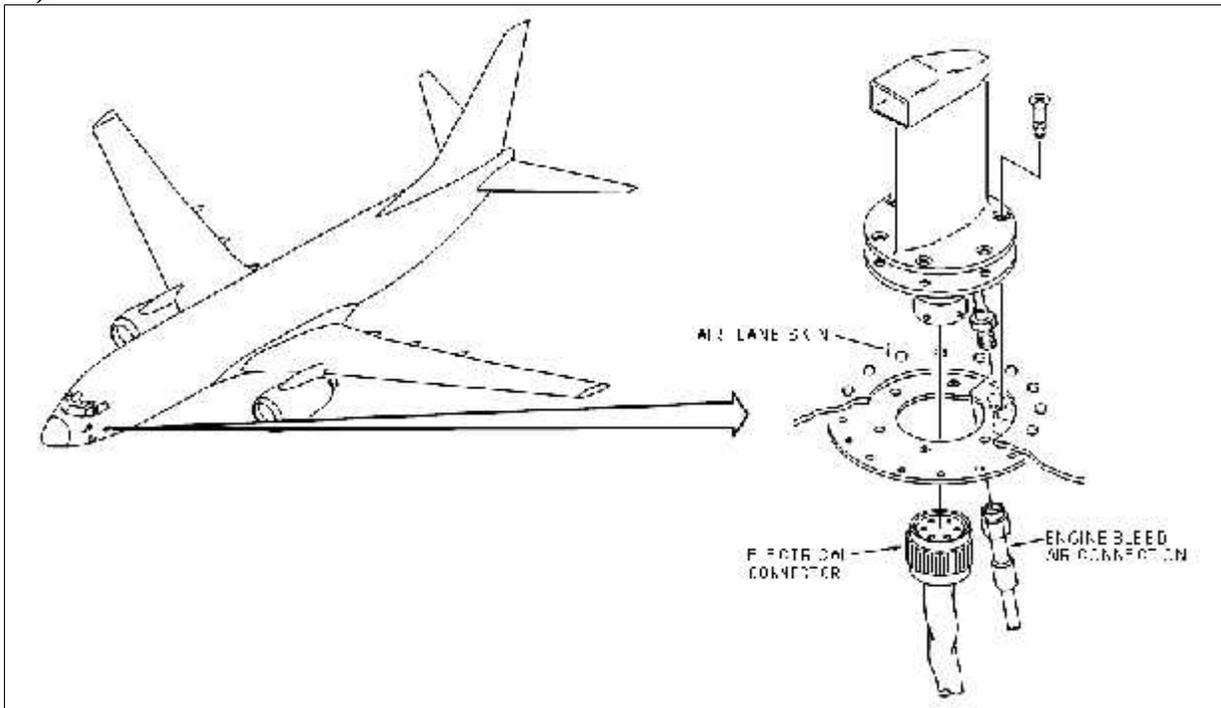


Figure (III-24): Localisation de la sonde de la température de l'air ambiant (TAT)

La sonde a un élément de chauffe. Si l'élément défaille, vous devez remplacer la sonde.

NOTE : Quand vous remplacez la sonde de (TAT), assurez-vous que le fil électrique d'avion ne tombe pas vers le bas dans le fuselage. Il peut être difficiles d'obtenir les fils qui tombent dans le fuselage.

III-4-7/ Description fonctionnelle:

Le système anti-givrage de la sonde de la température de l'air ambiant (TAT) utilise des éléments de chauffe d'énergie électrique et de résistance.

Au sol, mettez le commutateur de commande à la position 'ON'. Ceci active le relais (K1) et arrête le passage du courant alternatif 115v dans le circuit de détection au réchauffeur de la sonde. La lumière ambrée de la sonde de la température ne s'allume pas.

Poussez le contact d'essai (avec le commutateur de commande dans la position ('ON')) pour désactiver le relais (K1). Ceci laisse le courant alternatif 115v passé dans le circuit de détection au réchauffeur de la sonde. Si le réchauffeur de sonde n'utilise pas le courant, le circuit provoque l'allumage de la lumière ambrée de la sonde de la température. En vol, le relais (K1) reste désactivé. *Voir figure (III-25).*

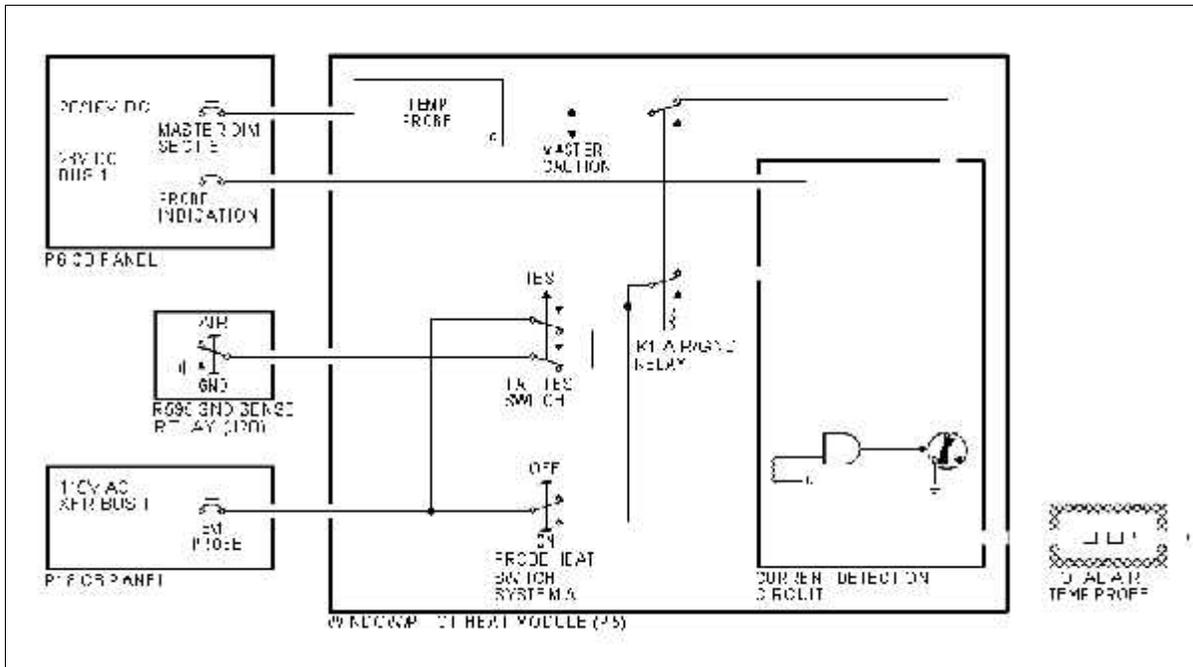


Figure (III-25): Schéma électrique de fonctionnement de la sonde de (TAT)

III-4-8/ Les opérations des sondes de Pitot:

a) L'anti-givrage de la chaleur de Pitot :

Les commutateurs (PITOT HEAT) commande la chaleur aux sondes de Pitot. Ils sont deux interrupteurs à levier de position:

- En circuit (ON)
- Hors circuit (OFF)

On met les commutateurs dans la position '**ON**' pour chauffer les sondes, et dans la position '**OFF**' pour arrêter l'échauffement des sondes. *Voir figure (III-26).*

Le commutateur (PITOT HEAT A) commande la chaleur à ces sondes du système **A:**

- Pitot de commandant de bord
- Pitot d'ascenseur gauche
- Girouette d'alpha gauche
- La sonde de la température de l'air ambiant (**TAT**)

Le commutateur (PITOT HEAT B) commande la chaleur à ces sondes du système **B:**

- Pitot de co-pilote
- Pitot auxiliaire
- Pitot d'ascenseur droit
- Girouette d'alpha droite

b) L'indication:

Il y a une lumière d'indication pour chaque sonde. Ces indications sont:

- La lumière s'éteint quand la sonde donne la chaleur.
- La lumière s'allume quand la sonde ne donne pas la chaleur.

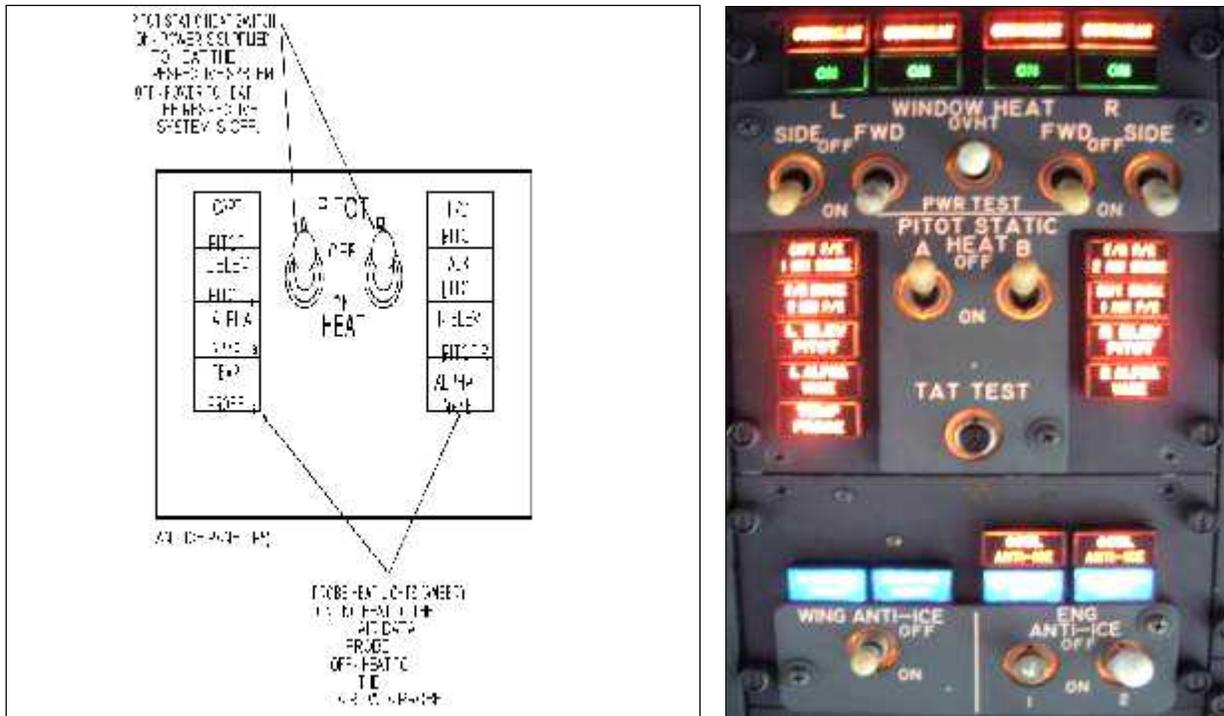


Figure (III-26): Les opérations des sondes de Pitot

III-5/ Contrôle d'antigivre des pare-brises de la cabine :

Le système anti-givrage des pare-brises de la cabine améliore la résistance aux chocs des pare-brises et empêche le givre sur les fenêtres du compartiment de vol.

a) Description générale:

Le système utilise le courant électrique pour chauffer les pare-brises, les commandes et les indications de ce système sont installées sur le panneau supérieur (P5).

Les unités de commande de la chaleur des fenêtres (WHCUs) sont partie du système anti-givrage des pare-brises de la cabine et assurent les fonctions suivantes:

- Surveillent les températures des pare-brises
- Approvisionnent l'indication (ON) et (OVERHEAT) du système
- Faites des essais du système
- Programment la puissance fournie aux pare-brises

Les (WHCUs) commandent la puissance à ces fenêtres:

- Fenêtre N°. 1 gauche et droite
- Fenêtre N°. 2 gauche et droite

Les commutateurs thermiques surveillent la température des fenêtres et commandent la puissance à ces fenêtres:

- Fenêtre N°. 4 gauche et droite
- Fenêtre N°. 5 gauche et droite

Les systèmes de commande du commutateur des pare-brises ne sont pas une partie des fonctions d'essais et d'indications du panneau (P5). *Voir figure (III-27).*

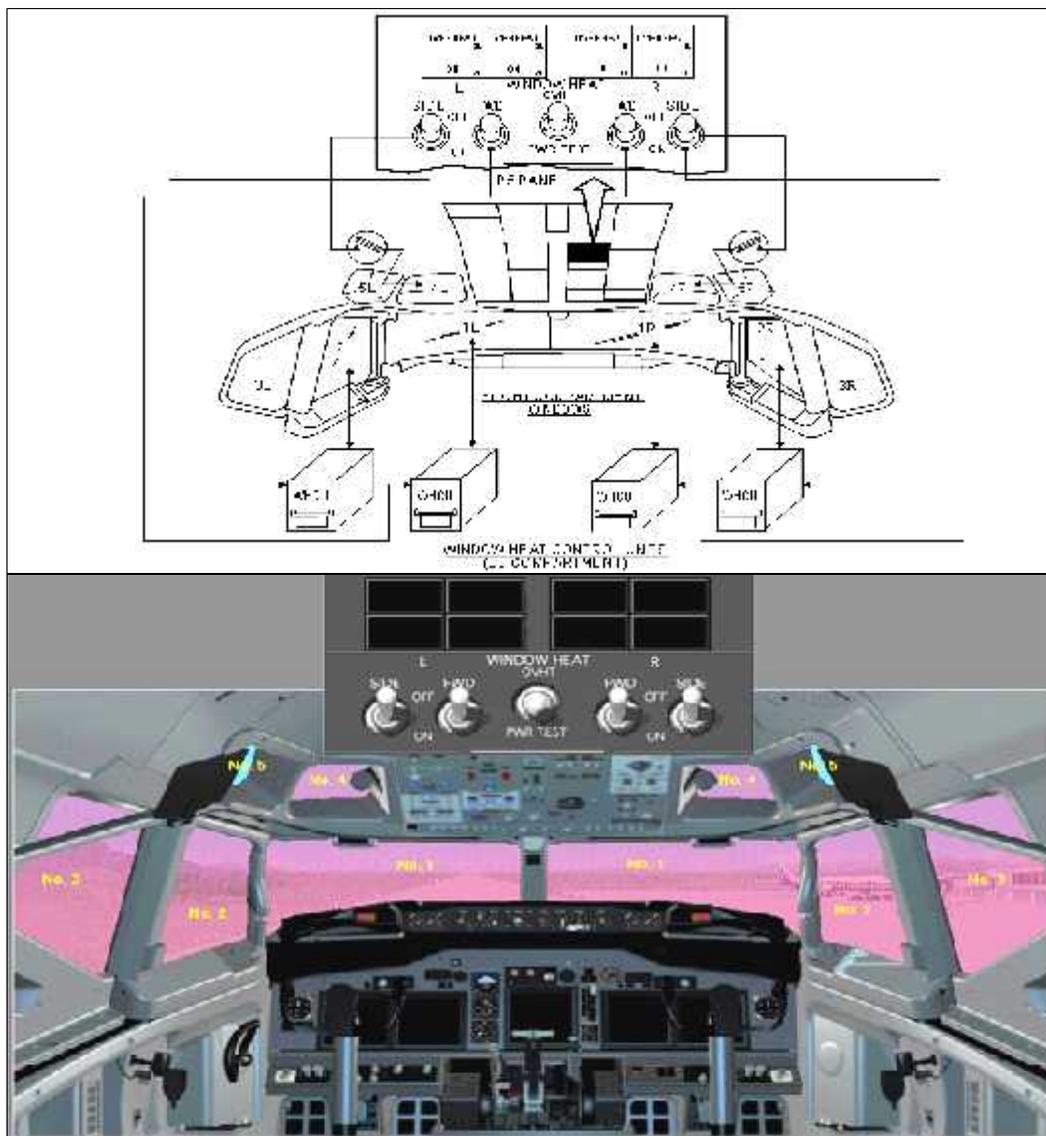


Figure (III-27): Le contrôle d'antigivre des pare-brises de la cabine

III-5-1/ Les capteurs conducteurs de la chaleur des fenêtres:

Les fenêtres du compartiment de vol sont de construction en stratifié (laminé). Une couche est effectuée d'un conducteur électrique, qui permet de passer un courant électrique à travers ce dernier. La résistance du conducteur électrique produit la chaleur et chauffe les pare-brises. Les bornes de puissance et les bandes du conducteur des pare-brises relient la pâte conductrice à la puissance du système.

Les fenêtres 1 et 2 utilisent des capteurs de résistance de température pour la rétroaction aux (WHCUs). Il y a deux capteurs dans chaque fenêtre : *Voir figure (III-28)*.

- Un capteur primaire
- Un capteur disponible

Les (WHCUs) utilisent seulement un capteur. Si le capteur primaire défaille, utilisez le capteur disponible. Ceci empêche la dépose de la fenêtre pour un problème simple de capteur.

Les autres fenêtres n'utilisent pas les (WHCUs) et les capteurs.

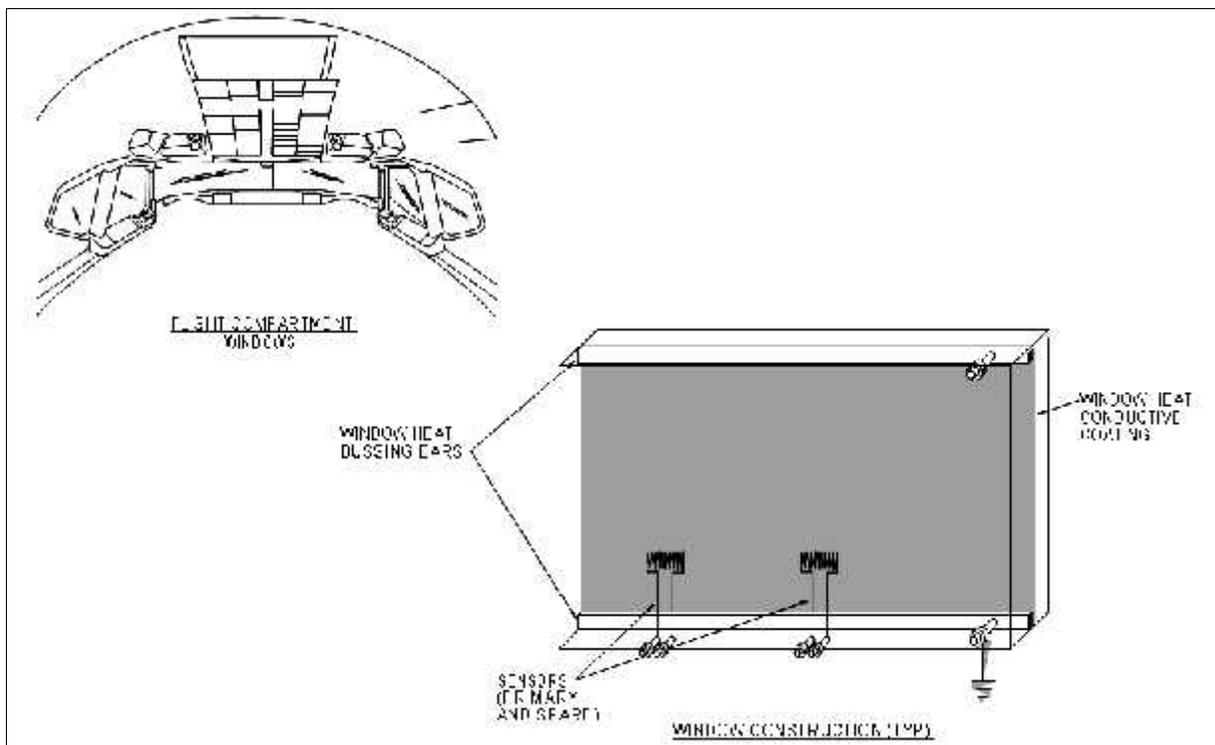


Figure (III-28): Dégivrage électrique des pare-brises

III-5-2/ L'unité de commande de la chaleur des fenêtres (WHCU):

Les unités de commande de la chaleur des fenêtres (**WHCUs**) assurent les fonctions suivantes:

- Commandent la température aux fenêtres
- Appliquent un courant au système de la chaleur des fenêtres s'il est nécessaire
- Commandent le courant au conducteur électrique pour empêcher le choc thermique
- Commandent l'indication de statut de la chaleur des fenêtres (**P5-9**)
- Utilisent des circuits pour (**P5-9 OVHT**) et (**PWR TEST**)
- Utilisent le BITE

Les commutateurs de capteur des pare-brises sont utilisés seulement pour les fenêtres N°. 1. Ces commutateurs vous permettent de changer le capteur primaire en capteur disponible.

a) Localisation:

Les (**WHCUs**) sont situées dans le compartiment **EE**. Deux sur l'étagère **E4-2** et deux sur l'étagère **E2-1**.

Les commutateurs de capteur des pare-brises sont installés sur le support extérieur avant du compartiment **E4**. *Voir figure (III-29).*

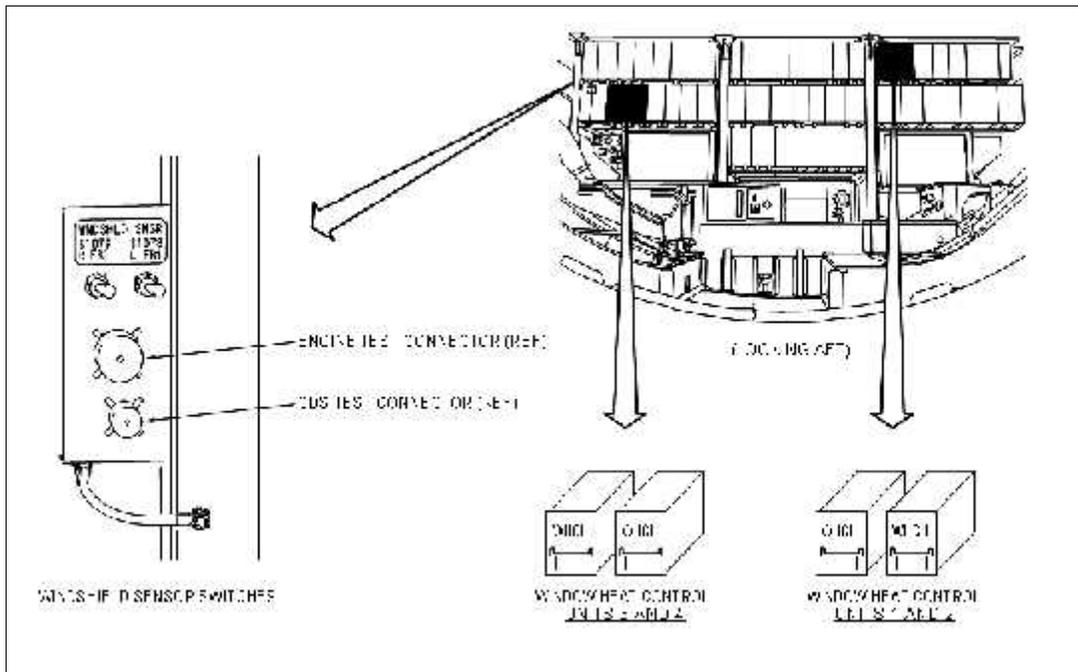


Figure (III-29): Les unités de commande de la chaleur des fenêtres

b) Description générale:

Il y a quatre unités de commande de la chaleur des fenêtres (**WHCU**) identiques. Chaque unité commande la chaleur à une fenêtre. Les (**WHCU**) utilisent l'alimentation de **28 VDC** et **115 VAC** pour la commande et l'indication de la chaleur des fenêtres N°.1 et 2.

Les (**WHCU**) utilisent le BITE pour localiser les défauts du système au niveau d'interface **LRU**.

Pour les fenêtres d'avant, vous faites un test sur la résistance des capteurs et les commutateurs de capteur des pare-brises sur le support extérieur avant du compartiment **E4**.

III-5-3/ Les connecteurs terminos de (WHCU):

Les connecteurs terminos de la chaleur des fenêtres sélectionnent une tension d'un transformateur automatique dans l'unité de commande (**WHCU**) pour assortir la résistance du conducteur électrique de la fenêtre.

a) Localisation:

Les connecteurs terminos sont situés derrière les (**WHCU**) dans le compartiment E. Vous obtenez l'accès aux connecteurs par des panneaux d'accès dans la soute cargo avant. *Voir figure (III-30).*

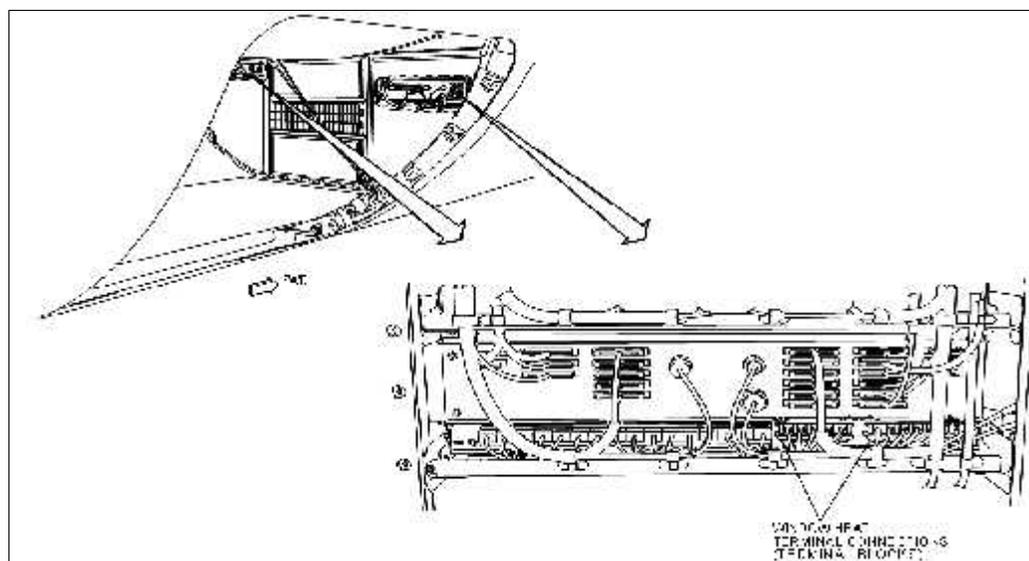


Figure (III-30): Les connecteurs terminos des (WHCU)

b) Description et technologie:

Les connecteurs terminos se composent des robinets sur les **TB** (terminal blocks). Cinq robinets sont utilisés sur les fenêtres N°. 1, et six robinets sur les fenêtres N°. 2.

Quand une fenêtre est remplacée, la nouvelle fenêtre porte une résistance identifiée par un code gravé dans le verre de pare-brise. Le code vous indique le robinet approprié du transformateur. Si la fenêtre ne chauffe pas correctement, vérifiez la résistance conductrice et sélectionnez le robinet approprié du transformateur.

III-5-4/ Description générale:

Les (**WHCUs**) chauffent les fenêtres suivantes:

- 1L (gauche)
- 2L (gauche)
- 1R (droite)
- 2R.(droite)

Les systèmes des (**WHCUs**) utilisent l'alimentation de **28 VDC** pour la commande et l'indication du système et **115 VAC** comme énergie électrique pour chauffer les fenêtres. Chaque (**WHCU**) commande la chaleur électrique d'une fenêtre.

Les (**WHCUs**) surveillent la température et la chaleur des fenêtres avec l'utilisation du courant électrique quand la fenêtre est froide.

a) Contrôle de la chaleur des fenêtres:

Quand vous mettez le (**WINDOW HEAT switch**) sur la position '**ON**', vous activez le système. Le (**WHCU**) surveille le capteur de la température de la fenêtre.

Si la température de la fenêtre est moins de **100F (37°C)**, le (**WHCU**) envoie un courant électrique à la fenêtre pour le chauffer. La mise sous tension de la fenêtre est effectuée par une fonction de rampe pour empêcher le choc thermique de la fenêtre.

Quand il y a un passage du courant à la fenêtre, les circuits de sens dans le (**WHCU**) activent la lumière verte (**ON**). Quand la lumière (**ON**) s'allume. Ceci donne une indication que le circuit de la chaleur de la fenêtre est en activité.

Si la fenêtre est plus chaude que la température de cible, le commutateur du système est allumé, on aura:

- La chaleur de la fenêtre n'est pas nécessaire
- Le (WHCU) n'envoie pas le courant à la fenêtre
- La lumière verte (ON) est éteinte

Le commutateur (**PWR TEST**) sur le panneau supérieur (**P5**) fait un test de fiabilité du système quand la fenêtre est chaude. On met le commutateur dans la position (**PWR TEST**) pour faire le test. Ceci permet le (WHCU) d'envoyer le courant à la fenêtre et la lumière verte (ON) sur le panneau supérieur (**P5**) s'allume.

Libérez le contact (**PWR TEST**) dès que vous vérifierez la lumière verte (ON), ou vous pouvez surchauffer la fenêtre. Ceci fait active les circuits de protection de surchauffe de (WHCU).

c) Protection de surchauffe:

Les WHCUs utilisent des circuits de protection de surchauffe. Si le (WHCU) détecte les deux conditions ci-dessous, un voyant de surchauffe se produit:

- La température de la fenêtre est plus de **145F (62°C)**
- Passage d'un courant électrique au circuit de la chaleur de la fenêtre

Le circuit de protection de surchauffe fonctionne seulement s'il y a un passage de courant électrique vers les fenêtres. Ceci permet d'empêcher les ennuis du système pendant les opérations dans des conditions de chaleur ambiante élevée.

Un voyant de surchauffe fait produire ces indications:

- Le passage du courant électrique vers la fenêtre est découpé
- La lumière verte (ON) s'éteint
- La lumière ambre (OVERHEAT) s'allume
- Les lumières de l'annonceur (MASTER CAUTION) et (ANTI-ICE) s'allument

Pour réinitialiser le système, vous devez mettre le commutateur (WINDOW HEAT) sur la position '**OFF**', et puis sur la position '**ON**'. La surchauffe ne peut pas être réinitialisé jusqu'à ce que la fenêtre se refroidisse.

Le commutateur (**OVHT switch**) du panneau (**P5-9**) fait un test de fiabilité des circuits de protection de surchauffe pendant l'exploitation du système.

Mettez le commutateur dans la position (**OVHT**) pour une seconde puis libérez le pour faire le test. Ceci fait simuler les circuits de surchauffe de (WHCU). Les indications d'un bon test sont identiques à une condition de surchauffe réelle. *Voir les figure (III-31, 32).*

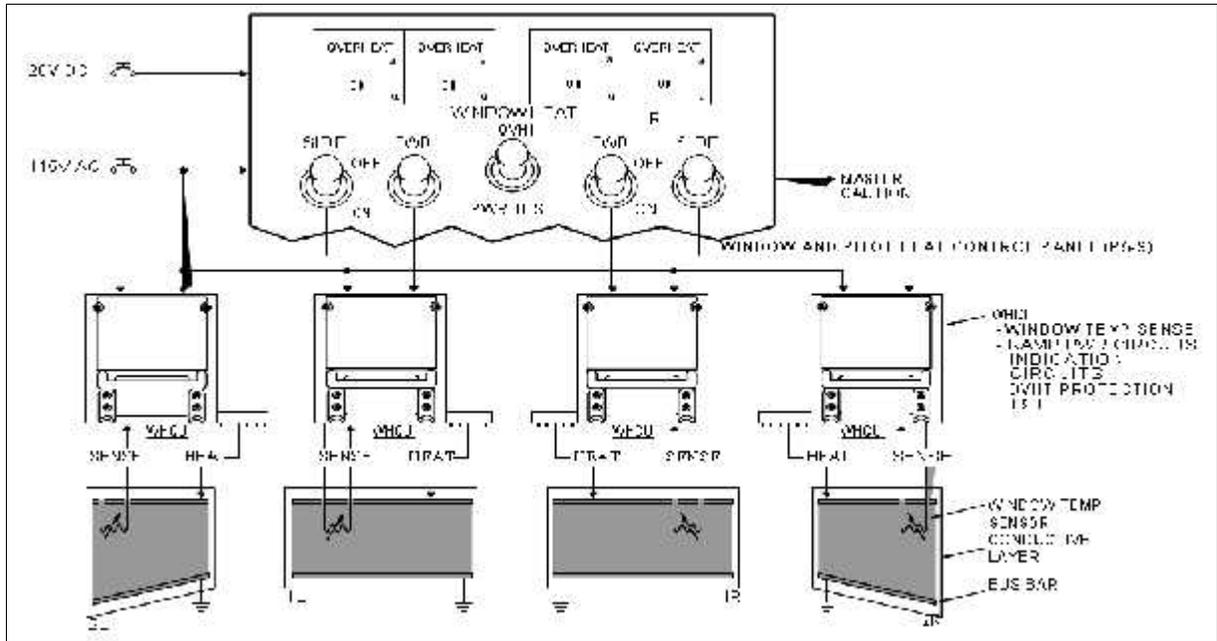


Figure (III-31): Description générale de fonctionnement des (WHCUs)

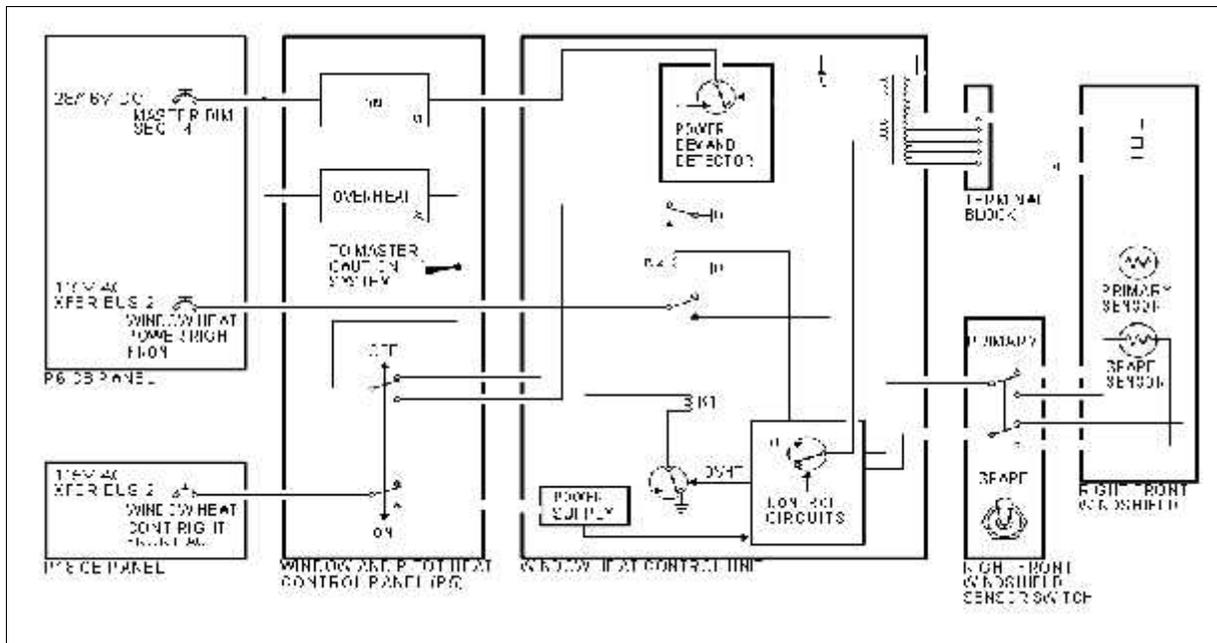


Figure (III-32): Schéma électrique de fonctionnement d'unité de commande de la chaleur des fenêtres (WHCU)

III-5-5/ Le commutateur thermique de la fenêtre N° 5:

Le commutateur thermique de la fenêtre N°. 5 commande la puissance aux fenêtres N° 4 et 5.

La pâte conductrice améliore le transfert thermique à partir de la fenêtre au commutateur et empêche un retard de température entre le commutateur et la fenêtre. *Voir figure (III-33).*

a) Fonctionnement:

Les commutateurs thermiques sont câblés en série avec les fenêtres qu'ils commandent.

Mettez le commutateur relatif de la chaleur de la fenêtre latérale à la position 'ON' pour activer le système. Le courant alternatif **115v** traverse le commutateur thermique vers la couche résistive de chaque fenêtre. Cette dernière produit la chaleur et chauffe la fenêtre.

Le commutateur s'ouvre à la température de **110F (43°C)** ou plus. Ceci ouvre le circuit, et coupe la puissance sur les fenêtres. Quand la température de la fenêtre N°. 5 et du commutateur thermique diminue à **90F (32°C)**, le commutateur ferme et accomplit le circuit de la chaleur. Ceci commence encore de chauffer la fenêtre.

NOTE:

Ces fenêtres n'utilisent pas la protection de surchauffe. Si le commutateur thermique échoue ou détache de sa pâte conductrice, les fenêtres peuvent surchauffer et devraient être chauds au contact,

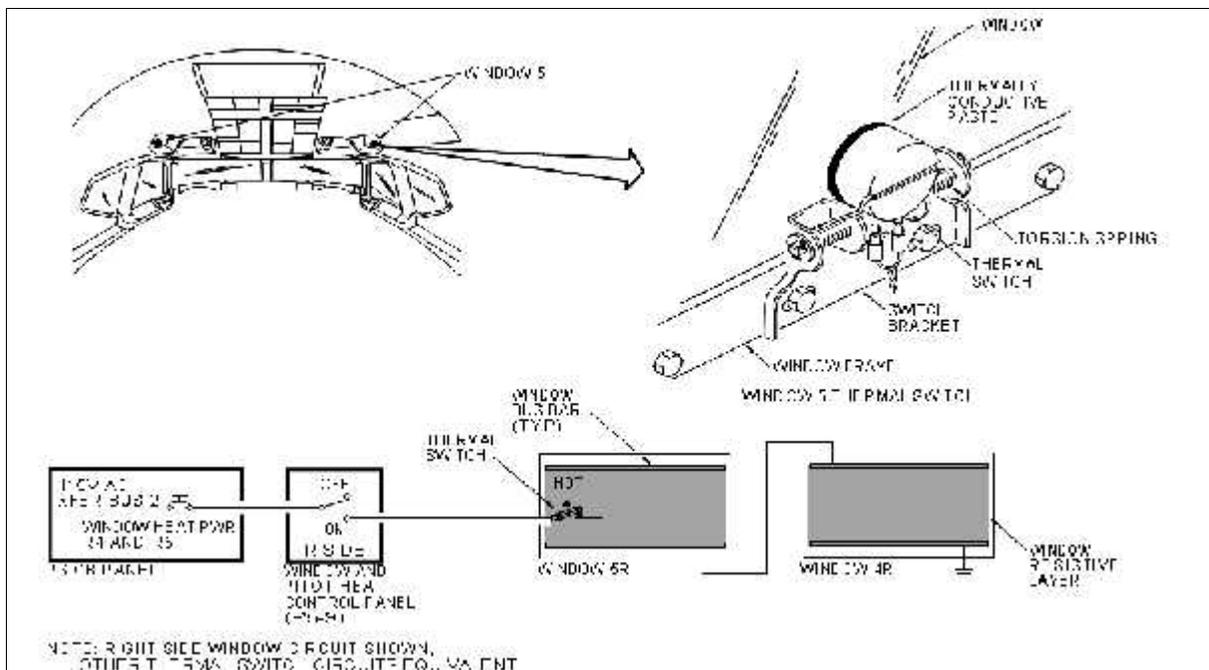


Figure (III-33): Le commutateur thermique de la fenêtre N°. 5

III-5-6/ Le BITE:

Les (WHCU) utilisent le BITE pour localiser les défauts du système au niveau d'interface (LRU).

a) Description générale:

Les circuits de BITE détectent les défauts dans ces areas:

- Les défauts internes de (WHCU)
- Les fenêtres
- Le capteur de la température
- La commande de la puissance fournie
- Le conducteur de la puissance fournie
- Câblage associé

Le WHCU a une capacité d'enregistrée les 10 derniers défauts dans la memoire (FAULT HISTORY).

b) Les commutateurs d'essai de BITE: (BITE test switches)

Le (WHCU) utilise les commutateurs suivants:

- **LAMP TEST**
- **BIT VERIFY**
- **FAULT HISTORY**
- **BIT LAMP RESET**

Le commutateur (LAMP TEST) fait un essai sur les six lampes d'indications. Ceci vérifie la disponibilité de la puissance et de l'indication.

Le commutateur (BIT VERIFY) fait un auto-test du système. Ceci vérifie les défauts du système.

Le commutateur (FAULT HISTORY) montre les 10 derniers enregistrements et l'enregistré à la fois.

Le commutateur (BIT LAMP RESET) règle le défaut du (**WHCU**).

c) Les indications de BITE:

La lampe (BIT TEST OK) montre que l'essai de (BIT VERIFY) est complet et n'a trouvé aucun défaut. La lampe reste allumé pendant 15 secondes.

Le **WHCU** utilise les lampes rouges de défaut suivantes:

- **WHCU-LRU**
- **WINDOW SENSOR**
- **BUS POWER**
- **WINDOW POWER**
- **P5-9/CONTROL POWER**

La lampe (WHCU-LRU) montre un dysfonctionnement de l'unité du (**WHCU**).

La lampe (WINDOW SENSOR) montre qu'un capteur défaillant, des shorts, ou des problèmes de câblage.

La lampe (BUS POWER) montre qu'il n'y a aucune puissance qui passe par le conducteur de **WCHU**.

La lampe (WINDOW POWER) montre qu'il n'y a aucune puissance aux fenêtres ou il y a une suralimentation. Ceci due à un problème de câblage, court-circuit ou un connecteur ouvert.

La lampe (P5-9/CONTROL POWER) montre qu'il n'y a aucune puissance au (**WHCU**). *Voir figure (III-34).*

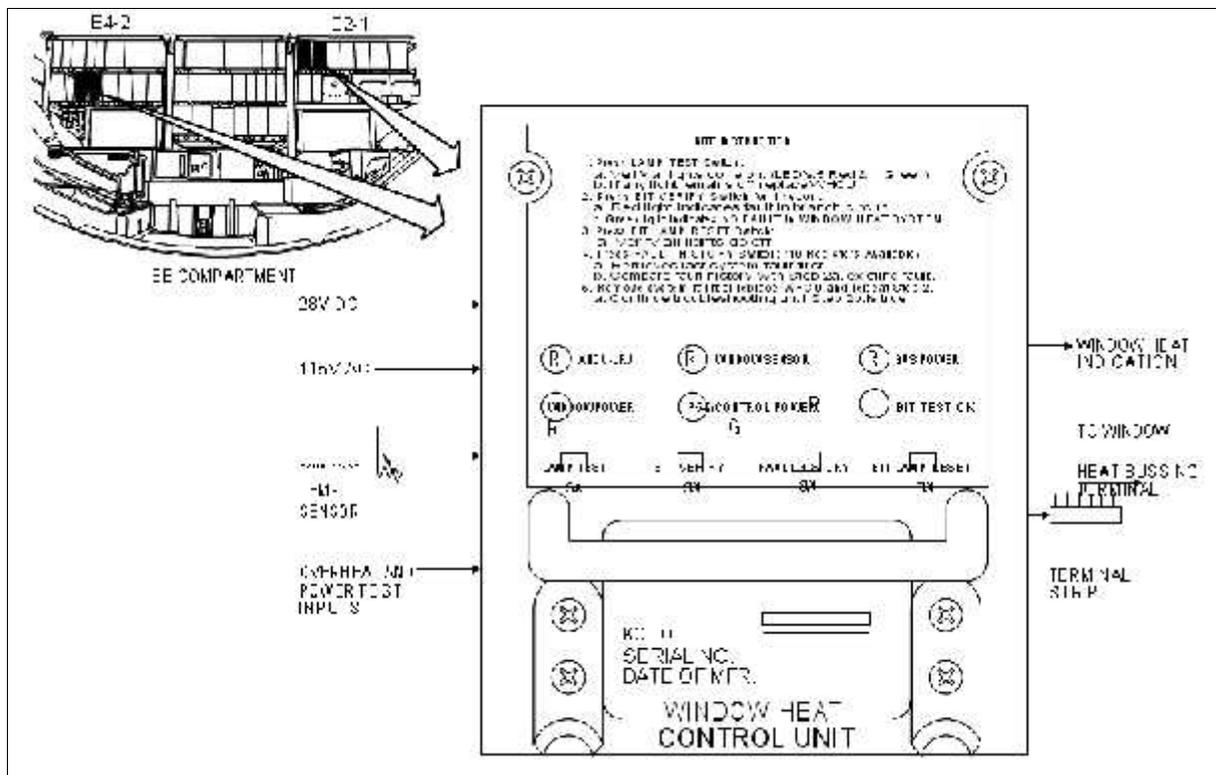


Figure (III-34): L'affichage BITE

III-6/ Système d'essuie-glace des pare-brises:

Le système d'essuie-glace des pare-brises enlève la pluie, le verglas, et la neige des fenêtres de compartiment de vol N°. 1R (droit) et 1L (gauche).

Les deux commutateurs de commande d'essuie-glace donnent une commande à l'équipage de vol. Le système utilise deux essuie-glaces de pare-brise et des transmissions.

a) Localisation:

Les commutateurs de commande d'essuie-glace sont situés sur le panneau supérieur avant (P5). Les deux essuie-glaces de pare-brise sont installés sur les fenêtres de compartiment de vol N°. 1R et 1L.

Les deux transmissions d'essuie-glace de pare-brise sont installées sur les fenêtres N°. 1R et 1L. Vous obtenez l'accès aux transmissions d'essuie-glace de pare-brise au dessous de protecteur d'éblouissement (P7). Voir figure (III-35).

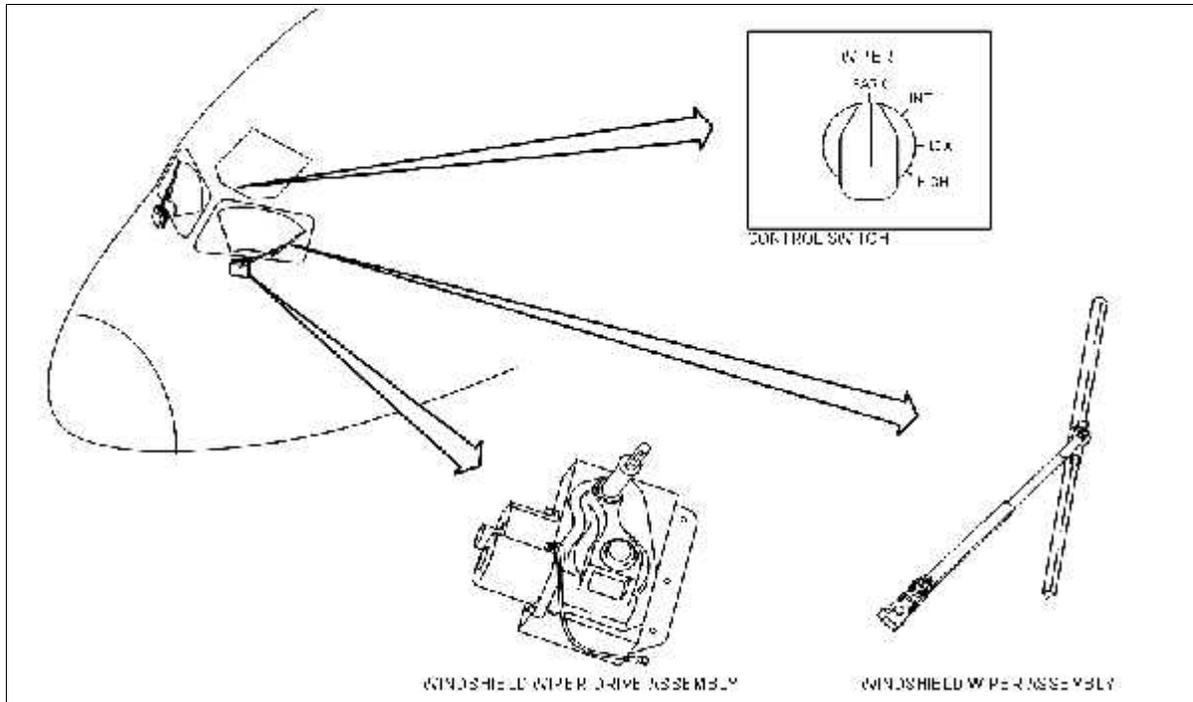


Figure (III-35): Système d'essuie-glace des pare-brises

III-6-1/ L'essuie-glace des pare-brises et la transmission:

L'essuie-glace des pare-brises et la transmission assurent les fonctions suivantes:

- Déplace l'essuie-glace des pare-brises
- Contrôle la force que l'essuie-glace applique sur les pare-brises
- Donne des reprises du calage pour le champ d'essuie-glace

a) Description générale:

Chaque transmission d'essuie-glace des pare-brises déplace son essuie-glace de pare-brise et utilise les éléments suivants:

- Moteur de **28 VDC**
- Réducteur de la rotation du boîtier des vitesses
- Arbre de rendement
- Bras d'essuie-glace
- Lame d'essuie-glace

Voir figure (III-36).

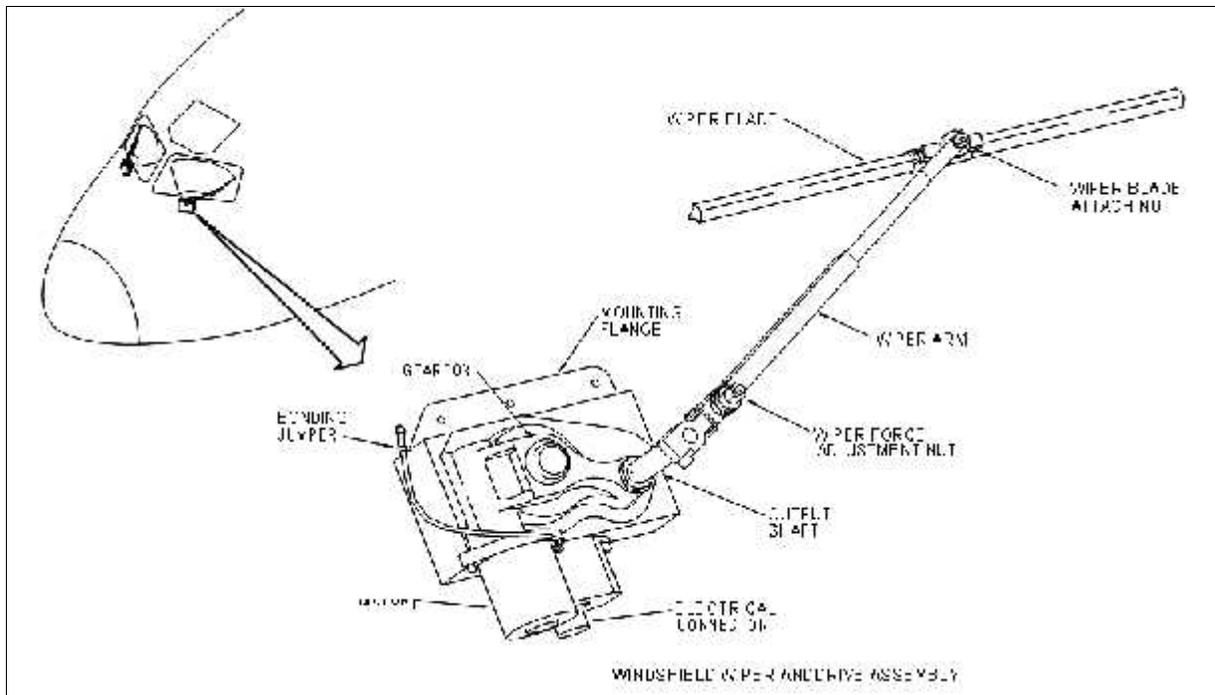


Figure (III-36): Essuie-glace des pare-brises et la transmission

b) Fonctionnement:

Le commutateur d'essuie-glace est un sélecteur de quatre-position (**PARK, INT, LOW, HIGH**). Qu'il divise la tension et envoie des différents signaux de tension au paquet de contrôle électronique du moteur pour fournir intermittent, la faible vitesse, et l'opération à grande vitesse d'essuie-glace.

Le paquet de contrôle électronique contrôle la vitesse du moteur en réponse au signal de position de commutateur d'essuie-glace.

Un passage thermique dans le moteur désactive l'opération du moteur si la température dans le moteur obtient à **266F (130°C)**. Quand le moteur se refroidit les remises de commutateur thermique est automatique.

Lorsque le commutateur est placé en position de repos, l'essuie-glace continue à fonctionner jusqu'à ce qu'il se trouve en position de départ, puis l'excitation du moteur est renversée pour amener le ballait au-dessous du pare-brise. Dans cette position, l'excitation du moteur est coupée tandis que le solénoïde du frein maintient. *Voir figure (III-37).*

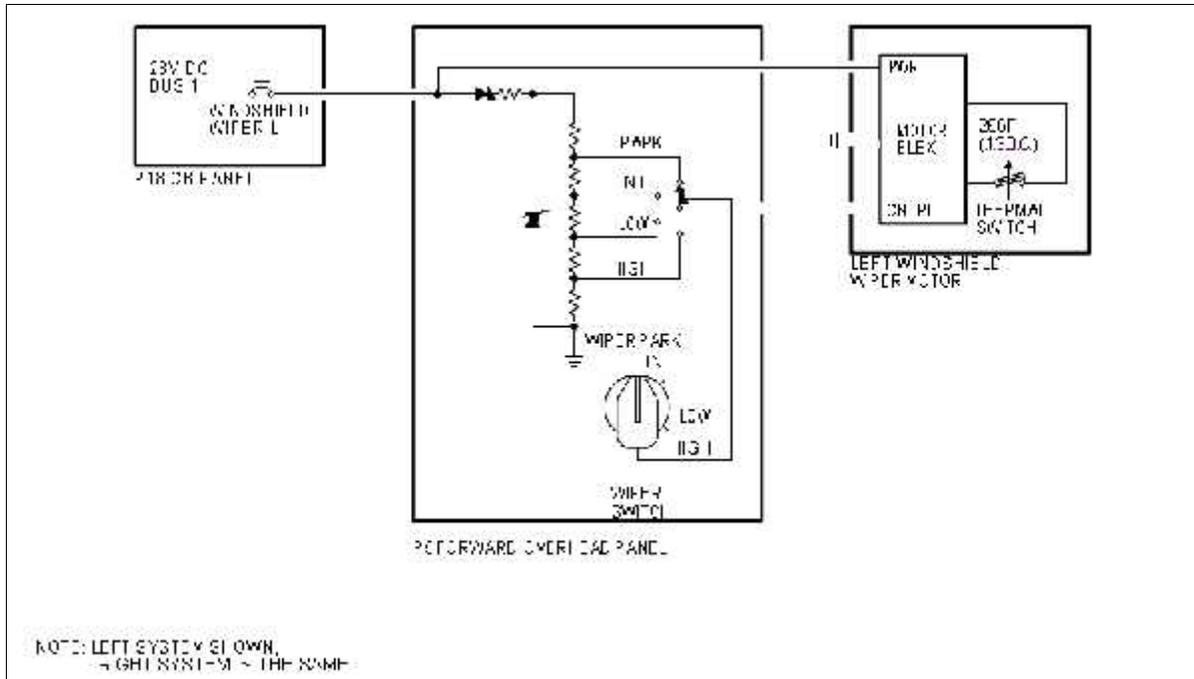


Figure (III-37): Schéma électrique de fonctionnement d'essuie-glace des Pare-brises

III-7/ Canalisations d'eau: (water lines)

Le système anti-givrage de drains de l'eau et de toilette empêche la formation du givre dans ces secteurs:

- Les composants de service et d'approvisionnement du système de l'eau potable
- Les composants de drain du système de l'eau Gris
- Les composants de drain du système de perte de l'eau usée

Voir figure (III-38).

Il est important d'empêcher la formation du givre dans les systèmes de l'eau et de toilette. Le givrage dans ces systèmes peut poser les problèmes ci-dessous:

- Glacez les dommages d'expansion
- Rayez le colmatage qui empêche l'exploitation normal du système
- Rayez le colmatage qui empêche les opérations normales de service
- Les formations du givre sur le drain master avant peuvent interrompre et endommager la structure d'avion

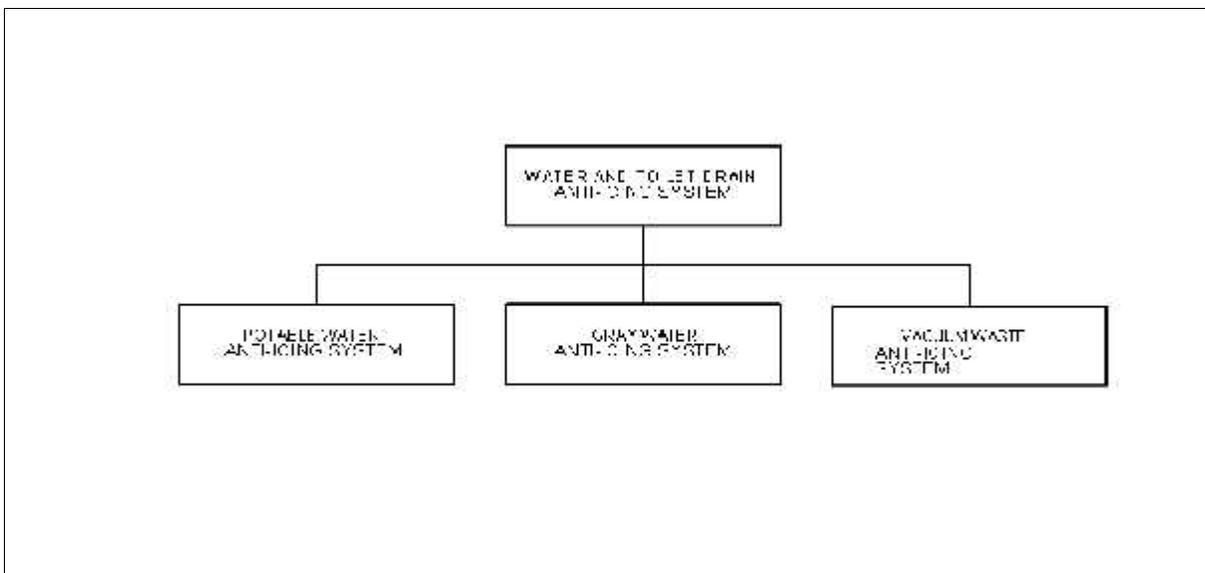


Figure (III-38): Le système d'antigivre de drains de l'eau et de toilette

Les systèmes anti-givrage de drain de l'eau et de toilette utilisent l'énergie électrique pour chauffer (comme une chaleur).

Ces composants du système utilisent les réchauffeurs intégraux suivants:

- Panneau de service des garnitures
- Les drains master
- Des tuyaux avec des éléments de chauffe intégraux.

Les composants sans réchauffeurs intégraux obtiennent la chaleur de ces composants:

- Réchauffeur de bande
- Couvertures de réchauffeur

NOTA :

Si vous drainez l'avion dans les conditions de congulations sans l'énergie électrique, vidangez les systèmes de l'eau et de toilette pour empêcher le givrage.

Tirez les disjoncteurs du compresseur de réservoir d'eau et les réchauffeurs d'eau avant quand vous vidangez le système d'eau.

III-7-1/ L'eau potable:

Le système anti-givrage de l'eau potable empêche la formation du givre dans ces secteurs:

- L'ajustage de précision de suffisance de l'eau potable
- Le tuyau de suffisance de l'eau potable
- Les tuyaux d'approvisionnement en eau potable

1) L'ajustage de précision de suffisance de l'eau potable:

L'ajustage de précision de suffisance de l'eau potable a été établi dans l'élément de réchauffeur. Ce dernier utilise l'alimentation de **28 VDC**. Un disjoncteur commande la puissance vers l'ajustage de précision. Quand la puissance est sur l'avion le passage de la chaleur est constante et automatique.

2) Le tuyau de suffisance de l'eau potable:

Le tuyau de suffisance de l'eau potable utilise un élément de réchauffeur intégré. Ce dernier utilise l'alimentation de **115 VAC**. Un disjoncteur commande la puissance vers le tuyau.

3) Les tuyaux d'approvisionnement en eau potable:

Certains des tuyaux d'approvisionnement en eau potable utilisent des éléments de réchauffeur intégrés.

Les tuyaux utilisent l'alimentation de **115 VAC** et le passage thermostatique dans le tuyau commande la chaleur aux ces derniers. *Voir figure (III-39).*

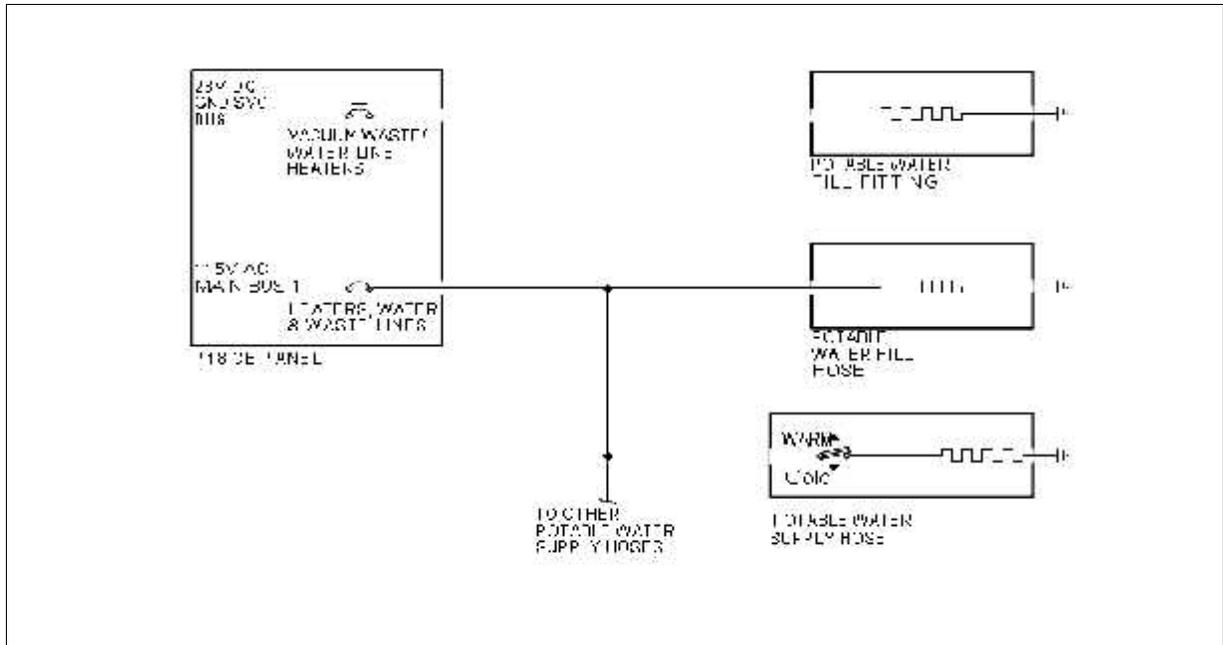


Figure (III-39): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de l'eau potable

III-7-2/ L'eau Gris:

Le système anti-givrage de l'eau gris empêche la formation du givre dans ces secteurs:

- Les canalisations de vidange de l'eau Gris
- Les drains master

1) Les canalisations de vidange de l'eau Grise:

Les réchauffeurs de bande utilisent l'alimentation de **115 VAC** pour chauffer les canalisations de vidange de l'eau Gris. Les disjoncteurs commandent l'énergie électrique aux réchauffeurs de bande. Quand l'avion est alimenté, le passage de la chaleur est constant et automatique.

Un commutateur thermostatique intégré commande la chaleur vers le canal d'admission de drain master.

2) Les drains master:

Les drains master utilisent des éléments électriques de réchauffeur intégraux. Les éléments de chauffe de drain master utilisent ces deux tensions:

- 115 VAC en vol
- 28 VDC au sol

La chaleur de drain master utilise une tension réduite au sol pour empêcher un risque de brûlure au personnel. Ceci prolonge également la durée de vie du drain master. *Voir figure (III-40).*

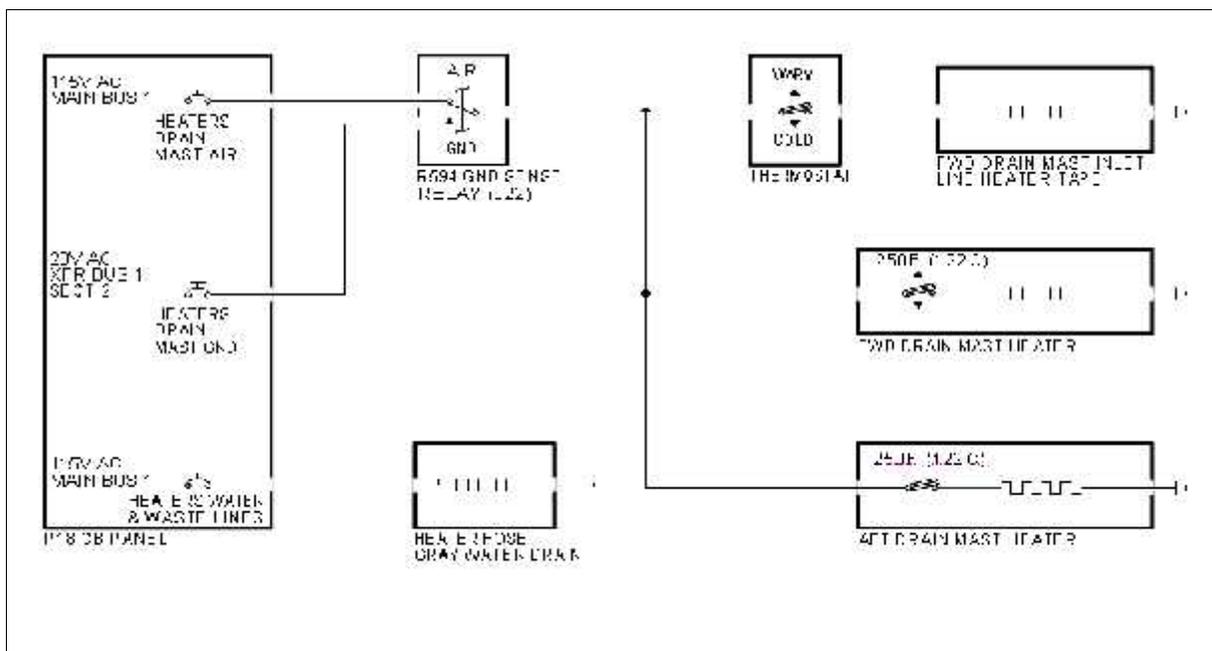


Figure (III-40): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de l'eau Gris

III-7-3/ Perte de l'eau usée:

Le système anti-givrage de perte de l'eau usée empêche le branchement de givre (freeze-plugging) du système de perte et des tuyaux de service.

Le système utilise des réchauffeurs électriques de résistance dans ces secteurs pour:

- Nettoyez à l'aspirateur le robinet de vidange de réservoir (boule)
- Nettoyez à l'aspirateur le canal de rinçage de réservoir

1) Le robinet de vidange de réservoir (Boule):

Le réchauffeur couvrant utilise **115 VAC** pour chauffer le robinet de vidange de réservoir (boule). Quand l'avion est alimenté, le passage de la chaleur vers le robinet de vidange est automatique.

2) Le canal de rinçage de réservoir:

Le réchauffeur de bande utilise **28 VDC** pour chauffer le canal de rinçage de réservoir. Quand l'avion est alimenté, le passage de la chaleur vers le canal de rinçage est automatique. *Voir figure (III-41).*

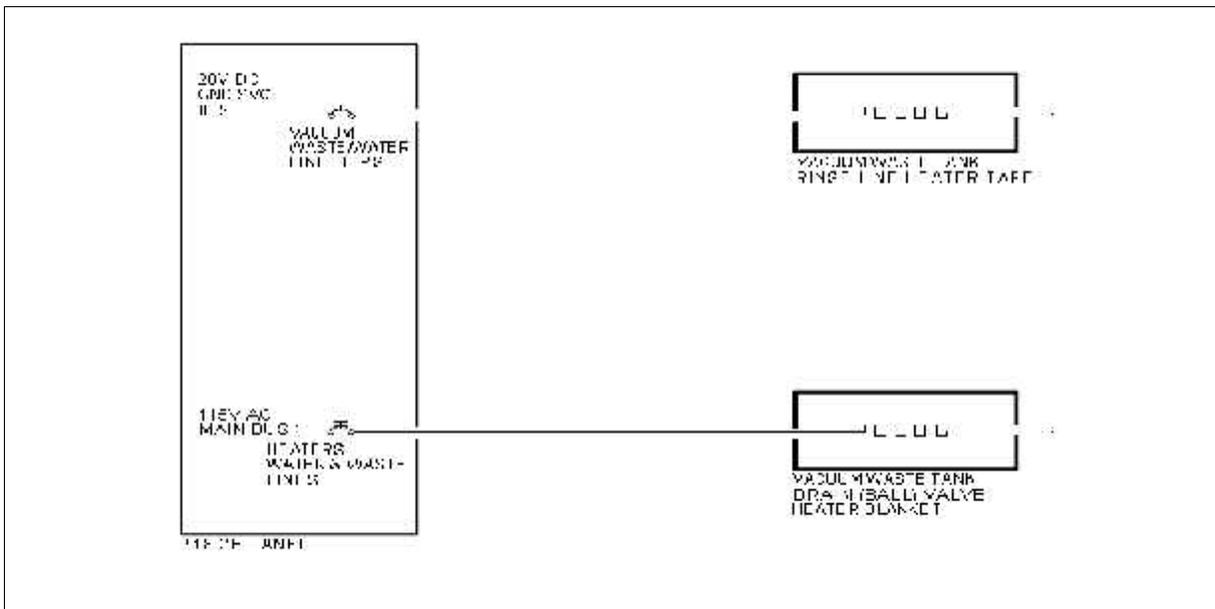


Figure (III-41): Schéma électrique de fonctionnement du système anti-givrage de perte de l'eau usée

IV-1/ Introduction :

L'anti-givrage du moteur CFM56-7B de l'avion **B737-800** chauffe le capot d'entrée d'air moteur pour empêcher le dépôt de glace, qui pourrait interrompre et entrer dans le moteur. Le cône était à l'origine conique pour empêcher l'habillage de glace mais a été changé en forme elliptique pour guider la glace loin du noyau de moteur. *Voir figure (IV-01).*



Figure (IV-01) : Le cône d'anti-givrage du CFM56-7B

Depuis le début des années 1994, tous les avions de Boeing ont été construits avec le verre enduit de joint extérieur des industries de **(PPG)** qui a un hydrophobe. L'hydrophobe détériore avec du temps dépendant des méthodes d'utilisation de nettoyage d'essuie-glace de pare-brise etc..., mais peut être réappliqué.

Limitations :

L'antigivre du moteur doit être allumé quand les conditions de givrage existent ou sont prévues, à moins que pendant la montée et la croisière au-dessous de -40°C .

Les lumières d'antigivre de capot du moteur illumineront s'il y a un **overtemp (825F)** ou un état de surpression (**65 PSI**) existe dans l'un ou l'autre conduite. Dans cette situation, la poussée sur le moteur associé devrait être réduite jusqu'à ce que la lumière s'éteigne.

IV-2/ Le système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur :

a) Description Générale :

Le système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur devrait être employé sans interruption au sol et dans le ciel en conditions de givrage pour éviter la formation de glace sur les entrées d'air moteur.

Chaque moteur a un système d'anti-givrage du capot d'entrée d'air, ces systèmes fonctionnent en vol et au sol.

Chaque moteur est la source de son air de soutirage du système anti-givrage. L'air chaud de soutirage est arrivé du conduite inter-étages du moteur, d'amont du régulateur de pression et du robinet d'isolement. Quand le système est allumé, la valve thermique s'ouvre et l'air chaud de soutirage passe par la valve vers le capot creux d'entrée d'air. L'air chaud augmente la température dans le capot et passe alors au dessus du bord par un passage au fond du capot. *Voir les figure (IV-02, IV-03).*

Le commutateur sur le panneau supérieur (P5) expédie l'opération de chaque système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur.

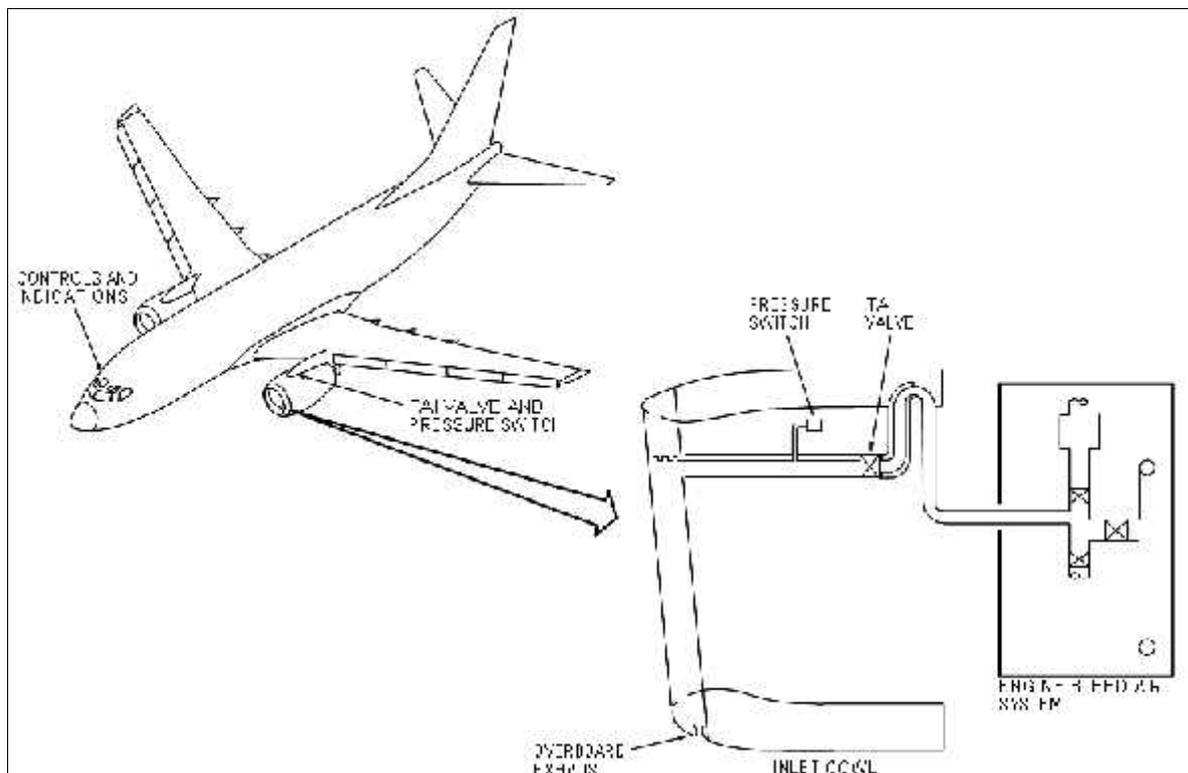


Figure (IV-02) : Système anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur

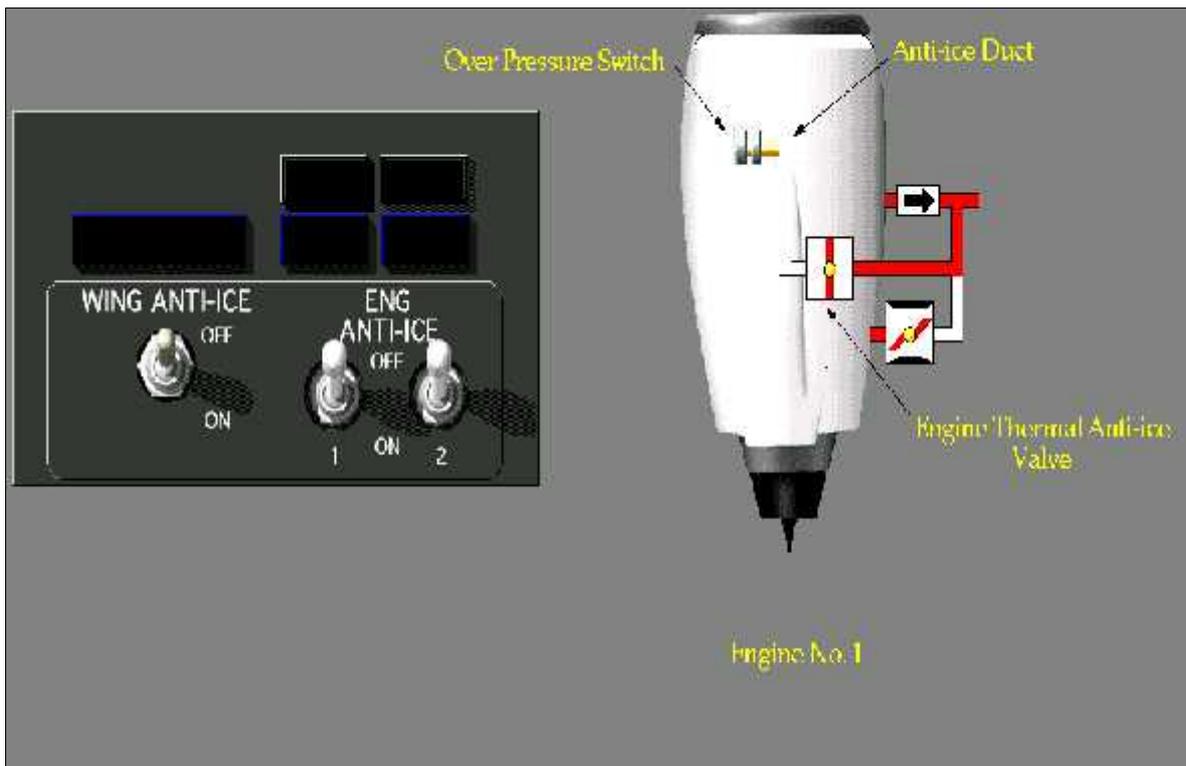


Figure (IV-03) : Les composantes du système

IV-2-1/ La valve du capot d'entrée d'air (TAI):

La valve thermique du capot entré d'air (**TAI**) contrôle l'écoulement d'air au capot moteur.

a) Localisation :

La valve du capot d'entrée d'air moteur est située dans le côté droit de la caisse FAN du moteur.

b) Technologie de la valve :

La valve a utilisé ces éléments:

- Déclencheur
- Prise électrique
- Solénoïde de commande
- Collier de priorité manuelle /indicateur de position
- Corps d'écoulement
- Régulateur

En aval de la valve est un mano-contact. *Voir figure (IV-04).*

c) Fonctionnement :

La valve d'antigivre du capot d'entrée d'air est une vanne à papillon commandée électriquement et actionnée d'une manière pneumatique. A l'arrêt moteur, la valve reste dans la position fermée.

Quand le signal de commande active la valve solénoïde, le solénoïde de commande laisse la conduite ascendante pressuriser dans le régulateur de valve. Le régulateur commande la pression et l'envoie au déclencheur, ce dernier ouvre la valve d'une manière contre la pression de ressort.

Une ligne de sens descendant sur la valve qui polarise le régulateur, ce dernier modulé le plat de papillon de la valve pour limiter la pression descendant au maximum de **50 PSI**.

Les commutateurs de limite de valve donnent la rétroaction de la position de valve au module (P5-11) pour l'indication de statut du système.

La valve du capot d'entrée d'air moteur a un collier de priorité manuelle. Vous pouvez manuellement fermer la valve à clef en position complètement ouverte ou complètement fermée si la valve défaille.

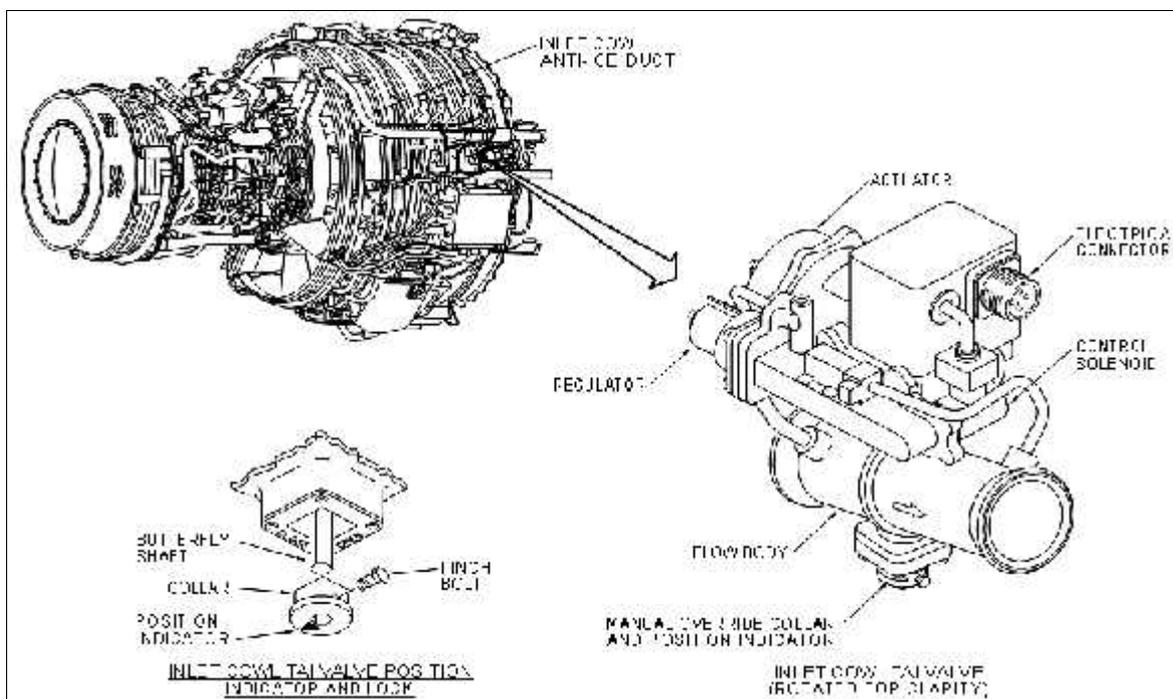


Figure (IV-04) : La valve du capot d'entrée d'air moteur

IV-2-2/ Le mano-contact du capot d'entrée d'air moteur:

Le mano-contact thermique du capot d'entrée d'air surveille la pression dans les conduites du capot.

a) Localisation :

Le mano-contact est situé sur la conduite du capot d'entrée d'air, en aval de la valve thermique d'antigivre du capot. *Voir figure (IV-05).*

b) Description :

Le mano-contact du capot d'entrée d'air moteur utilise ces éléments:

- connecteur de ligne de sens.
- prise électrique.

c) Fonctionnement :

Le mano-contact est un commutateur de type anéroïde. Quand la pression au port de sens est plus de **65 PSI**, le commutateur se ferme. Ceci permet l'indication à lumière sur le panneau supérieur avant (**P5**).

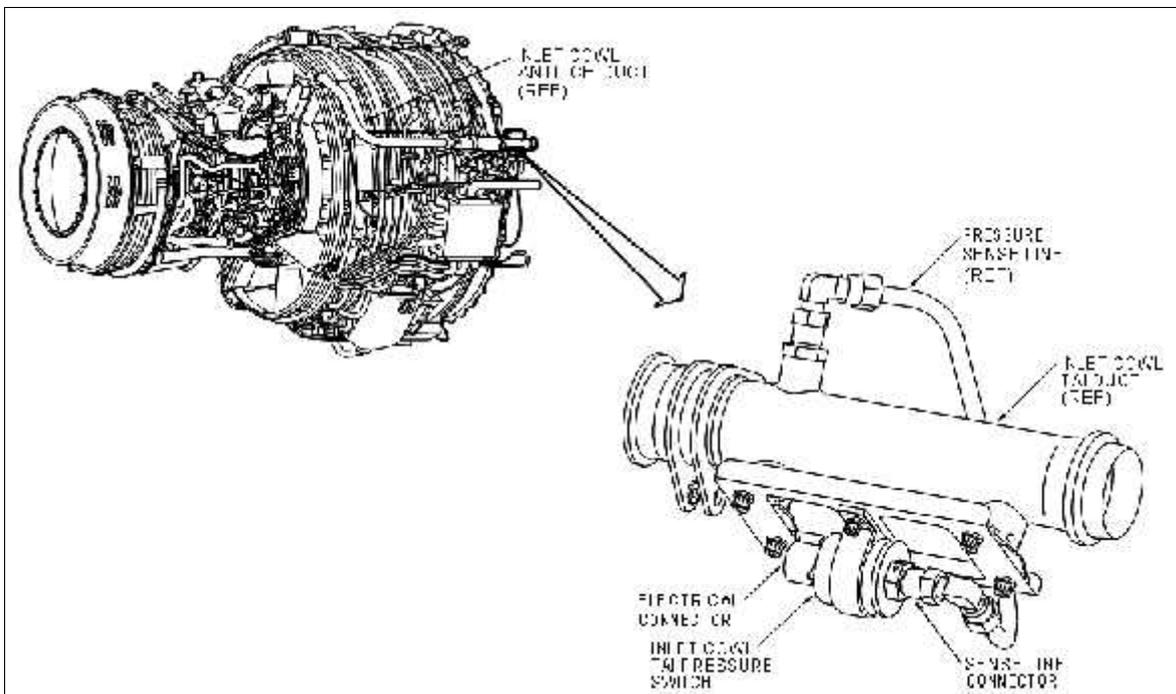


Figure (IV-05) : Le mano-contact du capot d'entrée d'air moteur

La lumière d'antigivre du capot est dans la position 'ON' quand il y a un état fini de pression de plus de **65 PSI**, ceci montre un événement fini de pression. *Voir figure (IV-06).*

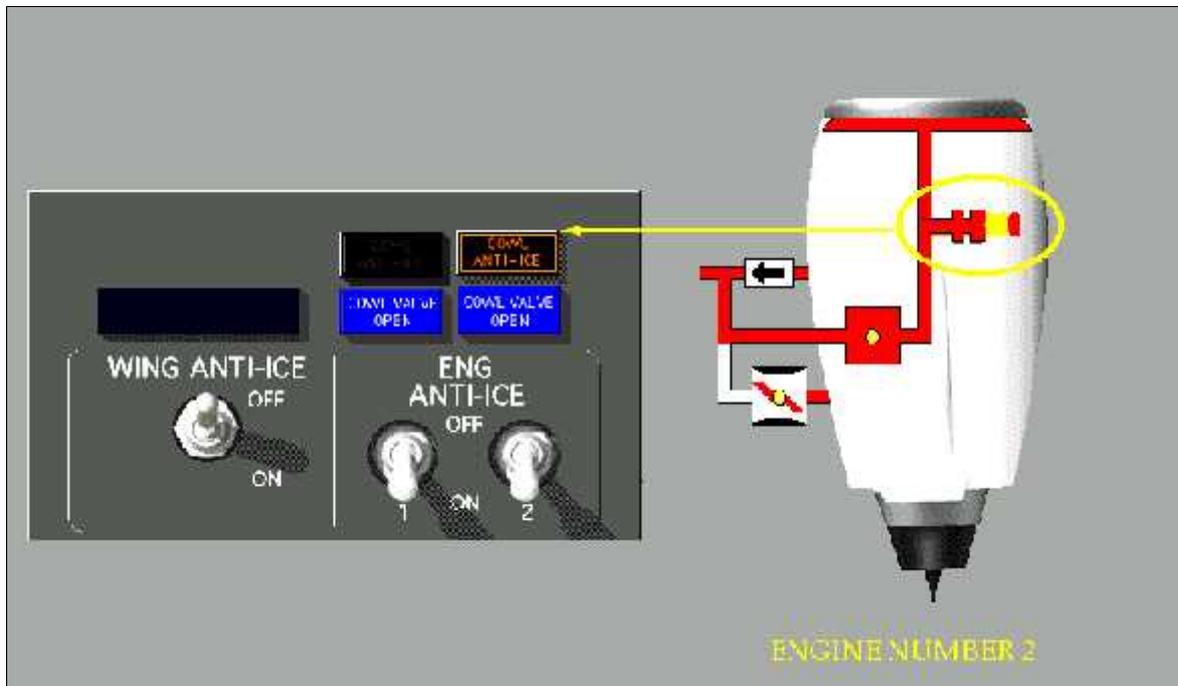


Figure (IV-06) : L'état fini de pression de l'antigivre du moteur

IV-3/ Description fonctionnelle :

Il y a deux systèmes d'anti-givrage du capot d'entrée d'air (moteur 1 et moteur 2). Les deux systèmes sont identiques et utilisent l'alimentation de **28 VDC** pour la commande et l'indication.

Les commandes et l'indication des commutateurs sont situées sur le panneau d'antigivre moteur et de l'aile (**P5-11**).

a) L'anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur :

Quand vous mettez le commutateur (**ENG ANTI-ICE**) dans la position 'ON', le commutateur assure les fonctions suivantes:

- Envoie un courant de **28 VDC** pour activer le solénoïde de commande sur la valve du capot d'entrée d'air moteur
- Donne une boucle discrète ouverte à la **EEC** (pour la commande de ralenti du moteur)
- Donne une boucle discrète ouverte au **FMC** (aux programmes polarisés de carburant pour les charges de soutirage)

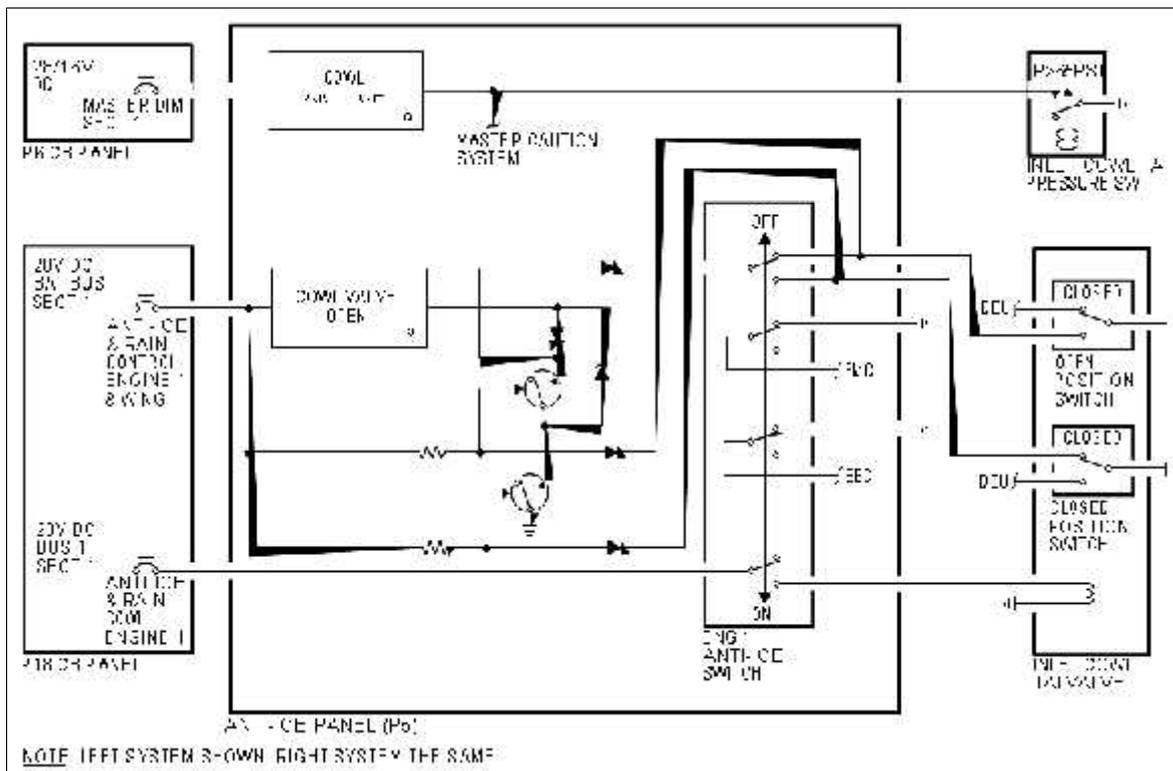


Figure (IV-07) : Schéma électrique de fonctionnement de la valve du capot d'entrée d'air moteur

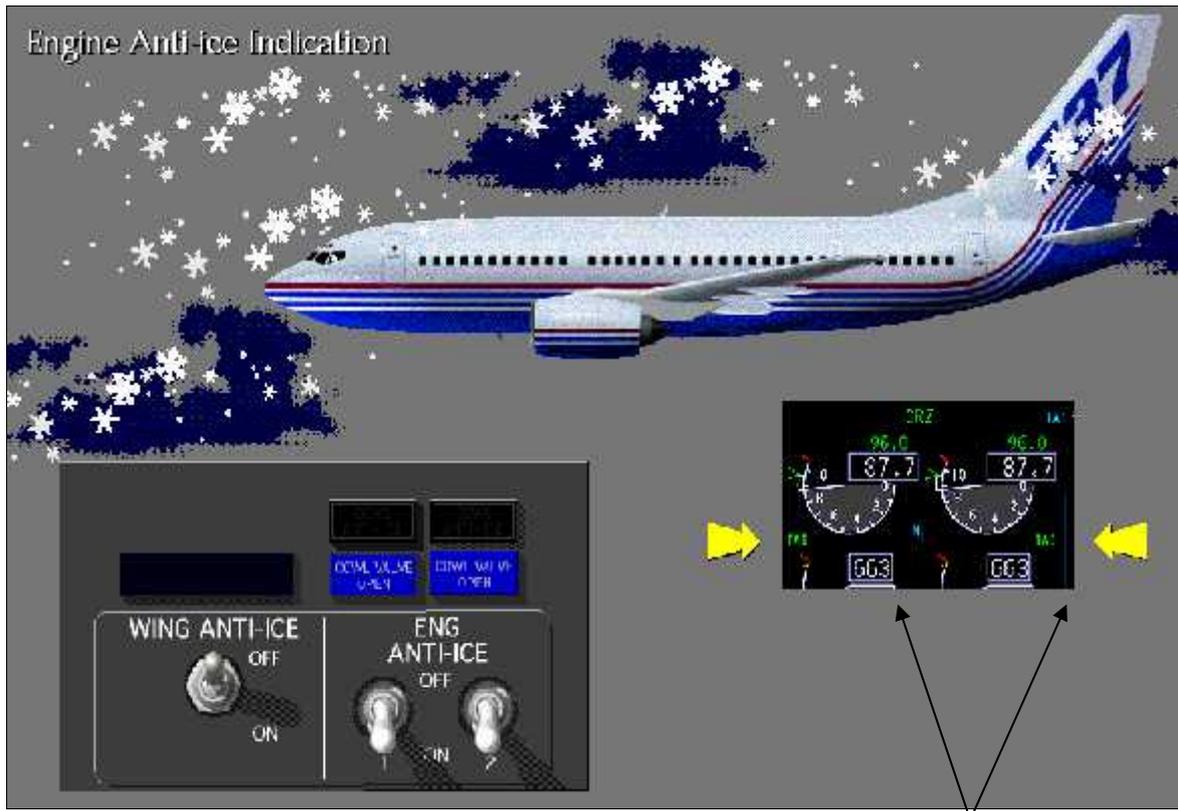
IV-4/ Les opérations :

L'affichage de CDS :

Le système d'affichage commun (**CDS**) montre le statut du capot d'entrée d'air moteur. Il montre à gauche de chaque champ numérique l'indication de la vitesse N1.

Le message de (**TAI**) est vert quand le commutateur est dans la position 'ON' et la valve de **CTAI** est ouverte.

Le message de (**TAI**) est ambre quand le commutateur et la position de valve ne conviennent pas pendant plus de **8** secondes. *Voir figure (IV-08).*



GREEN - VALVE OPEN AND SWITCH ON
 YELLOW - COWL VALVE NOT IN COMMANDED POSITION FOR MORE THAN 8 SECONDS

Figure (IV-08) : Système d'indication de (TAI)

IV-5/ Les commandes :

Le panneau d'antigivre assure les fonctions suivantes:

- Donne l'interface à l'équipage de vol avec les systèmes d'anti-givrage du capot d'entrée d'air moteur et d'aile
- La commande et l'indication du système

a) Localisation :

Le panneau est situé sur la boîte du commande supérieur avant (P5). Voir figure (IV-09).

b) Description générale :

La valve d'antigivre du capot s'ouvre quand le commutateur est dans la position 'ON' au sol ou en vol. La lumière bleue (**COWL VALVE OPEN**) indique les positions de valve et de commutateur. *Voir les figures (IV-12, IV-13).*

Ce sont les indications légères:

- La lumière est **OFF**- le commutateur est dans la position 'OFF'et la valve est fermée.
- La lumière est faible brillance (**DIM**) - le commutateur est dans la position 'ON' et la valve est ouverte. *Voir figure (IV-11).*
- La lumière est forte brillance (**Bright**) - la position de commutateur et la position de valve n'est pas identique ou la valve est en transit. *Voir figure (IV-10).*

Quand la pression de la conduite en aval de la valve est trop haute, on trouve c'est l'indication:

- lumière ambre (**COWL ANTI-ICE**) s'allume
- l'annonceur (**MASTER CAUTION**) et (**ANTI-ICE**) s'allument. *Voir figure (IV-14).*

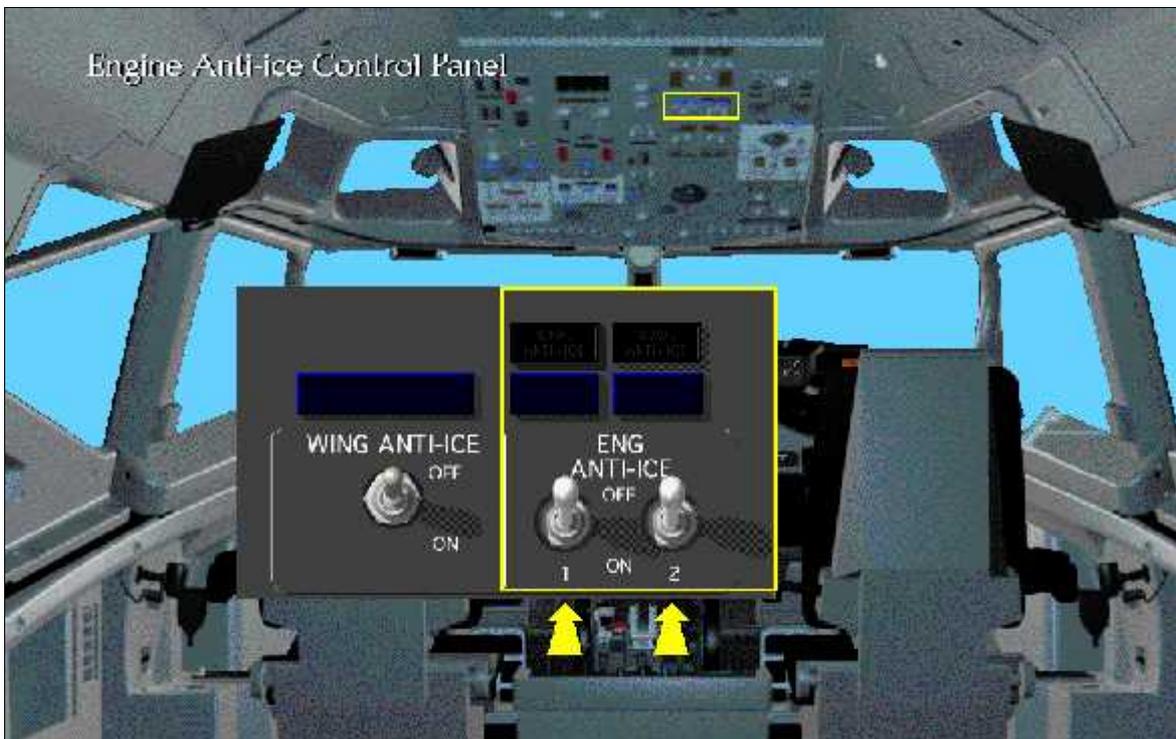


Figure (IV-09) : Panneau d'anti-givre (P5) du moteur

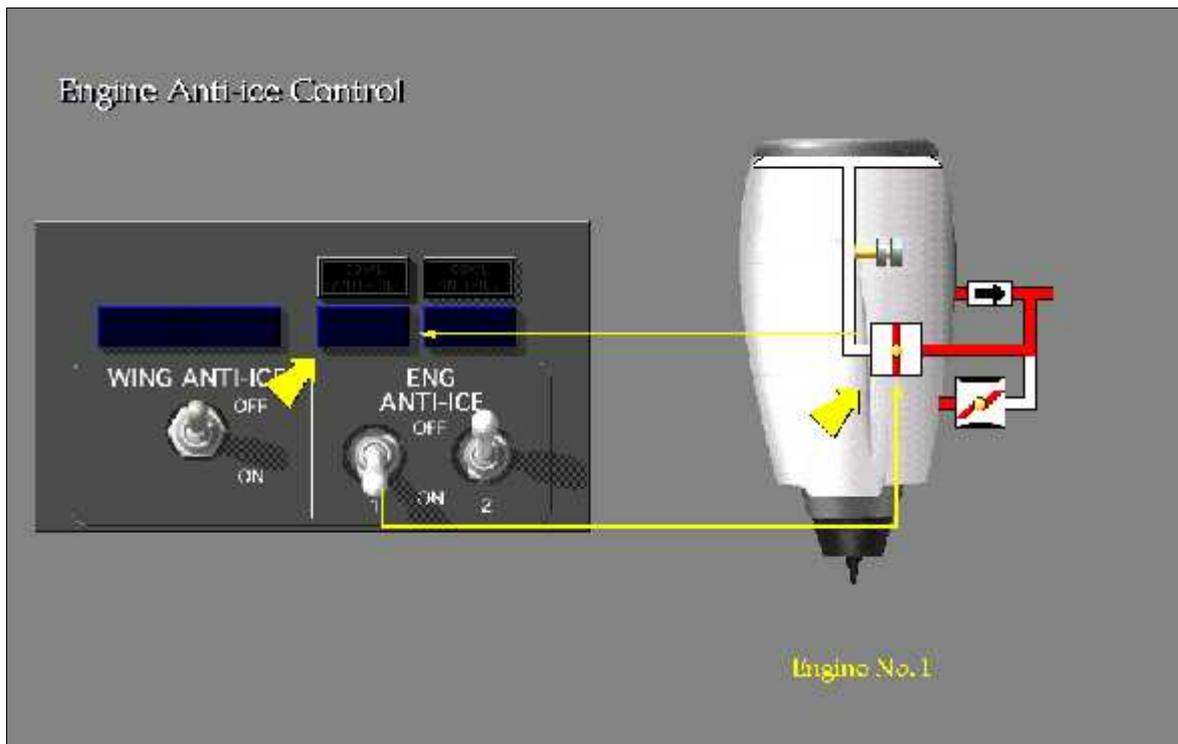


Figure (IV-10) : La position de commutateur et la position de valve ne sont pas identiques

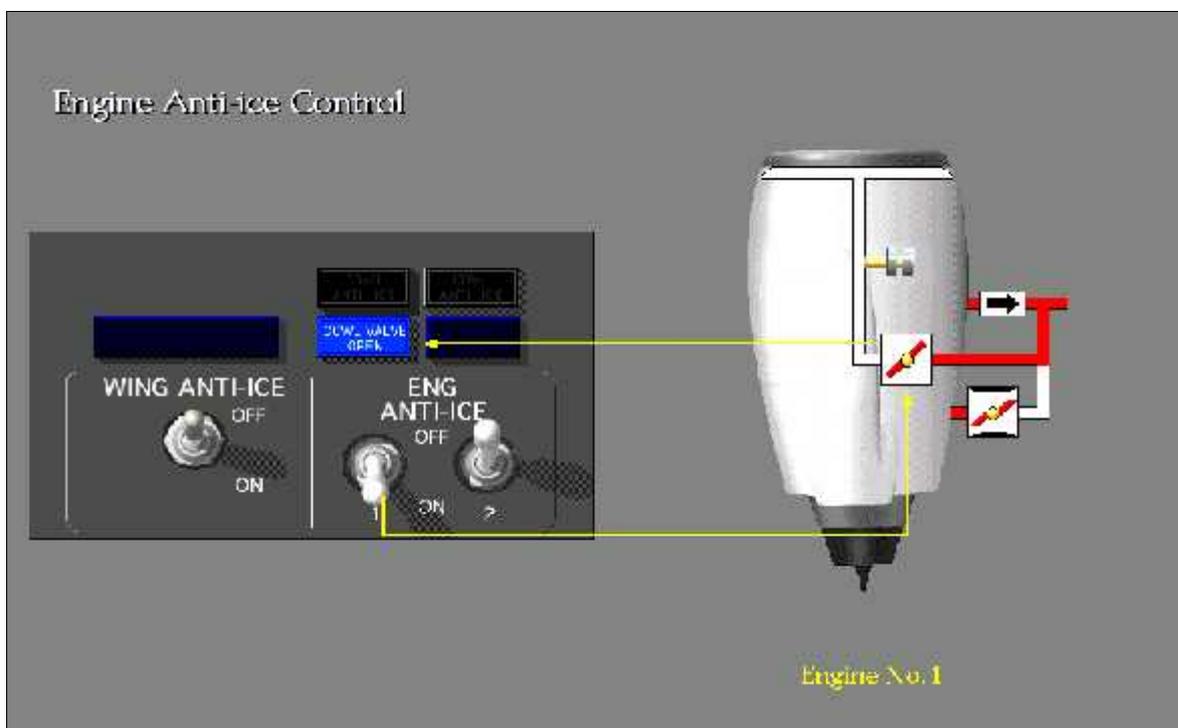


Figure (IV-11) : Le commutateur est dans la position 'ON' et la valve est ouverte



Figure (IV-12) : L'ouverture complète de la valve de (TAI)



Figure (IV-13) : Le fonctionnement du système



Figure (IV-14) : L'annonceur (MASTER CAUTION) et (ANTI-ICE) s'allume

IV-6/ Activités de dégivrage et d'anti-givrage des avions au sol :

1/ Section exploitation et navigabilité (OPS/AIR) :

Il est absolument nécessaire de traiter efficacement les dépôts de glace et de neige sur les avions au sol pour assurer la sécurité des activités hivernales. Les documents de l'OACI ci-dessous renferment des exigences et des éléments indicatifs à ce sujet.

La Partie I - Aviation de transport commercial international - Avions de l'Annexe 6

Intitulée *Exploitation technique des aéronefs* traite des activités de dégivrage et d'antigivrage des avions au sol. L'article 4.3.5.4 de cette même partie contient une norme selon laquelle il faut procéder à une inspection des avions au sol et, au besoin, au traitement de dégivrage et d'antigivrage avant le décollage lorsque les conditions observées ou présumées sont propices au givrage.

Toujours dans **la Partie I**, l'article 5.6 de l'Appendice 2 exige que des instructions pour l'exécution et le contrôle des activités de dégivrage et d'antigivrage au sol soient comprises dans le manuel d'exploitation de l'exploitant. L'article 8.7.3 de la 2^e Édition (1997) du guide *Rédaction d'un manuel d'exploitation* (Doc 9376) contient également des éléments indicatifs sur le contenu d'un manuel d'exploitation en ce qui concerne les activités de dégivrage et d'antigivrage.

Le Volume I - Conception et exploitation technique des aérodromes de l'Annexe 14

Intitulée *Aérodromes* ainsi que **la Partie 2 - Voies de circulation, aires de trafic et plates-formes d'attente de circulation** du *Manuel de conception des aérodromes* (Doc 9157) traitent également des exigences en matière de dégivrage et d'antigivrage des avions au sol.

La 2^e Édition (2000) du *Manuel sur les activités de dégivrage et d'antigivrage au sol des aéronefs* de l'OACI (Doc 9640) donne une description générale des divers facteurs liés au givrage des avions au sol. Ce document énonce les exigences procédurales minimales auxquelles il faut satisfaire pour mener des activités sécuritaires et efficaces lorsque les conditions nécessitent que les avions fassent l'objet d'activités de dégivrage et d'antigivrage. Il décrit aussi le « concept de l'aéronef propre ». La 2^e Édition traite des liquides de types I, II, III et IV ainsi que des méthodes de dégivrage sans liquide. Elle fournit des exemples d'application et des tableaux qui montrent les durées de protection offertes par les liquides de types I, II et IV. La 2^e Édition traite également de l'équipement, des programmes d'assurance de la qualité et de la mise à jour annuelle des lignes directrices en matière de durée de protection et des procédures de dégivrage et d'antigivrage. Ce manuel a été publié dans le but premier d'encourager la normalisation des activités de dégivrage et d'antigivrage au niveau international.

2/ La norme de l'OACI en matière d'activités de dégivrage et d'antigivrage :

La formation et la qualification du personnel chargé du dégivrage relèvent des exploitants et des États concernés. **La Partie I - Aviation de transport commercial international – Avions** de l'Annexe 6 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, intitulée *Exploitation technique des aéronefs*, renferme la norme suivante :

« 4.3.5.4 - Un vol qu'il est prévu d'effectuer en conditions de givrage au sol observées ou présumées ou qui risque d'être exposé à de telles conditions ne sera entrepris que si l'avion a fait l'objet d'une inspection givrage et, au besoin, d'un traitement de dégivrage et d'antigivrage approprié. Les accumulations de glace et autres contaminants d'origine naturelle seront enlevés afin de maintenir l'avion en état de navigabilité avant le décollage. » Voir figure (IV-15).



Figure (IV-15) : Le traitement de dégivrage au sol

NOTE : - On trouvera des éléments indicatifs dans le Manuel sur les activités de dégivrage et d'antigivrage au sol des aéronefs (Doc 9640).

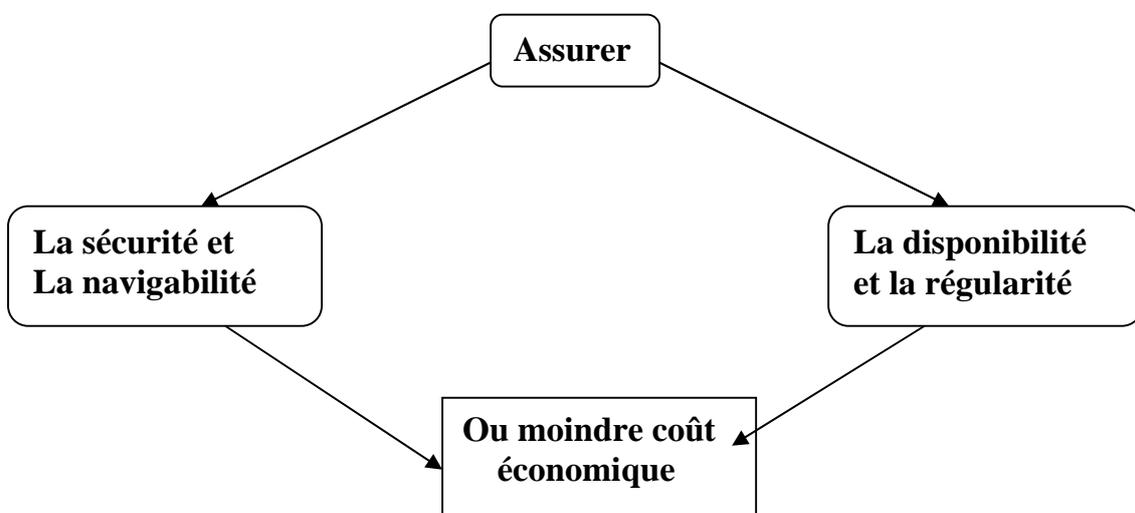
L'OACI n'a pas défini d'exigences relatives à la délivrance de licences pour les activités de dégivrage et d'antigivrage.

V-1/ Maintenance:

1/ Définition de la maintenance :

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme étant l'ensemble des opérations et actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités normalement comme lors de la certification. La maintenance consiste en plusieurs opérations dont : la vérification, modification, révision, inspection.....

2/ Objectifs de la maintenance :



3/ Différents types de maintenances :

Deux types de maintenances sont suivis pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des avions, ces deux types de maintenance sont :

- Maintenance programmée (préventive).
- Maintenance non programmée (curative).

a) Maintenance préventive :

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ses éléments en état d'être exploités normalement. Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un équipement, pièce.....

La prévention doit permettre d'éviter les pannes au cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue (visite), préparée et programmée avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

b) Maintenance curative :

C'est l'ensemble des opérations, non programmées ayant pour objectif de remédier (corriger) les avaries, ou les anomalies survenues en fonctionnement. En d'autre terme, c'est la remise en état de l'avion après détection d'une défaillance.

La démarche de dépannage est la suivante :

- Plainte équipage : (pannes données par le CRM ou par le CDU).
- S'informer et analyser la situation : (l'hésiterie...).
- Etablir le diagnostic (chercher les causes les plus probables) : cette démarche est décrite dans le « FIM ».
- Dépose/pose : cette démarche est décrite dans le « AMM ».
- Test de bon fonctionnement : a faire sur des banc d'essai.
- Restitution de l'avion à l'exploitation.
- Rédiger le rapport d'intervention.

4/ Différents niveaux de maintenance :**a) Maintenance en ligne :**

Cette maintenance est caractérisée par une intervention rapide de la part du personnel de maintenance, elle est limitée au remplacement de l'équipement défaillant. Un test est opère après remplacement de l'équipement pour contrôler le rétablissement de la fonction.

b) Entretien dans la base principal ou le hangar :

Elle est caractérisée par une intervention de longue période de la part du personnel de maintenance, elle concerne les actions ne pouvant être exécutées dans la maintenance en ligne.

c) Maintenance à l'atelier :

Cette maintenance est faire a des intervalles de temps réguliers. L'intervention du personnel est alors programmée suivant l'utilisation de l'avion et concerne les équipements non surveillés.

V-2/ Les manuels de recherche de pannes utilisés dans le système :**1/ Le manuel de recherche de pannes (FIM) :**

Le FIM est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et réparer les pannes d'avions. L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure d recherche de panne du FIM (FIM TASK) pour cela on utilise les données du (FIM) avec celles de l'avion (CDU) afin d'identifier le numéro correcte de cette dernière.

2/ Le manuel d'équipements d'essai incorpore (BITE) :

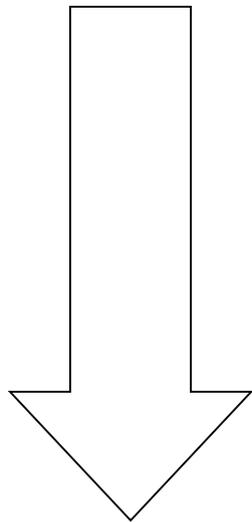
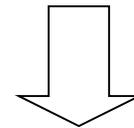
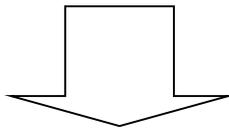
Le manuel BITE donne plus d'informations sur les pannes observées par l'équipage de l'avion, il donne aussi des clairs et faciles procédures qui aboutissent à la référence de FIM (FIM TASK) qui correspond à la panne observée.

V-3/ L'utilisation du manuel de recherche de panne (FIM) :

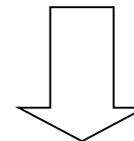
**Vous avez trouvé la panne avec
Le système d'avion (CDU)**

Il y a deux possibilités de détecter les pannes :

1. Les pannes observées
2. Les messages de panne de la CDU



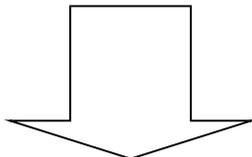
Si vous êtes sur l'avion et vous avez le manuel de recherche de panne BITE, alors vous pouvez l'utiliser pour avoir plus d'informations



Utiliser la description de la panne pour trouver numéro de la procédure de recherche de panne qui est sur le manuel BITE.

**Allez au numéro de la procédure
de recherche de panne dans le FIM**

Utilisez le code de panne affiché sur la CDU pour trouver le numéro de la procédure de recherche de panne dans le FIM. Il y a une liste numérique des codes de panne à chaque chapitre.



**Suivez les étapes de la procédure
De recherche de panne**

La procédure de recherche de panne explique comment trouver une cause à la panne et procéder aux réparations nécessaires.

V-3-1/ La structure du FIM :**Les conditions assumées au début de la procédure :**

- Le générateur électrique extérieur est allumé
- Le générateur hydraulique et pneumatique est éteint
- Moteur arrêté
- Circuits des disjoncteurs du système éteints
- Aucun équipement dans le système n'est désactivé

Les causes possibles :

- La liste des causes possibles (les plus probables en premier et les moins probables en dernier).
- Vous pouvez utiliser les archives de maintenance (historique) de votre compagnie aérienne pour déterminer si la panne s'est déjà produite avant. Comparez la liste des causes possibles à celle des actions de maintenance passées, cela aidera à prévenir la répétition des mêmes actions de maintenances.

Paragraphe de l'évaluation initiale :

- Le premier but du paragraphe de l'évaluation initiale au début de la procédure est de vous aider à découvrir si vous pouvez détecter la panne tout de suite :
- Si vous ne pouvez pas détecter la panne tout de suite, alors la procédure ne peut pas isoler la panne et le paragraphe de l'évaluation initiale indiquera que c'est une panne intermittente.
- Si vous avez une panne intermittente, vous devrez utiliser votre jugement et votre compétence personnelle pour décider de quelle procédure de maintenance à suivre. Ensuite surveillez l'avion pour savoir si la panne risque de se produire de nouveau sur des vols ultérieurs.
- Le paragraphe de l'évaluation initiale peut aussi vous aider à savoir la procédure de recherche de panne que vous devez utiliser pour isoler et réparer la panne.

Les étapes de la recherche de panne :

- Faites les étapes de la procédure de recherche de panne dans l'ordre prescrit. Les énoncés « Si.....alors » que vous voyez, vous guideront toute au long du chemin de votre dépannage.

V-4/ La liste des codes de panne :

FAULT CODE	FAULT DESCRIPTION	GO TO FIM TASK
301 010 00	WING ANTI-ICE L VALVE OPEN light: slowto go from bright to Dim when switch is moved to ON.	30-11 TASK 801
301 015 41	WING ANTI-ICE L VALVE OPEN light: does not go bright during Transition.	30-11 TASK 804
301 015 42	WING ANTI-ICE R VALVE OPEN light: does not go bright during transition.	30-11 TASK 804
301 020 00	WING ANTI-ICE L VALVE OPEN light: slowto go from bright to Off when switch is moved to OFF.	30-11 TASK 802
301 030 00	WING ANTI-ICE L VALVE OPEN light: stays on bright.	30-11 TASK 803
301 050 00	WING ANTI-ICE R VALVE OPEN light: slowto go from bright to Dim when switch is moved to ON.	30-11 TASK 801
301 060 00	WING ANTI-ICE R VALVE OPEN light: slowto go from bright to Off when switch is moved to OFF.	30-11 TASK 802
301 070 00	WING ANTI-ICE R VALVE OPEN light: stays on bright.	30-11 TASK 803
301 080 00	WING ANTI-ICE L VALVE OPEN light: does not come on.	30-11 TASK 805
301 090 00	WING ANTI-ICE R VALVE OPEN light: does not come on.	30-11 TASK 805
301 100 00	WING ANTI-ICE switch: does not latch in the ON position with the engines not operating.	30-11 TASK 806
301 110 00	WING ANTI-ICE switch: unlatches when the engines are operating.	30-11 TASK 807
302 010 51	COWL ANTI-ICE light: light comes on independent of engine thrust setting - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 801
302 010 52	COWL ANTI-ICE light: light comes on independent of engine thrust setting - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 801
302 011 51	COWL ANTI-ICE light: light comes on at high thrust setting (takeoff or climb) and goes off at reduced thrust - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 809
302 011 52	COWL ANTI-ICE light: light comes on at high thrust setting (takeoff or climb) and goes off at reduced thrust - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 809
302 020 51	COWL VALVE OPEN light: slowto go from bright to dim when switch is moved to ON - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 802
302 020 52	COWL VALVE OPEN light: slowto go from bright to dim when switch is moved to ON - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 802
302 030 51	COWL VALVE OPEN light: slowto go from bright to off when switch is moved to OFF - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 803
302 030 52	COWL VALVE OPEN light: slowto go from bright to off when switch is moved to OFF - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 803
302 040 51	COWL VALVE OPEN light: stays on bright - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 804

FAULT CODE	FAULT DESCRIPTION	GO TO FIM TASK
302 040 52	COWL VALVE OPEN light: stays on bright - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 804
302 050 51	COWL VALVE OPEN light: stays on bright when switch is moved to ON - ENG ANTI-ICE 1.	30-21 TASK 805
302 050 52	COWL VALVE OPEN light: stays on bright when switch is moved to ON - ENG ANTI-ICE 2.	30-21 TASK 805
303 010 00	AUX PITOT light: light on.	30-31 TASK 801
303 020 00	CAPT PITOT light: light on.	30-31 TASK 802
303 030 00	F/O PITOT light: light on.	30-31 TASK 803
303 040 00	L ALPHA VANE light: light on.	30-31 TASK 804
303 050 00	L ELV PITOT light: light on.	30-31 TASK 805
303 060 00	Pitot probe: does not get hot.	30-31 TASK 806
303 070 00	Probe heater indicator lights: do not come on when PITOT STATIC HEAT switches are OFF.	30-31 TASK 807
303 080 00	R ALPHA VANE light: light on.	30-31 TASK 808
303 090 00	R ELV PITOT light: light on.	30-31 TASK 809
303 100 00	TEMP PROBE light: light on.	30-31 TASK 810
304 010 41	WINDOW HEAT OVERHEAT light: light on - L FWD.	30-41 TASK 801
304 010 42	WINDOW HEAT OVERHEAT light: light on - R FWD.	30-41 TASK 801
304 020 41	WINDOW HEAT OVERHEAT light: light on - L SIDE.	30-41 TASK 801
304 020 42	WINDOW HEAT OVERHEAT light: light on - R SIDE.	30-41 TASK 801
304 030 41	WINDOW HEAT Power ON light: does not come on - L FWD.	30-41 TASK 801
304 030 42	WINDOW HEAT Power ON light: does not come on - R FWD.	30-41 TASK 801
304 040 41	WINDOW HEAT Power ON light: does not come on - L SIDE.	30-41 TASK 801
304 040 42	WINDOW HEAT Power ON light: does not come on - R SIDE.	30-41 TASK 801
304 050 00	Window heat: lights do not operate correctly when the test switch is moved to PWR TEST.	30-41 TASK 801
304 060 00	Window heat: master caution and OVERHEAT lights do not operate correctly when the test switch is moved to OVHT.	30-41 TASK 801
304 080 00	Window heat: does not heat correctly - windshield.	30-41 TASK 802
304 090 00	Window heat: does not heat correctly - side window.	30-41 TASK 809
304 200 41	Windshield wiper: does not operate in any switch position - left.	30-42 TASK 801
304 200 42	Windshield wiper: does not operate in any switch position - right.	30-42 TASK 801
304 210 41	Windshield wiper: does not operate in one switch position - left.	30-42 TASK 802

FAULT CODE	FAULT DESCRIPTION	GO TO FIM TASK
304 210 42	Windshield wiper: does not operate in one switch position - right.	30-42 TASK 802
304 220 41	Windshield wiper: speed is incorrect - left.	30-42 TASK 804
304 220 42	Windshield wiper: speed is incorrect - right.	30-42 TASK 804
304 230 41	Windshield wiper: sweep is incorrect - left.	30-42 TASK 803
304 230 42	Windshield wiper: sweep is incorrect - right.	30-42 TASK 803
304 240 41	Windshield wiper: does not park in the correct position - left.	30-42 TASK 805
304 240 42	Windshield wiper: does not park in the correct position - right.	30-42 TASK 805
304 250 41	Windshield wiper: does not stop - left.	30-42 TASK 806
304 250 42	Windshield wiper: does not stop - right.	30-42 TASK 806
304 260 41	Windshield wiper: does not remove water correctly - left.	30-42 TASK 807
304 260 42	Windshield wiper: does not remove water correctly - right.	30-42 TASK 807
307 010 00	Drain mast: does not heat.	30-71 TASK 801
307 020 00	Drain mast: overheats.	30-71 TASK 802

V-5/ Quelques exemples sur la recherche de pannes du système:

1/ TASK 801. La valve d'antigivre d'aile est lente pour ouvrir

L'analyse de panne (Fault isolation)

A. Description :

(1) La lumière (**WING ANTI-ICE L VALVE**) ou (**WING ANTI-ICE R VALVE**) est lente pour aller de forte brillance (Bright) à faible brillance (DIM) quand le commutateur (**WING ANTI-ICE**) est mis à la position 'ON'.

B. Les causes possibles :

(1) La valve d'antigivre d'aile, le **V29 (gauche)** ou le **V30 (droit)**.

C. Les disjoncteurs (Circuit Breakers) :

(1) Ceux-ci sont les disjoncteurs primaires liés au défaut:

Panneau du système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
A	1	C00146	ANTI-ICE & RAIN WING ANTI-ICE VALVE
A	6	C00148	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 ENGINE & WING CONTROL

D. Données Relatives :

- (1) Localisation des éléments. *Voir figure (V-01).*
- (2) (SSM 30-11-11)
- (3) (WDM 30-11-11)

E. Évaluation Initiale :

(1) Mettez le commutateur (WING ANTI-ICE) sur le module d'antigivre du moteur et d'aile (**P5-11**) dans la position 'ON'.

(a) Si la lumière (VALVE OPEN) ne disparaît pas (Bright) puis (DIM) pendant 1 à 6 secondes, suivez alors la procédure d'analyse de panne.

(b) Si les lumières (VALVE OPEN) disparaissent (Bright) pendant 1 à 6 secondes puis disparaissent (DIM), là était alors une panne intermittente. Mettez le commutateur (WING ANTI-ICE) dans la position 'OFF'.

F. Procédure d'analyse de panne :

(1) Remplacez le robinet d'isolement d'anti-givrage thermique d'aile applicable V29 (gauche) ou V30 (droit). Ce sont les tâches:

- Déposez le robinet d'isolement thermique d'anti-givrage d'aile, AMM TASK 30-11-11-000-801
- Posez le robinet d'isolement thermique d'anti-givrage d'aile, AMM TASK 30-11-11-400-801

(a) Faites ces étapes pour s'assurer que le défaut a été corrigé:

1) Mettez le commutateur (WING ANTI-ICE) sur le module d'antigivre du moteur et d'aile (**P5-11**) à la position 'ON'.

2) Si les lumières (VALVE OPEN) disparaissent (Bright) pendant 1 à 6 secondes après vont (DIM), alors vous avez corrigé le défaut.

(b) Mettez le commutateur (WING ANTI-ICE) sur le module d'antigivre du moteur et d'aile (P5-11) à la position 'OFF'.

END OF TASK

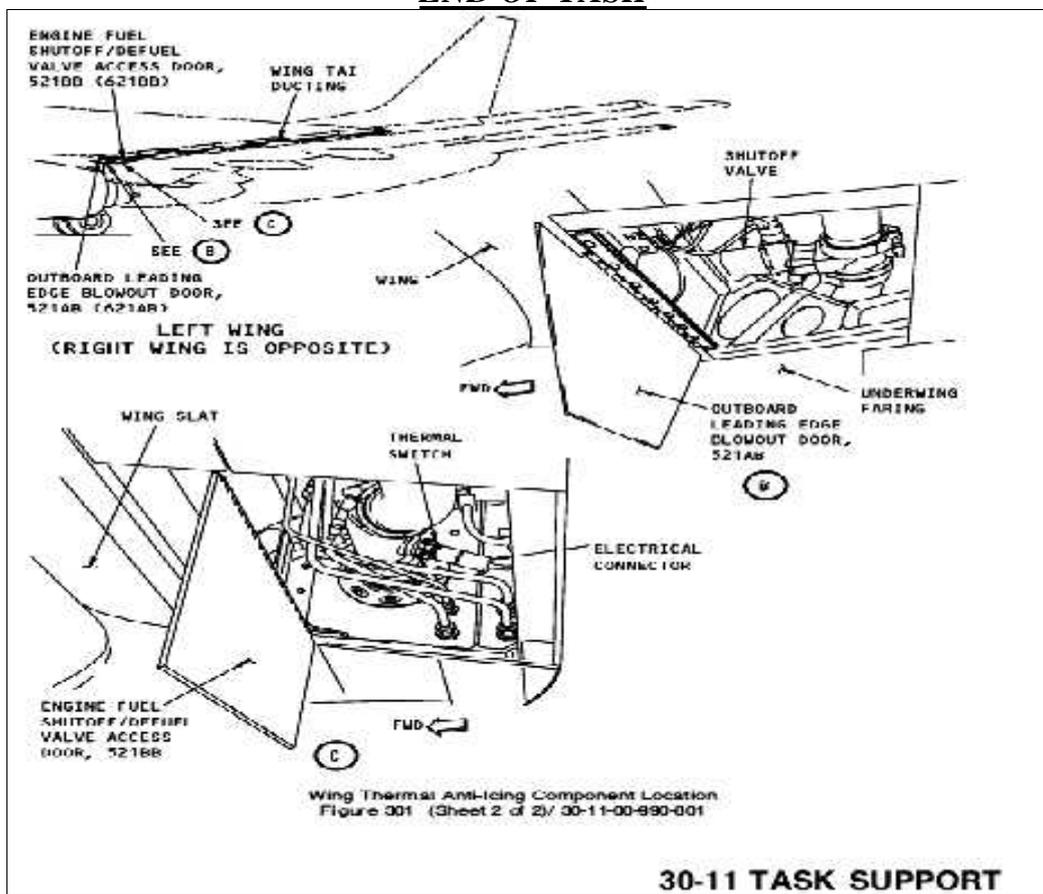


Figure (V-01) : Localisation des éléments du (WTAI)

2/ TASK 801. La lumière (COWL ANTI-ICE) est allumée

L'analyse de panne (Fault isolation)

A. Description :

- (1) La lumière (COWL ANTI-ICE) est allumée.
- (2) Le commutateur de surpression de la conduite indique une surpression dans la conduite.

B. Causes Possibles :

- (1) Commutateur de surpression de la conduite de **CTAI**, S806
- (2) Panneau d'antigivre du moteur et d'aile, **P5-11**

(3) Problème de câblage

(4) La valve thermique de l'antigivre du capot d'entrée d'air moteur (TAI)

C. Les disjoncteurs (Circuits Breakers) :

(1) ceux-ci sont les disjoncteurs primaires liés au défaut:

Panneau du système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
A	6	C00148	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 ENGINE & WING CONTROL
A	7	C01001	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 COWL ANTI-ICE VALVE
B	6	C00149	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 2 CONTROL
B	7	C01002	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 2 COWL ANTI-ICE VALVE

D. Données relatives :

(1) Localisation des éléments. *Voir les figures (V-02, V-03).*

(2) (SSM 30-21-11)

(3) (WDM 30-21-11)

(4) (WDM 30-21-21)

E. Évaluation initiale :

(1) regardez la lumière (COWL ANTI-ICE).

(a) Si la lumière est allumée, faites alors la procédure d'analyse de panne ci-dessous.

(b) Si la lumière n'est pas allumée, alors il y avait un défaut intermittent ou il y avait une condition de surpression dans le système d'antigivre d'entrée d'air moteur.

(c) Si la lumière s'allume seulement quand le moteur tourne, il y a alors une condition de surpression dans le système d'antigivre d'entrée d'air moteur. Pour un état de surpression, remplacez la valve thermique de l'antigivre d'entrée d'air moteur (TAI).

F. Procédure d'analyse de panne :

(1) faites ces étapes pour se préparer à l'analyse de panne:

(a) ouvrez ces disjoncteurs et installez le tag de sécurité:

Panneau du système électrique de **CAPT**, P18-2

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
B	4	C01003	ENGINE 1 THRUST REVERSER IND

Panneau du système électrique de **F/O** (co-pilote), P6-2

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

(b) Faites ces étapes pour obtenir l'accès au commutateur de surpression de la conduite de (**CTAI**):

1) pour le panneau droit du capot FAN sur le moteur applicable, faites cette tâche:

Ouvrez les panneaux du capot FAN, AMM TASK 71-11-02-010-801-F00

a) ouvrez ces panneaux d'accès:

<u>Nombre</u>	<u>Nom/Position</u>
414AR	Oil tank access door engine 1
424AR	Oil tank access door engine 2

(2) faites cet essai du commutateur de surpression:

(a) Enlevez la prise électrique DP1303 du commutateur de surpression.

(b) Faites un contrôle de continuité entre les bornes 1 et 2 du commutateur de surpression, S806.

(c) s'il y a une continuité entre les bornes 1 et 2, suivez alors ces étapes:

1) remplacez le commutateur de surpression, S806. Ce sont les tâches:

- Déposez la sonde de pression d'antigivre du moteur, AMM TASK 30-21-21-000-802
- Posez la sonde de pression d'antigivre du moteur, AMM TASK 30-21-21-400-801

2) faites le test à la fin de cette tâche.

(d) S'il n'y a pas une continuité entre les bornes 1 et 2, alors continuez.

(3) faites cet essai du câblage entre le moteur et le panneau d'antigivre d'aile et le commutateur de surpression:

(a) Ouvrez ces disjoncteurs et installez les tags de sécurité:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
A	6	C00148	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 ENGINE & WING CONTROL
A	7	C01001	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 COWL ANTI-ICE VALVE
B	6	C00149	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 2 CONTROL
B	7	C01002	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 2 COWL ANTI-ICE VALVE

AVERTISSEMENT: *il y a des tensions élevées dans le panneau supérieur (P5). Assurez-vous que vous ne touchez pas ou que les bornes dessous peu exposées. Les dommages au personnel ou les dommages à l'équipement peuvent se produire.*

(b) Faites ces étapes pour ouvrir le panneau supérieur (**P5**).

- 1) détachez les quartes attaches sur les coins inférieurs du panneau (**P5**).
- 2) libérez le verrou de sécurité de panneau.

(c) Enlevez ce connecteur du panneau d'antigivre d'aile et du moteur, **P5-11**:

- 1) si la lumière gauche (COWL ANTI-ICE) était allumée, D462
- 2) si la lumière droite (COWL ANTI-ICE) était allumée, D648

(d) pour la lumière gauche (COWL ANTI-ICE), faites un contrôle de câblage entre ces broches du connecteur DP1302 sur le commutateur de surpression et du connecteur D462 au panneau P5-11:

DP1302	D462
Borne 1	----- borne 13

(e) Pour la lumière droite (COWL ANTI-ICE), faites un contrôle de câblage entre ces broches du connecteur DP1302 sur le commutateur de surpression et du connecteur D648 au panneau P5-11:

DP1302

borne 1

D648

borne 11

(f) Si vous trouvez un problème avec le câblage, alors faites ces étapes:

- 1) réparez le câblage.
- 2) rebranchez le connecteur D462 ou D648 sur le panneau d'antigivre du moteur et d'aile.
- 3) rebranchez le connecteur DP1302 sur le commutateur de surpression.
- 4) enlèvez les tags de sécurité et fermez ces disjoncteurs:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
A	6	C00148	ANTI-ICE & RAIN ENGINE 1 ENGINE & WING CONTROL
A	7	C01001	ANTI-ICE & RAIN ENGINE1 COWL ANTI-ICE VALVE
B	6	C00149	ANTI-ICE & RAIN ENGINE2 CONTROL
B	7	C01002	ANTI-ICE & RAIN ENGINE2 COWL ANTI-ICE VALVE

5) faites le test à la fin de cette tâche.

(g) Si vous ne trouvez pas un problème avec le câblage, alors rebranchez le connecteur DP1302 sur le commutateur de surpression.

(4) remplacez le panneau d'antigivre du moteur et d'aile. Ce sont les tâches:

- Déposez le panneau d'antigivre du moteur et d'aile, AMM TASK 30-11-41-000-801
- Posez le panneau d'antigivre du moteur et d'aile, AMM TASK 30-11-41-400-801

(a) faites le test à la fin de cette tâche.

G. Réparez la confirmation :

(1) si la lumière (COWL ANTI-ICE) n'est pas allumée, alors vous avez corrigé le défaut.

- (2) s'il est nécessaire, fermez le panneau (P5).
- (3) s'il est nécessaire, fermez le panneau du capot sur le moteur. Pour fermer le panneau, faites cette tâche:
Fermez les panneaux du capot FAN, AMM.TASK 71-11-02-410-801-F00
- (4) enlèvez les tags de sécurité et fermez ces disjoncteurs:

Panneau du système électrique de CAPT, P18-2

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
B	4	C01003	ENGINE 1 THRUST REVERSER IDN

Panneau du système électrique de F/O (co-pilote), P6-2

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
C	4	C00154	ENGINE 2 START VALVE

END OF TASK

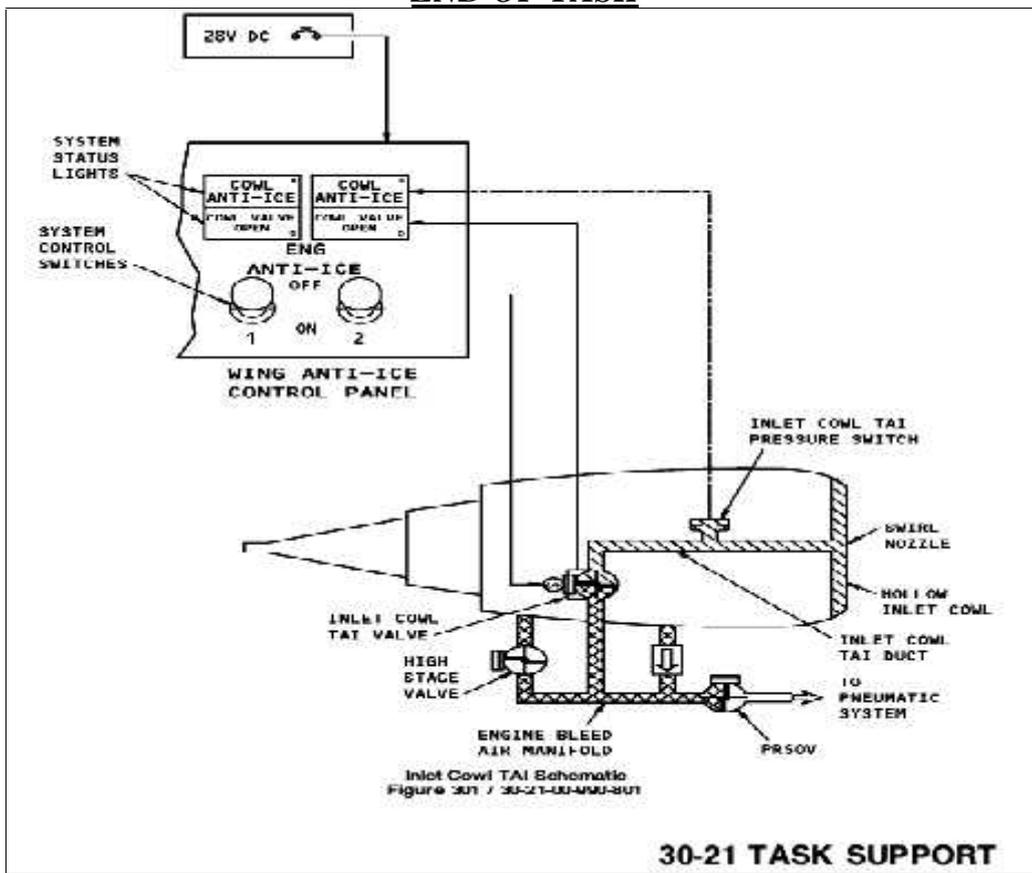


Figure (V-02) : Localisation des éléments du (EAI)

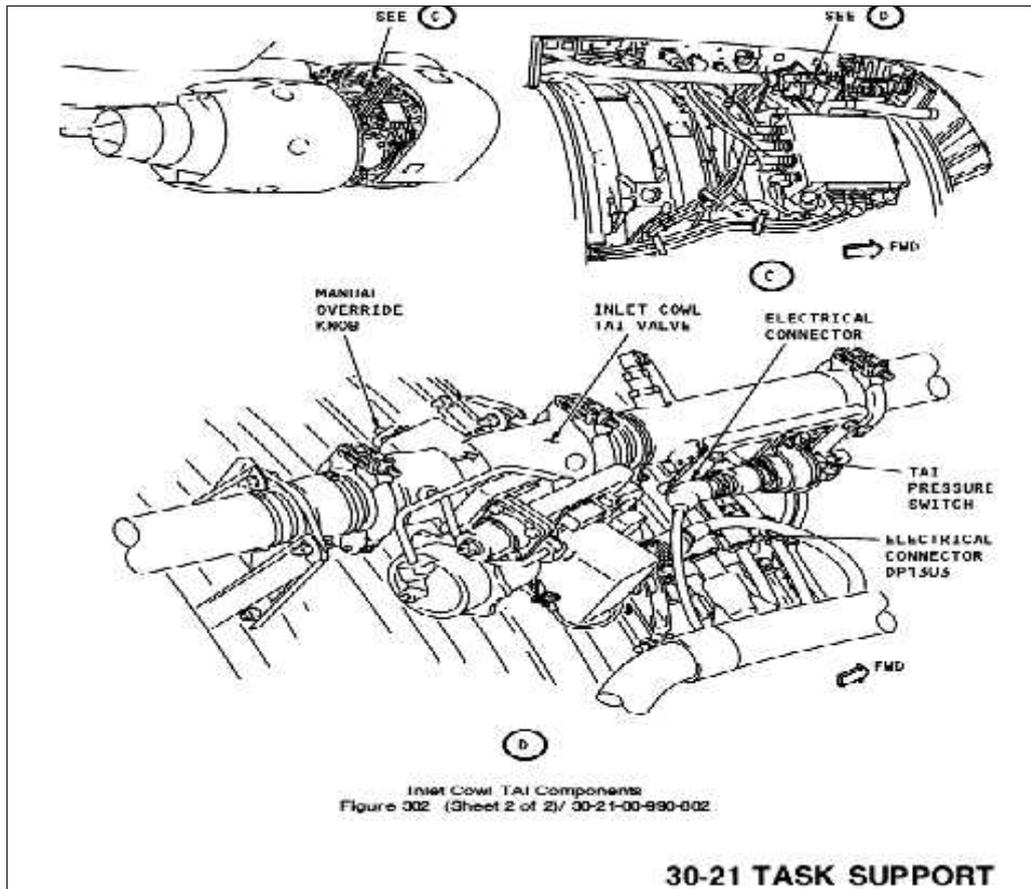


Figure (V-03) : Localisation des éléments du (EAI)

3/ TASK 801. La lumière (AUX PITOT) ou (CAPT STATIC AUX PITOT) est allumée

L'analyse de panne (Fault isolation)

A. Description :

(1) la lumière (AUX PITOT) sur le module de la chaleur **window/Pitot (P5-9)** est allumée.

B. Causes possibles :

- (1) la sonde inférieure droite de Pitot, A25
- (2) panneau de la chaleur, fenêtre et Pitot P5-9
- (3) disjoncteur
- (4) problème de câblage

C. Les disjoncteurs (Circuits Breakers) :

(1) ceux-ci sont les disjoncteurs primaires liés au défaut:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

Panneau de système électrique de **F/O** (co-pilote), P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O

D. Données relatives :

- (1) Localisation des éléments. *Voir figure (V-04).*
- (2) (SSM 30-31-12)
- (3) (WDM 30-31-12)
- (4) (WDM 30-31-11)

E. Évaluation Initiale :

(1) faites ces étapes pour s'assurer que le défaut est encore en activité:

- (a) Mettez le commutateur (PROBE HEAT B) dans la position 'ON'.
- (b) Si la lumière (AUX PITOT) ne s'allume pas, il y avait alors un défaut intermittent.
- (c) Si la lumière (AUX PITOT) s'allume, faites alors la procédure d'analyse de panne ci-dessous.
- (d) Mettez le commutateur (PROBE HEAT B) dans la position 'OFF'.

F. Procédure d'Analyse de panne :

(1) faites ce contrôle pour la puissance de **115 VAC** à la fenêtre et au panneau de la chaleur Pitot:

(a) Ouvrez ces disjoncteurs et installez les tags de sécurité:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
C	1	C00523	HEATERS CAPT PITOT
C	2	C00238	HEATERS TEMP PROBE
C	3	C01072	HEATERS ALPHA VANE LEFT
C	4	C00236	HEATERS ELEV PITOT LEFT
D	3	C01071	HEATERS ALPHA VANE

			RIGHT
D	4	C00237	HEATERS ELEV PITOT RIGHT
D	5	C00525	HEATERS F/O PITOT
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

Panneau de système électrique de **F/O** (co-pilote), P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O
F	18	C00569	PROBE INDICATION CAPT

(b) Faites ces étapes pour ouvrir le panneau supérieur (**P5**).

- 1) détachez les quatres attaches sur les coins inférieurs du panneau (P5).
- 2) libérez le verrou de sécurité de panneau.

(c) Enlevez le connecteur D638 de la fenêtre et du panneau de la chaleur Pitot.

(d) Examinez le connecteur et la douille pour les dommages et le matériel N/N désiré.

(e) Enlevez le tag de sécurité et fermez ce disjoncteur:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

(f) Mesurez la tension à la borne 39 vers le panneau sur le connecteur.

(g) S'il n'y a pas **115 VAC** à la goupille, faites alors ces étapes:

- 1) réparez le câblage entre la borne 39 sur le connecteur D638 et ce disjoncteur:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

- 2) rebranchez le connecteur sur la fenêtre et le panneau de la chaleur Pitot.
- 3) enlevez le tag de sécurité et fermez ce disjoncteur:

Panneau de système électrique de **F/O** (co-pilote), P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O

4) faites le test à la fin de cette tâche.

(h) S'il y a **115 VAC** à la goupille, alors continuez.

(2) faites cet essai de la fenêtre et du panneau de la chaleur Pitot:

(a) Ouvrez ce disjoncteur et installez le tag de sécurité:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

(b) Mesurez la résistance entre la borne 38 sur le connecteur D638 et structurez la terre:

(c) Si la résistance est moins de 200 ohms, alors faites ces étapes:

1) Remplacez la fenêtre et le panneau de la chaleur Pitot.

Ce sont les tâches :

- Déposez le module de la chaleur window/Pitot (P5-9), AMM TASK 30-41-41-000-801.
- Posez le module de la chaleur window/Pitot (P5-9), AMM TASK 30-41-41-400-801.

2) Enlevez le tag de sécurité et fermez ce disjoncteur:

Panneau de système électrique de **F/O**, P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O

3) faites le test à la fin de cette tâche.

(d) Si la résistance est plus de 200 ohms, alors continuez.

(3) remplacez la sonde inférieure droite de Pitot:

(a) Ce sont les tâches:

- Déposez la sonde Pitot, AMM TASK 34-11-01-000-801,
- Posez la sonde Pitot, AMM TASK 34-11-01-400-801.

(b) faites le test à la fin de cette tâche.

(c) Si la confirmation de réparation n'est pas satisfaisante, alors continuez.

(4) faites ce contrôle du câblage:

(a) Enlevez le connecteur D638 de la fenêtre et du panneau de la chaleur Pitot.

(b) Enlevez la sonde droite inférieure de Pitot. Pour enlever la sonde, faites cette tâche: déplacez la sonde de Pitot, AMM TASK 34-11-01-000-801.

(c) Faites un contrôle de câblage entre ces broches du connecteur D11298 à la sonde de Pitot et du connecteur D638 dans le compartiment de vol:

D11298	D638
Borne A - - - - -	borne 38

(d) Assurez-vous que la broche B du connecteur D11298 va rectifier.

(e) Si vous trouvez un problème avec le câblage, alors faites ces étapes:

1) réparez le câblage.

2) rebranchez le connecteur sur la fenêtre et le panneau de la chaleur Pitot.

3) réinstallez la sonde de Pitot. Pour installer la sonde, faites cette tâche: Posez la sonde de Pitot, AMM TASK 34-11-01-400-801.

4) s'assurez que ces disjoncteurs sont fermés:

Panneau de système électrique de **CAPT**, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

Panneau de système électrique de **F/O** (co-pilote), P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O

5) faites le test à la fin de cette tâche.

G. Réparez la confirmation :

(1) s'il est nécessaire, fermez le panneau supérieur (**P5**):

(a) Soulevez le panneau supérieur (**P5**).

(b) Assurez-vous que le verrou de sécurité est en position appropriée.

(c) Serrez les quatres attaches sur les coins inférieurs du panneau (**P5**).

(2) s'assurez que ces disjoncteurs sont fermés:

Panneau de système électrique de CAPT, P18-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
C	1	C00523	HEATERS CAPT PITOT
C	2	C00238	HEATERS TEMP PROBE
C	3	C01072	HEATERS ALPHA VANE LEFT
C	4	C00236	HEATERS ELEV PITOT LEFT
D	3	C01071	HEATERS ALPHA VANE RIGHT
D	4	C00237	HEATERS ELEV PITOT RIGHT
D	5	C00525	HEATERS F/O PITOT
D	6	C00524	HEATERS AUX PITOT

Panneau de système électrique de F/O (co-pilote), P6-3

<u>Rangée</u>	<u>Colonne</u>	<u>Nombre</u>	<u>Nom</u>
F	16	C00570	PROBE INDICATION F/O
F	18	C00569	PROBE INDICATION CAPT

(3) Mettez le commutateur (PROBE HEAT B) dans la position '**ON**'.

(a) Si la lumière (AUX PITOT) ne s'allume pas, alors vous avez corrigé le défaut.

END OF TASK

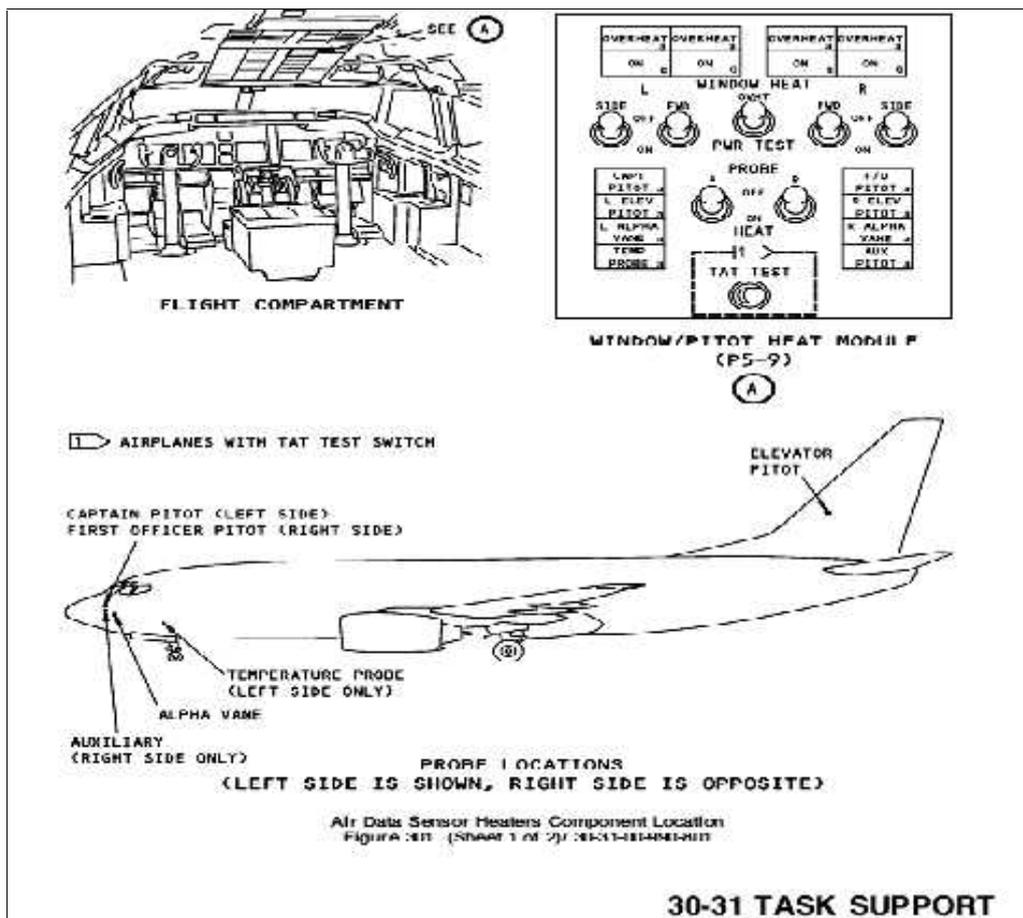


Figure (V-04) : Localisation des éléments

4/ TASK 801. Procédure de (WHCU) BITE

(1) vous faites la procédure de (WHCU) BITE à l'avant de l'unité de commande de la chaleur de fenêtre.

Les unités de commande de la chaleur de fenêtre sont sur les étagères E2-1 et E4-2 dans le compartiment d'équipement électronique. *Voir figure (V-05).*

Procédure de BITE :

(1) obtenez l'accès aux unités de commande de la chaleur de fenêtre (WHCU):

(2) regardez le WHCUs et voyez s'il y a des lumières de défaut sont élucidées.

(3) poussez le bouton de remise sur le (WHCU).

(a) Référez-vous au tableau à la fin de cette tâche pour trouver la tâche d'analyse de panne pour le message applicable d'entretien. *Voir tableau (V-01).*

END OF TASK

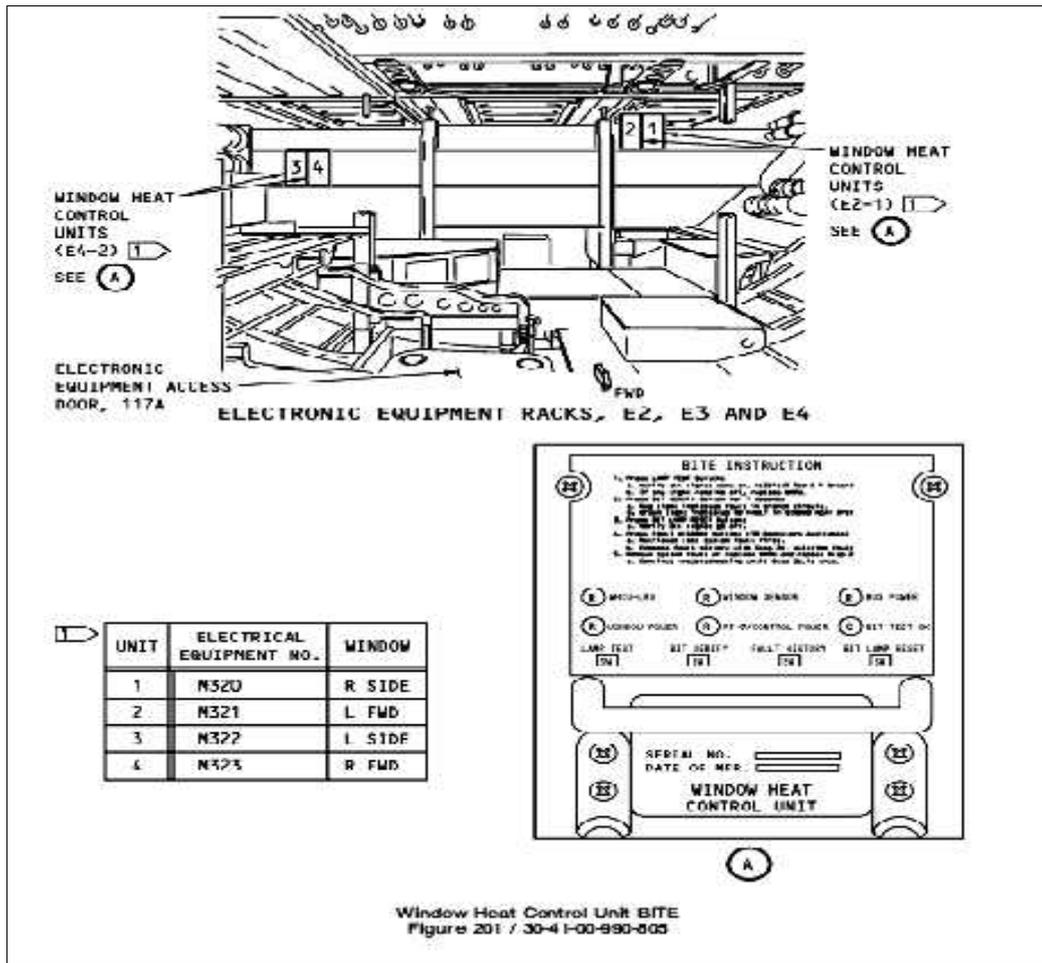


Figure (V-05) : L'unité de commande de la chaleur de fenêtre (BITE)

- **Tableau (V-01) ; les messages de maintenance de (WHCU) :**

LRU/SYSTEM	MAINTENANCE MESSAGE	GO TO FIM TASK
WHCU - L FWD	BUS POWER	30-41 TASK 806
WHCU - L FWD	LRU FAULT	30-41 TASK 807
WHCU - L FWD	OUTPUT PWR (K1 DISCONNECT)	30-41 TASK 806
WHCU - L FWD	P5-9/CONTROL POWER	30-41 TASK 813
WHCU - L FWD	WHCU-LRU	30-41 TASK 807
WHCU - L FWD	WINDOW POWER	30-41 TASK 814
WHCU - L FWD	WINDOW SENSOR	30-41 TASK 812
WHCU - L SIDE	BUS POWER	30-41 TASK 806
WHCU - L SIDE	LRU FAULT	30-41 TASK 807
WHCU - L SIDE	OUTPUT PWR (K1 DISCONNECT)	30-41 TASK 806
WHCU - L SIDE	P5-9/CONTROL POWER	30-41 TASK 813
WHCU - L SIDE	WHCU-LRU	30-41 TASK 807
WHCU - L SIDE	WINDOW POWER	30-41 TASK 814
WHCU - L SIDE	WINDOW SENSOR	30-41 TASK 811
WHCU - R FWD	BUS POWER	30-41 TASK 806
WHCU - R FWD	LRU FAULT	30-41 TASK 807
WHCU - R FWD	OUTPUT PWR (K1 DISCONNECT)	30-41 TASK 806
WHCU - R FWD	P5-9/CONTROL POWER	30-41 TASK 813
WHCU - R FWD	WHCU-LRU	30-41 TASK 807
WHCU - R FWD	WINDOW POWER	30-41 TASK 814
WHCU - R FWD	WINDOW SENSOR	30-41 TASK 812
WHCU - R SIDE	BUS POWER	30-41 TASK 806
WHCU - R SIDE	LRU FAULT	30-41 TASK 807
WHCU - R SIDE	OUTPUT PWR (K1 DISCONNECT)	30-41 TASK 806
WHCU - R SIDE	P5-9/CONTROL POWER	30-41 TASK 813
WHCU - R SIDE	WHCU-LRU	30-41 TASK 807
WHCU - R SIDE	WINDOW POWER	30-41 TASK 814
WHCU - R SIDE	WINDOW SENSOR	30-41 TASK 811

Conclusion

La glace est l'élément le plus dangereux pour la sécurité du transport aérien. Dès que la présence de celle-ci est détectée, des procédures de vol adaptées ; basculements sur le système de dégivrage, augmentation de la puissance des moteurs, sortie du mode pilote automatique, etc. – doivent être appliquées rapidement.

Par conséquent, il est crucial que le processus de prise de décision par l'équipage s'appuie sur une information des conditions de givrage facilement interprétable et fiable.

Suite à de récents accidents. Il est à noter que les indicateurs couramment utilisés – tels que le cône du moteur, les essuie-glaces, les bords d'attaques des ailes, etc. – sont souvent installés à l'arrière et loin du poste de pilotage et ne peuvent être utilisés de nuit sans un éclairage dédié. Ces dispositifs, bien que conformes à la réglementation, sont d'une utilisation difficile pour l'équipage et lui occasionnent un surcroît de travail inutile, surtout durant les phases critiques du vol tel que l'atterrissage.

L'étude du système anti-givrage du B737-800 que j'ai présenté a pour but de se familiariser avec les différentes fonctions de celui-ci.

Pour la réalisation de ce travail, on doit faire preuve de beaucoup de ténacité et de courage, afin de réussir ce pénible travail qui servira de support à tous ceux qui auront besoin.

Bibliographie

Les manuels :

Le manuel de maintenance d'avion (AMM), chapitre 30.

Le manuel d'isolation des pannes (FIM), chapitre 30.

Les livres :

« Cellule et système » de A.POUJAD : Edition 1984.

Les cours de recherche de pannes et d'organisation maintenance disponible au niveau de la bibliothèque de département d'aéronautique de Blida.

Les CD :

CBT maintenance (Boeing 737).

CBT flight (Boeing 737).

Les sites web :

www.Boeing.com

www.wikipedia.com

www.google.com