

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE MINISTERE
DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

DEPARTEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme De
Master en Aéronautique Option :
AVIONIQUE



THEME

**Etude et Réalisation de banc d'essai
EPSU BOEING 737 NG**

Fait par

Mlle GUEBBADH LYNA & Mlle TEHAMI CHAIMA

Dirigés par :

- Mr LARAB .D
- Mr BEN OUARED. A

Année universitaire

2023/2024

REMERCIEMENTS

En premier lieu, nous tenons à exprimer nos sincères remerciements à Allah le Tout-Puissant, qui nous a donné la force et la persévérance pour mener à bien ce travail.

Nous souhaitons également adresser nos plus vifs remerciements à notre encadrant, Mr BEN OUARED. A, pour ses précieux conseils et son soutien constant tout au long de ce projet. Son expertise et son encouragement ont été d'une aide inestimable.

Un grand merci à notre promoteur, M. Larab Djaffer chef d'atelier électricité, pour leur orientation éclairée et leur encadrement attentif. Leur supervision rigoureuse a grandement contribué à la qualité de notre travail.

Nous tenons également à exprimer notre profonde gratitude à Madame Nadia, Madame Hassiba, Madame Wahiba et Madame Warda pour leur soutien précieux et leur disponibilité à répondre à nos questions tout au long de cette étude. Un merci tout particulier à Madame Nachida, dont l'assistance nous a été particulièrement précieuse et pour laquelle nous resterons éternellement reconnaissants.

Enfin, nous remercions sincèrement Monsieur le Président et les membres du jury pour leur évaluation minutieuse de notre travail et pour l'honneur qu'ils nous ont fait en participant à notre soutenance.

Nous sommes profondément reconnaissants envers toutes les personnes qui ont contribué, directement ou indirectement, à la réussite de ce projet. Leurs efforts et leur soutien ont été essentiels à sa réalisation, et nous leur adressons nos plus sincères remerciements.

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail avec toute l'émotion et la gratitude que mon cœur peut contenir aux êtres les plus chers à mon âme, qui m'ont soutenu et inspiré tout au long de ce parcours.

À ma super maman et mon cher papa, dont l'amour inconditionnel, les sacrifices innombrables et le soutien indéfectible ont été les fondations sur lesquelles j'ai bâti chaque étape de ma vie. Vous êtes ma force et ma lumière, et je vous dois tout ce que je suis aujourd'hui.

À mes frères Akram et Mehdi, ainsi qu'à ma petite sœur Maram. Vos rires, votre complicité et votre présence chaleureuse ont été des sources de réconfort et de joie immenses. Vous avez illuminé mes journées et m'avez encouragé à aller toujours plus loin.

À mes meilleures amies Chaima, Rania et Nadia, dont l'amitié précieuse a été un pilier sur lequel je me suis appuyé. Vos encouragements, votre écoute attentive et les moments inoubliables que nous avons partagés ont enrichi ma vie d'une manière que les mots ne peuvent exprimer.

À ma tante adorée Karima, dont l'amour et le soutien m'ont toujours apporté chaleur et réconfort. Ta bienveillance et tes conseils ont été une véritable bénédiction dans ce parcours.

À tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire de fin d'études. Chaque geste, chaque conseil, chaque encouragement a compté et m'a permis de mener à bien ce projet. Votre générosité et votre bienveillance ont été inestimables.

G.Lyna

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail à des êtres chers qui ont illuminé mon chemin de leur amour, de leur soutien et de leur inspiration.

Introduction général

À ma mère, dont l'amour inconditionnel, la patience infinie et le dévouement sans faille m'ont toujours porté. Maman, tes sacrifices et ton soutien indéfectible ont été la lumière guidant mes pas. Merci de croire en moi même quand je doutais.

À mon frère Djamel, à son épouse Warda et à leur petit trésor, Abed El Khalek. Votre amour et votre soutien constant ont été une source de réconfort et de motivation. Djamel, tu es un pilier de sagesse et de force dans ma vie.

À mon frère Hichem, à son épouse Narimane et à la petite Razane. Hichem, ton amitié fraternelle et ton encouragement inébranlable ont été essentiels dans cette aventure. Narimane, ta gentillesse et ta bienveillance ont enrichi notre famille.

À ma chère amie Lyna, ma préférée. Lyna, ta présence, ton écoute et ta fidélité ont été un refuge précieux. Ta sincérité et ton soutien ont souvent été ma bouée de sauvetage. Je te suis infiniment reconnaissant(e) pour chaque instant partagé.

À toutes mes meilleures amies Souhila Nihed, dont l'amitié et le soutien m'ont apporté tant de joie et de force. Vos rires, vos conseils et vos encouragements ont rendu ce parcours bien plus lumineux.

À tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à l'élaboration de ce mémoire. Chaque geste, chaque mot de soutien, chaque conseil a été précieux. Je vous exprime ma plus profonde gratitude.

Enfin, je remercie chaleureusement vous, chers lecteurs, qui prenez le temps de parcourir ce mémoire. Votre intérêt et votre attention sont pour moi un honneur immense et une source de grande satisfaction. C'est avec une profonde émotion que je vous dédie ce travail, fruit d'efforts et de passions partagés

T .Chaima

ملخص

لعب مقاعد اختبار المعدات دورًا أساسيًا في التحقق من صحة التصميم ومراقبة الجودة والتطوير. وبالتالي فإنها تضمن جودة المنتجات وأدائها وموثوقيتها، مع التقليل إلى أدنى حد من المخاطر وتحقيق الحد الأمثل من تكاليف التنمية والإنتاج. في هذا المفهوم، سنقوم بدراسة وتحقيق مقعد اختبار لنظام وحدة إمداد الطاقة في حالت الطوارئ (EPSU) لطائرة Boeing 737 Next Generation (NG). تهدف هذه المساهمة إلى تحسين صيانة المألحة الجوية مع توفير أداة اختبار محددة على مستوى مختبر صيانة الخطوط الجوية الجزائرية لضمان التشغيل الآمن لنظم إلكترونيات الطيران وسلامة عمليات الطيران.

Résumé

Les bancs d'essais des équipements jouent un rôle crucial, dans la validation de la conception, dans le Contrôle de la qualité, dans le développement. Ils permettent ainsi de garantir la qualité, la performance et la fiabilité des produits, tout en minimisant les risques et en optimisant les coûts de développement et de production. C'est dans ce concept que nous étudieront et réaliseront un banc d'essai du système Emergency Power Supply Unit (EPSU) du Boeing 737 Next Génération (NG). Cette contribution vise à améliorer la maintenance aéronautique tout en fournissant un outil de test spécifique au niveau du laboratoire de maintenance d'Air Algérie pour assurer la sûreté de fonctionnement des systèmes avioniques et la sécurité des opérations aériennes.

Abstract

Equipment test benches play an essential role in design validation, quality control, development . They thus ensure the quality, performance and reliability of products, while minimizing risks and optimizing development and production costs. It is in this concept that we will study and realize a test bench of the Emergency Power Supply Unit (EPSU) system of the Boeing 737 Next Generation (NG). This contribution aims to improve aeronautical maintenance while providing a specific test tool at the level of the Air Algérie maintenance laboratory to ensure the safe operation of avionics systems and the safety of flight operations.

Introduction Générale

Dans le domaine de l'aviation, la sécurité est d'une importance capitale. Les systèmes avioniques jouent un rôle crucial dans le maintien de cette sécurité, en fournissant des fonctionnalités essentielles pour le bon fonctionnement de l'aéronef, notamment dans des situations d'urgence. Parmi ces systèmes, l'Emergency Power Supply Unit (EPSU), ou unité d'alimentation de secours, revêt une importance particulière.

L'EPSU est responsable de fournir une alimentation électrique de secours pour les équipements vitaux de l'aéronef, notamment l'éclairage d'urgence, en cas de défaillance de l'alimentation principale.

Dans le cadre de ce projet de fin d'études, nous avons entrepris la réalisation d'un banc d'essai manuel dédié au système EPSU du Boeing 737 (NG), en suivant scrupuleusement les spécifications et la documentation fournies par le constructeur. Ce banc d'essai, conçu selon les normes rigoureuses de l'industrie aéronautique, vise à permettre la validation et la vérification du fonctionnement du système EPSU dans des conditions simulées et contrôlées.

Notre démarche s'inscrit dans la continuité du savoir-faire et de l'expertise technique de Boeing dans le domaine de l'aéronautique. En nous appuyant sur la documentation détaillée fournie par le constructeur, nous avons suivi une approche méthodique pour la réalisation de ce banc d'essai, en veillant à respecter les spécifications techniques et les exigences de performance établies par Boeing.

Ce projet représente une collaboration étroite entre l'industrie et l'enseignement supérieur, démontrant l'importance de la recherche appliquée dans le domaine de l'aéronautique. En mettant en œuvre les recommandations et les standards de qualité de Boeing, nous contribuons à assurer la sécurité et la fiabilité des systèmes avioniques du Boeing 737 NG, tout en acquérant une expérience précieuse dans le domaine de la conception et de la réalisation d'équipements aéronautiques.

Dans cette introduction, nous mettrons en évidence les défis techniques et les enjeux associés à la réalisation de ce banc d'essai, ainsi que les bénéfices qu'il apportera en termes de validation des systèmes avioniques et de sécurité des opérations aériennes.

TABLE DES MATIERES

CHAPITRE 1 : system éclairage avion B737

1.1			
1.1.1	Introduction		13
1.1.2	Commutateur.....		14
1.1.3	Feux d'éclairage des ailes.....		14
1.1.4	Feux d'atterrissage fixes.....		15
1.1.5	Assemblage du réseau principal.....		16
1.1.6	Feux de position.....		17
1.1.7	Feux anti collision.....		18
1.1.8	Feux de turbine et de piste.....		19
1.2	Système d'éclairage intérieur.....		21
1.2.1	compartiment de vol.....		21
1.2.2	instrument et tableaux lumineux.....		23
1.2.3	lumières diverses.....		24
1.2.4	feux d'équipages volant.....		24
1.2.5	Master dim et test.....		25
1.2.6	Habitacle.....		26
1.2.7	Lumière de fenêtre.....		27
1.2.8	plafond.....		28
1.2.9	liseuse.....		29
1.2.10	signalisation passagers.....		29
1.2.11	Lampe de travail assistant.....		30
1.2.12	Lumière d'entrée.....		31
1.2.13	Feux de passage de roue.....		32
1.3	Système éclairage sécurité urgence.....		33
1.3.1	Introduction.....		33
1.3.2	Lumière d'allées.....		34
1.3.3	Signalisation de sortie EXIT.....		35
1.3.4	Lumière coulissante.....		35
1.3.5	Lumière de proximité de sol.....		36
1.3.6	Alimentation (power supply EPS).....		37
1.4	Conclusion.....		40

Chapitre 2 : la génération électrique du boeing737NG.....

2.1	introduction.....		40
2.2	Les différentes sources énergie électriques.....		42
2.2.1	Réseaux alternatif AC.....		42
2.2.1. A	Générateur intégré IDG.....		42
2.2.1. B	Générateur APU.....		44
2.2.1. C	Groupe parc GPU.....		45
2.2.2	Réseaux direct DC.....		47
2.2.1. A	TRUs ou Transformateurs.....		47
2.2.1. B	Batterie.....		48
2.2.1. C	Chargeur de batterie.....		49
2.2.1. D	Autobus batterie thermique.....		50
2.2.3	Alimentation de secours.....		50
2.2.3.A	Description générale.....		50
2.2.3.B	Circuit électriques de fonctionnement de secours.....		51
2.3	Principe de fonctionnement de la génératrice électriques de B737NG.....		52
2.3.1	Fonctionnement avec Alimentation en sol.....		52
2.3.1.A	Alimentation par GPU.....		52

2.3.1.B	Alimentation par APU.....	53
2.3.2	Fonctionnement en vol.....	54
2.3.3	Fonctionnement en cas de Panne.....	54

Chapitre 3 : Etude théorique du system d'éclairage de secours EPS

3.1	Introduction.....	56
3.2	Définition	56
3.3	Description général	59
3.3.1	Fonctionnement system d'éclairage.....	61
3.4	Batterie EPS.....	62
3.4.1	Sorties de la batterie.....	62
3.4.2	Sorties contrôlées.....	63
3.4.3	Sorties non contrôlées	63
3.4.4	Chargement de la batterie.....	63
3.5	Etude et fonctionnement électrique	69
3.6	analyse de circuit électrique d'EPS.....	70

Chapitre 4 : la réalisation du banc essai manuelle de EPS

4.1	Introduction.....	77
4.2	La nécessité des bancs d'essai dans la maintenance aéronautique.....	77
4.3	Lien entre le banc d'essai et l'EPS.....	78
4.3.1	Configuration du banc d'essai.....	78
4.3.2	Connexion au système EPSU.....	78
4.3.3	Exécution des tests.....	78
4.3.4	Observation des résultats.....	79
4.3.5	Diagnostiquer les problèmes.....	79
4.4	Présentation du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours pour B737NG.....	80
4.4.1	Objectifs du Banc d'Essais.....	80
4.4.1.1	Tester la Fonctionnalité et la Fiabilité.....	80
4.4.1.2	Assurer la Conformité aux Normes de Sécurité.....	80
4.4.1.3	Valider les Composants Individuels.....	80
4.4.1.4	Évaluer les Performances en Situation d'Urgence.....	80
4.4.1.5	Faciliter le Développement des Procédures de Maintenance.....	80
4.5	schéma électrique du banc essaie.....	81
4.5.1	Alimentation électrique principale.....	81
4.5.2	Unité de contrôle et de commande.....	81
4.5.3	Connecteurs d'entrée/sortie.....	81
4.5.4	Modules de test.....	81
4.5.5	Système avionique en test.....	81
4.6	Présentation de logiciel Eagle.....	83
4.6.1	Interface Conviviale.....	84
4.6.2	Saisie Schématique.....	84
4.6.3	Édition de la disposition de PCB.....	84
4.6.4	Librairie de composants.....	84
4.6.5	Routage Automatique et Manuel.....	84
4.6.6	Vérification de Conception.....	84
4.6.7	Exportation de Fichiers.	84
4.6.8	Compatibilité.....	84
4.7	Les tests du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours.....	88
4.7.1	Introduction.....	88
4.7.2	Objectifs des tests.....	88

4.7.3	Méthodologie de test.....	89
	4.7.3.A Préparation du banc d'essai.....	89
	4.7.3.B Exécution des tests fonctionnels.....	89
	4.7.3.C Tests de scénarios de panne.....	89
	4.7.3.D Tests de redondance.....	89
	4.7.3.E Analyse des résultats.....	89
4.8	Maintenance du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours pour le B737NG.....	102
	4.8.1 Inspections Régulières.....	102
	4.8.2 Vérification des Connexions et du Câblage.....	102
	4.8.3 Tests de Fonctionnement.....	102
	4.8.4 Calibration des Instruments de mesure.....	102
	4.8.5 Entretien Préventif des composant.....	102
	4.8.6 Formation et Documentation.....	103
	4.8.7 Analyse des Défaillances.....	103
4.9	Conclusion.....	103

Chapitre 5 : automatisation du banc essai d'EPS

5.1	Introduction.....	105
5.2	objectifs Principaux.....	105
	5.2.1 Amélioration de l'Efficacité des Tests.....	105
	5.2.2 Précision et Répétabilité.....	105
	5.2.3 Optimisation des Ressources.....	106
	5.2.4 Compatibilité avec les Standards.....	106
5.3	Problématiques des Bancs d'Essais Manuel.....	106
	5.3.1 Complexité de la Manipulation Manuelle.....	106
	5.3.2 Limitations en Termes de Reproductibilité et de Consistance.....	106
	5.3.3 Temps de Test Prolongé et Productivité Réduite.....	107
	5.3.4 Besoins en Formation et Compétences.....	107
	5.3.5 Sécurité et Risques Associés.....	107
5.4	Présentation du Matériaux utilisée.....	108
	5.4.1 Proteus Design Suite.....	108
	5.4.2 Arduino Mega.....	108
	5.4.3 ULN2003.....	108
	5.4.4 Boutons-Poussoirs et LED.....	109
	5.4.5 Résistances de 470 Ohms.....	109
	5.4.6 Relais Double de Référence SDS DS2E-M-DC5V-1.....	110
	5.4.7 Plaque de Projet Boards Model GL-36.....	110
	5.4.8 Fiches Borne et Fils.....	110
5.5	Simulation.....	111
5.6	Conclusion du projet	115

Liste des figures

CHAPITRE 1 : system éclairage avion B737

Figure 1.1	schéma descriptif de la lumière extérieur d'avion.....	13
Figure 1.2	schéma de commutateur d'éclairage extérieur.....	14
Figure 1.3	Schéma descriptif de feu d'éclairage des ailes.....	15
Figure 1.4	schéma descriptif des phares d'atterrissage fixes.....	15
Figure 1.5	Schéma descriptif de feu atterrissage fixe.....	16
Figure 1.6	schéma descriptif d'assemblage de réseau principal.....	17
Figure 1.7	Schéma de feu de position.....	18
Figure 1.8	schéma descriptif feu anti collision.....	18
Figure 1.9	Schéma descriptif de feu de piste et de taxi.....	20
Figure 1.10	Schéma descriptif de logo avion.....	20
Figure1.11	Schéma de système éclairage intérieur d'un avion.....	21
Figure1. 12	Compartiment de vol.....	22
Figure 1.13	Instrument et tableau lumineux de vol.....	23
Figure 1.14	schéma descriptif des feux divers du compartiment de vol.....	24
Figure 1.15	feu de l'équipage volant.....	25
Figure1. 16	schéma descriptif de master dim et de test.....	26
Figure 1.17	schéma descriptif éclairage habitacle.....	27
Figure 1.18	schéma d'emplacement de Les lumières des fenêtres.....	27
Figure 1.19	schéma descriptif détaillé sur la lumière des fenêtres.....	28
Figure 1.20	éclairage de plafond.....	28
Figure 1.21	schéma descriptif d'emplacement de liseuse.....	29
Figure 1.22	signalisation de passager.....	30
Figure 1.23	signalisation de passager retour au siège.....	30
Figure 1.24	La lampe de travail.....	31
Figure 1.25	La lumière d'entrée.....	31
Figure 1.26	Les éclairages des passages de roues vues du train avant.....	32
Figure 1.27	Les éclairages des passages de roues vues extérieur.....	32
Figure 1.28	schéma descriptif d'éclairage de secours.....	34
Figure1. 29	schéma descriptif d'emplacement d'EAL.....	34
Figure 1.30	schéma descriptif d'emplacement d'EXIT.....	35
Figure 1.31	schéma descriptif d'emplacement de lumières coulissante.....	36
Figure 1.32	schéma descriptif détaillé de lumières proximité de sol.....	37
Figure 1.33	schéma descriptif d'emplacement de lumières proximité de sol.....	38
Figure 1.34	schéma descriptif d'emplacement d'EPS.....	38
Figure 1.35	schéma descriptif d'EPS dans B737.....	39

CHAPITRE 2 : étude de la génération électrique du B737

Figure 2.1	Schéma descriptif de la génération et la distribution de l'énergie électrique.....	41
Figure 2.2	Schéma descriptif de la générateur drive intégré IDG.....	43
Figure 2.3	Schéma descriptif explication de la générateur drive intégré IDG.....	44
Figure 2.4	Schéma descriptif la générateur APU.....	45
Figure 2.5	Schéma du GPU.....	46
Figure 2.6	Schéma de Génération en continue DC.....	47
Figure 2.7	Schéma de fonctionnement de conversion avec le transformateur.....	48
Figure 2.8	Schéma descriptif de la batterie cadmium /nickel.....	49

Figure 2.9	Schéma descriptif de chargeur de la batterie.....	49
Figure 2.10	Schéma descriptif fonctionnement du circuit secours.....	51
CHAPITRE 3 : Etude théorique du système éclairage de secours EPSU		
Figure 3.1	Schéma descriptive d'E.P.S.U.....	56
Figure 3.2	Schéma du boîtier du EPSU.....	59
Figure 3.3	panneau 05.....	61
Figure 3.4	Représente le fonctionnement EPS avec panneau 05.....	62
Figure 3.5	Schéma bloc descriptif du principe de fonctionnement de l' EPSU :.....	64
Figure 3.6	Schéma électrique de circuit EPSU.....	69
Figure 3.7	Représente Source d'Alimentation Principale.....	70
Figure 3.8	Représente circuit d'éclairage.....	70
Figure 3.9	Représente Les transistor TR1,TR2,TR3, TR4	71
Figure 3.10	Représente 1 ^{er} Etage de circuit.....	72
Figure 3.11	Représente 2 ^{ème} Etage de circuit.....	73
Figure 3.12	Représente 3 ^{ème} Etage de circuit.....	74
Figure 3.13	Représente 4 ^{ème} Etage de circuit.....	75
CHAPITRE 4 : La réalisation pratique d'un banc essaie EPSU		
Figure 4.1	Configuration de l'alimentation du bancessaie avec EPS.....	79
Figure 4.2	Schéma de simulation chargement de batterie EPS.....	82
Figure 4.3	circuit électrique de module intégré dans circuit complet.....	83
Figure 4.4	présentation de schéma du la carte sur eagle.....	85
Figure 4.5	circuit imprimé sur eagle.....	85
Figure 4.6	Présentation de routage de circuit imprimé de la carte.....	86
Figure 4.7	circuit imprimé sur eagle.....	86
Figure 4.8	circuit imprimé du module load IP sureagle.....	87
Figure 4.9	routage du module load IP de circuit imprimé sur eagle.....	87
Figure 4.10	Circuit imprime dans le banc d'essaie.....	88
Figure 4.11	Photo réel durant le test de logique de fonctionnement.....	93
Figure 4.12	Bancd'essai durant Test d'inhibition de charge	98
CHAPITRE 5 : automatisation du banc essaie		
Figure 5.1	represente le schéma électrique simulation de teste sur protues.....	111
Figure 5.2	Représente de la réalisation de prototype pour le reste automatisé.....	112

Liste de tableaux

Tableaux 3.1	Sortie EPSU	60
Tableaux1001	Outils, accessoires et équipements spécial.....	90
Tableaux1003	Connexions de test de continuité.....	91
Tableaux1004	output de EPS.....	92
Tableaux1006	étalonnage des positions des interrupteurs de charge à courant constant de 7 A.....	100
Tableaux 5.1	Représente la configuration de test de fonctionnement logique.....	113

ACRONYMES

Abréviation :

AC : « *Alternative current* » courant alternatif.

AGB: «*Accessory Gear Box*» Boîtier d'accessoires

AGCU: «*APU Generator Control Unit*» Unité de contrôle générateur d'APU

APB: «*Auxiliary Power Breaker* » Interrupteur de groupe

APU: « *Auxiliary power unit* ». Unité d'énergie Auxiliaire

BAT: «*Battery*» Batterie

BITE: « *Built-in Test Equipement*» Equipement de test incorporé

BPCU: «*Bus Power Control Unit*» Boite de controle

BPP: «*Bus Protection Panel*» Panneau de protection de la barre

BTB: « *Tie Bus Breakers* » Interrupteur Bus de liaison

CSD: « *Constant Speed Driver* » Entraînement à vitesse constante

DC: « *Direct current* » courant continue

EP : «*Extern power* » Groupe de Parc

EPC: «*Extern power cut-in*» Contacteur de groupe de parc

GCB: « *generator circuit breaker* » Contacteur du Circuit de l'Alternateur

GCR: « *Generator Control Relay*» Relais excitation

GCU: « *Generator control unit* » Unité de contrôle de générateur

GND SVC: «*Grownd Service*» service au sol

GPCU : « *Generator Control Power Unit*» Boitier de contrôle de groupe de parc

IDG: « *Integrated Drive Generator* » Alternateur à Entraînement Intégré

INV : « *Inverter*» Convertisseur

Pmg : « *Permanent Magnetic Generator*» générateur à aimant permanent

PWR : « *Power*» Energie

RCCB: «*Relay Command Contactor Breaker*» Relais de Contrôle du Contacteur

RLY: «Relay» Relais

SPCU: «*Stand-by Power Control Unit*» Unité de Contrôle d'Alimentation de Secours

SPU: «*Start Power Unit*» Unité de Démarrage d'Alimentation

SW: «*Switch*» Interrupteur

TRU: «Transformer Rectifier Unit » Transformateur Redresseur

XFR : « Transforme » Transformation

CHAPITRE 01:

Systeme d'éclairage Avion

Introduction :

Dans le cadre de ce travail de fin d'étude, nous explorerons en profondeur les systèmes d'éclairage de l'avion Boeing 737 Next Génération (B737 NG).

L'éclairage d'un avion est un élément crucial qui assure non seulement la sécurité des opérations aériennes mais contribue également au confort des passagers et à la lisibilité des instruments de bord.

Le B737 NG, une version améliorée et modernisée de la série 737, intègre une variété de systèmes d'éclairage sophistiqués. Ces systèmes peuvent être classés en trois catégories principales : l'éclairage externe, l'éclairage interne et l'éclairage de secours.

1. **L'éclairage externe** comprend les lumières utilisées pour la navigation, l'atterrissage et la signalisation. Ces lumières permettent aux pilotes de maintenir une visibilité adéquate durant les phases critiques du vol et assurent également que l'avion soit visible pour les autres aéronefs, minimisant ainsi les risques de collision.
2. **L'éclairage interne** est conçu pour le confort et la sécurité des passagers et de l'équipage à l'intérieur de la cabine. Cela inclut l'éclairage de la cabine passagère, les panneaux de signalisation, ainsi que l'éclairage des compartiments de rangement et des zones de service.

Un éclairage bien conçu contribue à créer une ambiance agréable et peut même influencer la perception du vol par les passagers.

3. **L'éclairage de secours** joue un rôle vital en cas d'urgence. Il guide les passagers et l'équipage vers les sorties de secours, même en cas de panne électrique principale.

Ce système est conçu pour être fiable et efficace, garantissant une évacuation rapide et sûre en toutes circonstances.

1.1 SYSTEME D'ECLAIRAG EXTERIEUR :

1.1.1 INTRODUCTION :

➤ LE BUT :

Les éclairages extérieurs fournissent de la lumière pour l'identification et la direction de l'avion et pour faciliter l'exploitation en toute sécurité de l'avion

Voici les lumières extérieures d'avion :

- Eclairage des ailes
- Feux d'atterrissage
- Feux anticollision blancs
- Feux anticollision rouges
- Feux de position blancs, rouges et verts
- Feux de circulation et de sortie de piste
- Feux de logo.

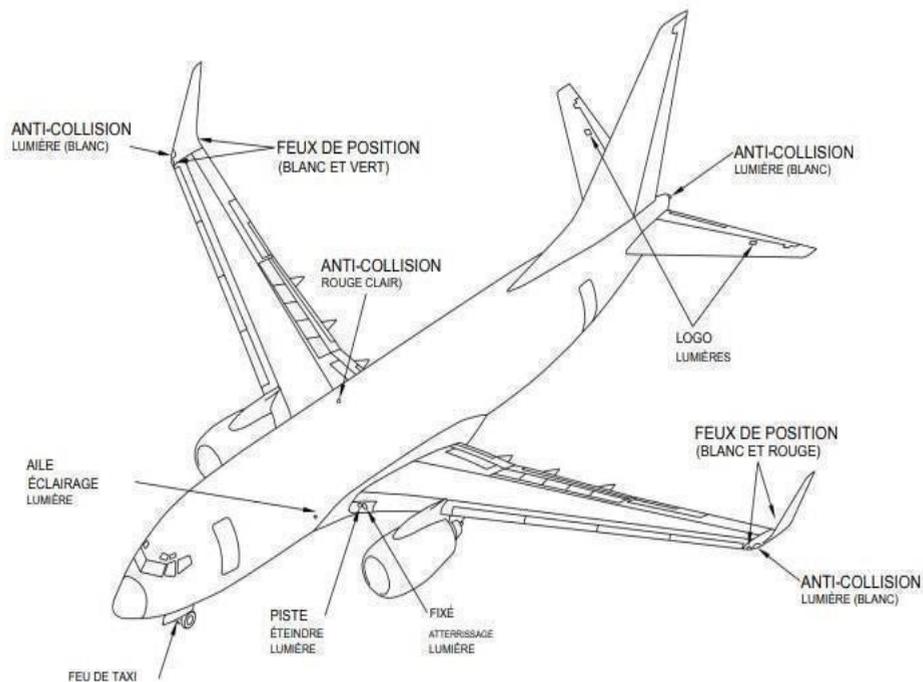


Figure 1 .1 : schéma descriptif de la lumière extérieur d'avion.

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

1.1.2 Commutateur :

Les interrupteurs de commande d'éclairage extérieur contrôlent les lumières externes de l'avion. Les interrupteurs de commande de l'éclairage extérieur se trouvent dans le compartiment de vol, sur le bord inférieur du panneau supérieur avant du P5. Les interrupteurs du P5 qui contrôlent les lumières externes :

- Atterrissage (rétractable et fixe)
- Sortie de piste
- Logo Position
- Taxis
- Aile
- Passage de roue

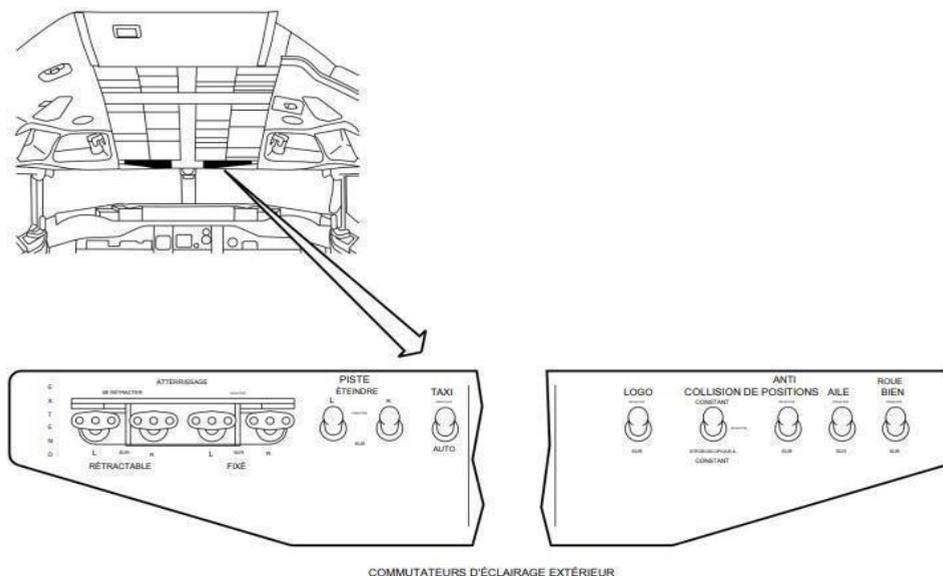


Figure 1.2 : schéma de commutateur d'éclairage extérieur.

1.1.3 Feux d'éclairage des ailes :

Les feux d'éclairage des ailes éclairent le bord d'attaque des ailes. La nuit, cela permet aux pilotes de voir quand la glace s'accumule sur les bords d'attaque des ailes.

Chaque feu d'éclairage d'aile comprend les éléments suivants :

- Ensemble lentille avec lentille, réflecteur et vis imperdables
- Lampe Halogène
- Ressort métallique de retenue de la lampe
- Ensemble douille de lampe
- Boîtier de lampe avec transformateur.

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

Les lumières d'éclairage des ailes se trouvent sur les côtés droit et gauche du fuselage, au-dessus et à l'avant des ailes. L'interrupteur de commande se trouve sur le panneau supérieur avant P5.

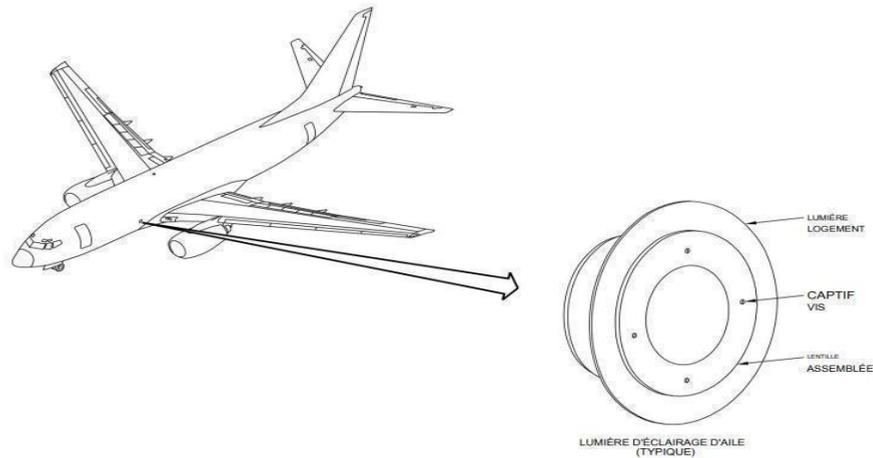


Figure 1.3 : Schéma descriptif de feu d'éclairage des ailes.

1.1.4 Feux d'atterrissage fixes :

Les phares d'atterrissage aident les pilotes à voir la piste pendant le décollage et l'atterrissage. Le phare d'atterrissage fixe comprend les éléments suivants :

- Ensemble lentille
- Lampe
- Transformateur abaisseur.
- Support de lampe

Les phares d'atterrissage fixes se trouvent dans la zone d'emplanture de chaque aile.

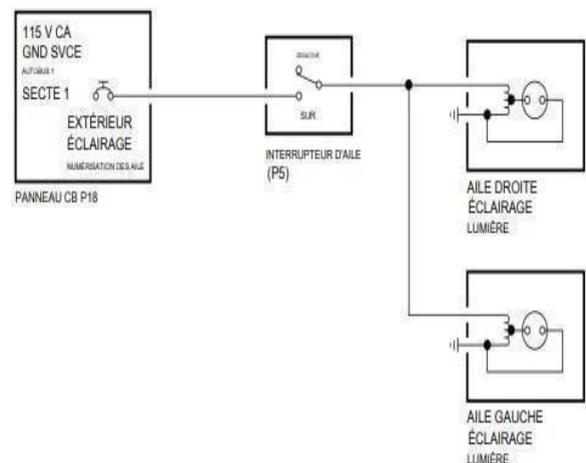


Figure 1.4 : schéma descriptif des phares d'atterrissage fixes

Les interrupteurs de commande des phares d'atterrissage fixes se trouvent sur le panneau supérieur avant P5.

1.1.5 Assemblage du réseau principal :

Les ensembles principaux permettent aux pilotes de voir la piste pendant l'atterrissage, le décollage et le roulage.

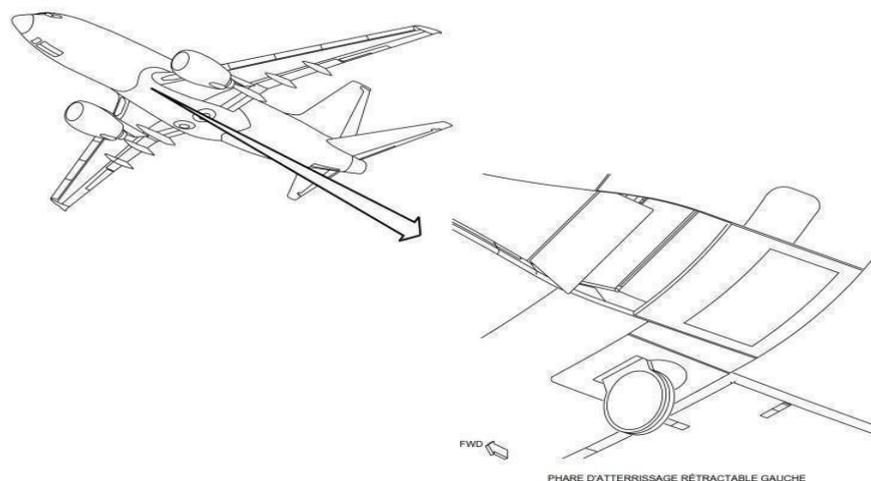


Figure 1 .5 : Schéma descriptif de feu atterrissage fixe.

Le système LTRTL (Landing, Taxi and Runway Turnoff Light) utilise des réseaux de diodes électroluminescentes (LED).

Les réseaux de LED principaux comprennent un réseau de LED interne et un réseau de LED externe, fonctionnant indépendamment à des fins de redondance.

Pendant l'atterrissage et le décollage (mode atterrissage), les réseaux principaux fonctionnent au niveau de contrôle de puissance le plus élevé.

Pendant le roulage (mode taxi), les mêmes réseaux principaux fonctionnent à un niveau de contrôle de puissance inférieur à celui lors de l'atterrissage.

Le système LTRTL a été conçu pour durer toute la vie de l'avion. Il existe deux variables qui diminuent l'intensité du système LTRTL :

- Le nombre de LED réparables (Plus de pannes de LED = diminution de l'intensité)
- Le nombre total d'heures de service accumulées par les LED au cours de leur durée de vie (l'intensité des LED se dégrade au fil du temps d'utilisation).

Le tableau principal gauche se trouve dans la strakelet de l'aile gauche. Le tableau principal droit se trouve dans la strakelet de l'aile droite.

L'interrupteur de commande du module principal gauche et droit se trouve sur le P5.

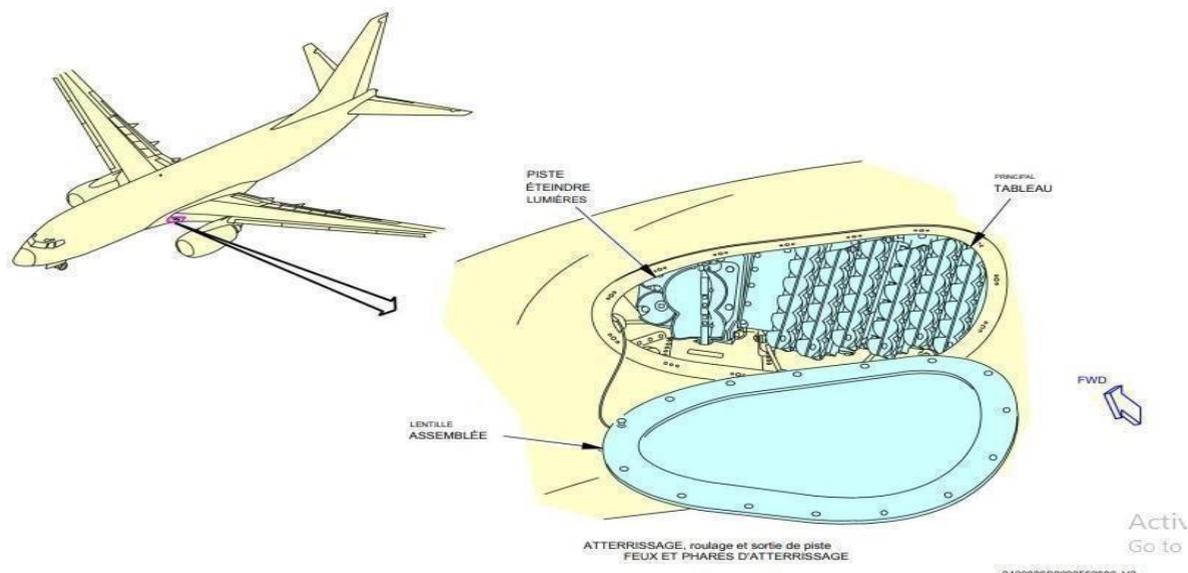


Figure 1 .6 : schéma descriptif d'assemblage de réseau principal.

1.1.6 Feux de position :

Les feux de position indiquent cette information aux personnes dans les autres avions ou au sol :

- Position de l'avion
- Direction
- Attitude.

Les feux de position sont des feux à incandescence rouges, verts et blancs. Le feu de position avant gauche est rouge. Le feu avant droit est vert. Les feux de position arrière sont blancs.

Il y a des feux de position au bout de chaque aile. Ces lumières se trouvent sur le bord d'attaque et de fuite du bout de l'aile.

L'interrupteur de commande des feux de position se trouve sur le panneau supérieur avant P5.

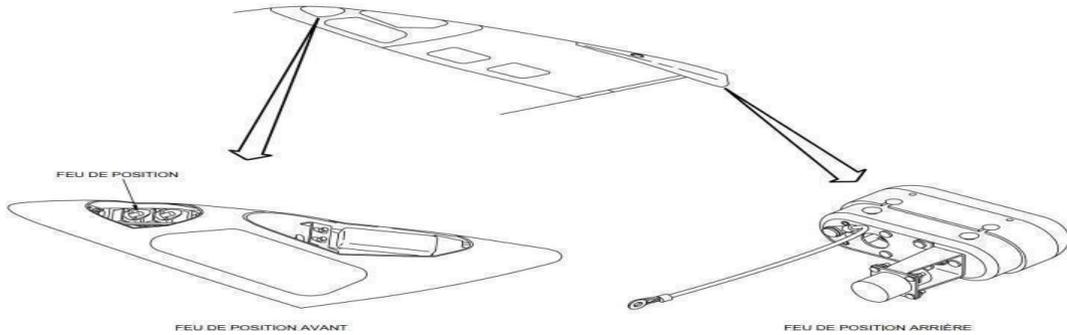


Figure 1.7 : Schéma de feu de position.

1.1.7 Feux anti collision :

Les feux anticollisions rendent l'avion plus facile à voir dans les airs et au sol.

Il y a cinq feux anticollisions sur l'avion. Deux feux anticollision rouges (balises) et trois feux anticollision blancs (stroboscope). Chaque ensemble d'éclairage est doté d'un tube éclair à arc au xénon et de circuits à semi-conducteurs pour faire fonctionner le tube éclair.

Un feu anticollision rouge (balise) se trouve en haut et en bas du fuselage. Les feux anticollision (balises) supérieur et inférieur sont les mêmes.

Il ya trois feux anticollision blancs (stroboscope), un sur chaque bout d'aile et un sur le cône arrière de l'avion.

Les interrupteurs de commande des feux anticollision se trouvent sur le panneau supérieur avant P5.

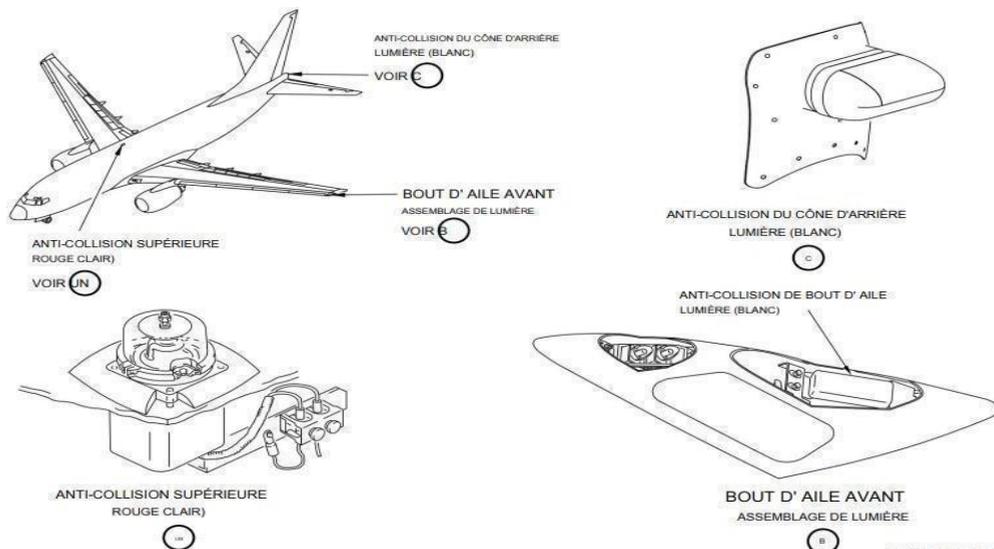


Figure 1.8 : schéma descriptif feu anti collision.

1.1.8 Feux de turbine et de piste :

Les feux de circulation et de sortie de piste permettent aux pilotes de voir la voie de circulation ou la piste pendant le roulage.

Le système de feux d'arrêt de taxi et de piste du train avant utilise des lampes halogènes.

Le feu de circulation du train avant et les feux d'arrêt de piste permettent aux pilotes de voir la voie de circulation ou la piste pendant le roulage.

Le système de feux d'arrêt d'atterrissage, de circulation et de piste (LTTRL) utilise des réseaux de diodes électroluminescentes (DEL).

Les réseaux principaux permettent aux pilotes de voir la voie de circulation ou la piste pendant l'atterrissage, le décollage et le roulage.

Les feux d'arrêt de circulation au sol et de piste comportent les composants suivants :

- Support d'objective
- Lampe
- Borne.

Le système LTRTL comprend les composants suivants

- Réseau principal
- Feu d'arrêt de piste
- Connecteur électrique
- Source de courant

Le feu de circulation se trouve à l'avant de la jambe de force du train d'atterrissage avant. Il se trouve sous l'actionneur de direction du train avant.

Les feux d'extinction de piste se trouvent sur le bord d'attaque de l'emplanture de l'aile, à côté du carénage de l'aile au corps. Ils sont adjacents aux phares d'atterrissage fixes.

Le réseau principal gauche est situé dans la strakelet de l'aile gauche.

Le réseau principal droit est situé dans la strakelet de l'aile droite.

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

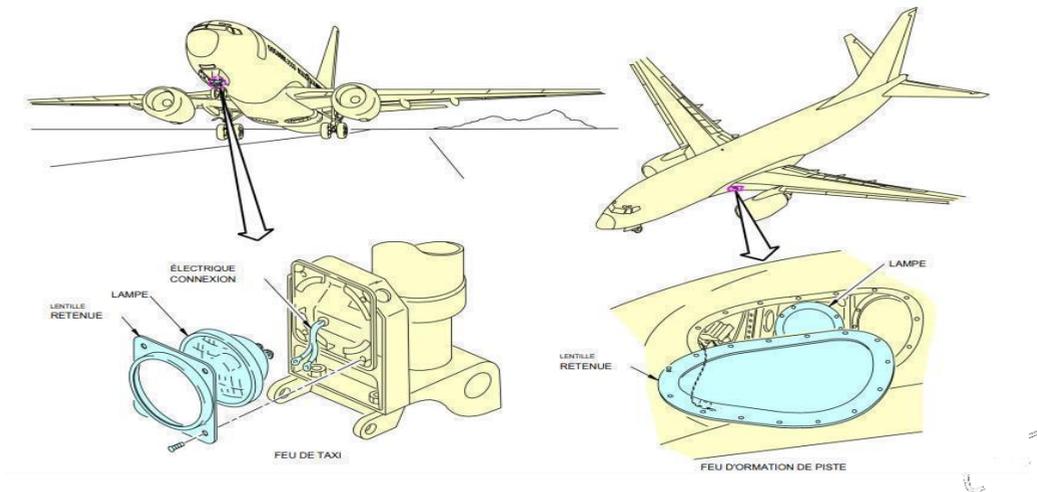


Figure 1.9 : Schéma descriptif de feu de piste et de taxi.

Les voyants du logo permettent d'afficher le logo ou l'emblème de la compagnie aérienne sur le stabilisateur vertical.

Les lumières sont dans les stabilisateurs horizontaux. Ils ont ces composants :

- Ensemble boîtier de lumière
- Lentille
- Support d'objectif
- Transformateur (non représenté).

Les lumières se trouvent sur la surface supérieure de chaque stabilisateur horizontal.

Ils sont proches du bord d'attaque.

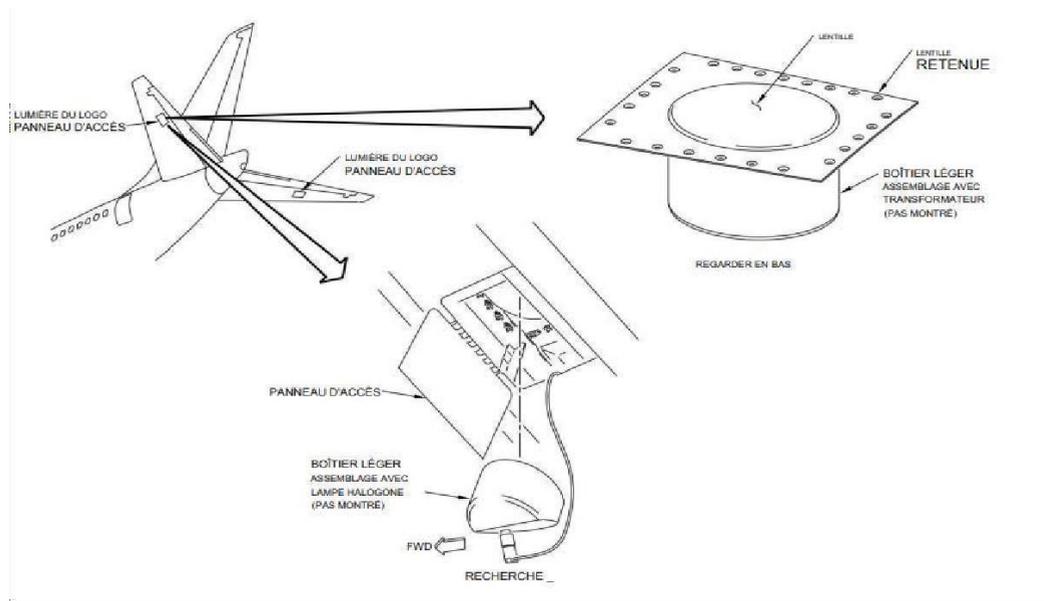


Figure 1.10 : Schéma descriptif de logo avion.

1.2 SYSTEME D'ECLAIRAGE INTERIEUR :

➤ Généralité :

Voici les systèmes d'éclairage de l'avion :

- Feux du compartiment de vol
- Feux du compartiment passagers
- Feux du compartiment cargo
- Feux du compartiment de service
- Feux extérieurs
- de secours.

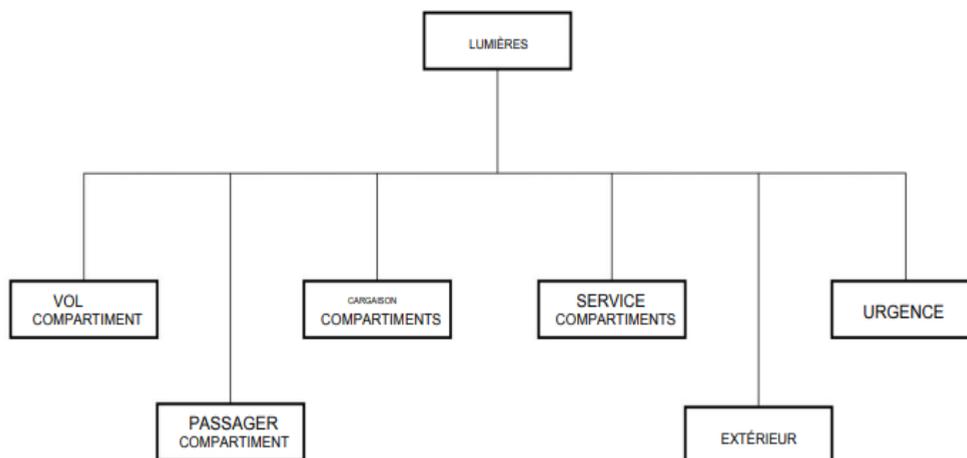


Figure 1.11 : Schéma de système éclairage intérieur d'un avion.

1.2.1 COMPARTIMENT DU VOL :

➤ INTRODUCTION :

Voici les quatre types de feux de compartiment de vol :

- Éclairage des instruments et du panneau
- Éclairage divers
- Éclairage de l'équipage de conduite
- Contrôle de l'intensité et test.

Les voyants des instruments et du panneau sont destinés aux commandes du compartiment de vol et aux indications du panneau. Les feux divers assurent l'éclairage général du compartiment de vol.

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

Voici les divers feux :

- Projecteurs pour panneaux et pupitres de commande
- Panneaux lumineux pour disjoncteurs.
- Boussole de secours.
- Plafonniers.

Les phares de l'équipage de conduite fournissent de la lumière pour destâches spécifiques.

Voici les voyants de l'équipage de conduite :

- Lampes de lecture
- Lampes de lecture
- Lampes de kit de vol
- Lampes de cartes.

Le système principal de gradation et de test contrôle la lumière de l'annonceur et des voyants du système.

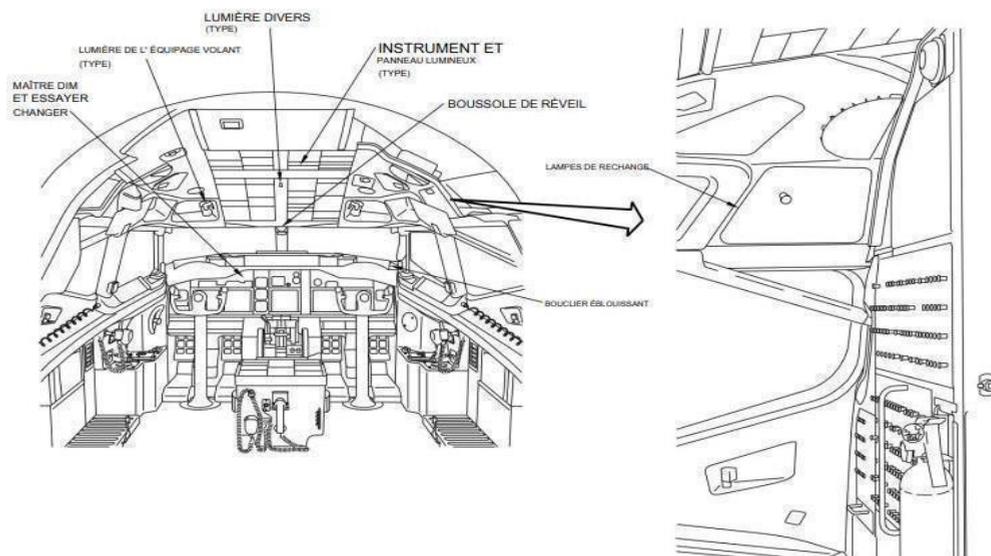


Figure 1.12: compartiment de vol

Les voyants des instruments et des panneaux alimentent en lumière les interrupteurs, les sélecteurs et les indicateurs des panneaux du compartiment de vol.

Voici les types de panneaux lumineux dans le compartiment de vol:

- Plaques lumineuses
- Clignotants
- Éclairage des instruments.
- Boutons-poussoirs lumineux.

Des plaques lumineuses fournissent l'éclairage de fond des panneaux du compartiment de vol. Des voyants lumineux indiquent à l'équipage de conduite ou de maintenance l'état d'un système de l'avion.

Les interrupteurs à bouton-poussoir lumineux fournissent des entrées de commande ou des informations pour leurs systèmes associés.

Les lumières des instruments éclairent la face des instruments.

1.2.2 INSTRUMENT ET TABLEAUX LUMINEUX :

Les voyants des instruments et des panneaux alimentent en lumière les interrupteurs, les sélecteurs et les indicateurs des panneaux du compartiment de vol. Voici les types de panneaux lumineux dans le compartiment de vol :

- Clignotants
- Éclairage des instruments.
- Bouton-poussoir lumineux.
- Plaques lumineuses

Des plaques lumineuses fournissent l'éclairage de fond des panneaux du compartiment de vol. Des voyants lumineux indiquent à l'équipage de conduite ou de maintenance l'état du système de l'avion.

Les interrupteurs à bouton-poussoir lumineux fournissent des entrées de commande ou des informations pour leurs systèmes associés.

Les lumières des instruments éclairent la face des instruments.

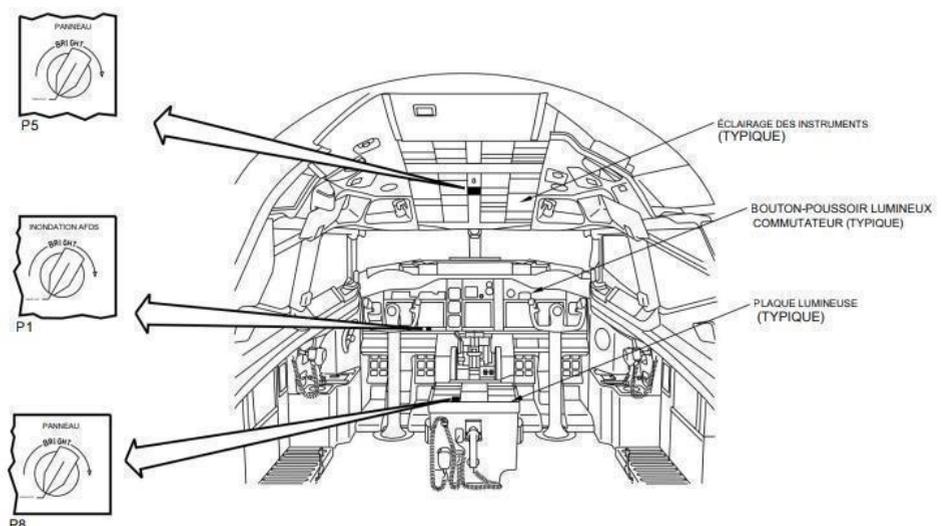


Figure 1.13 : Instrument et tableau lumineux de vol

1.2.3 LUMIERES DIVERES :

Les éclairages divers du compartiment de vol éclairent des zones spécifiées dans le compartiment de vol. Voici les feux divers du compartiment de vol :

- Boussole de secours
- Lumières de disjoncteur
- Plafonniers
- Projecteurs.

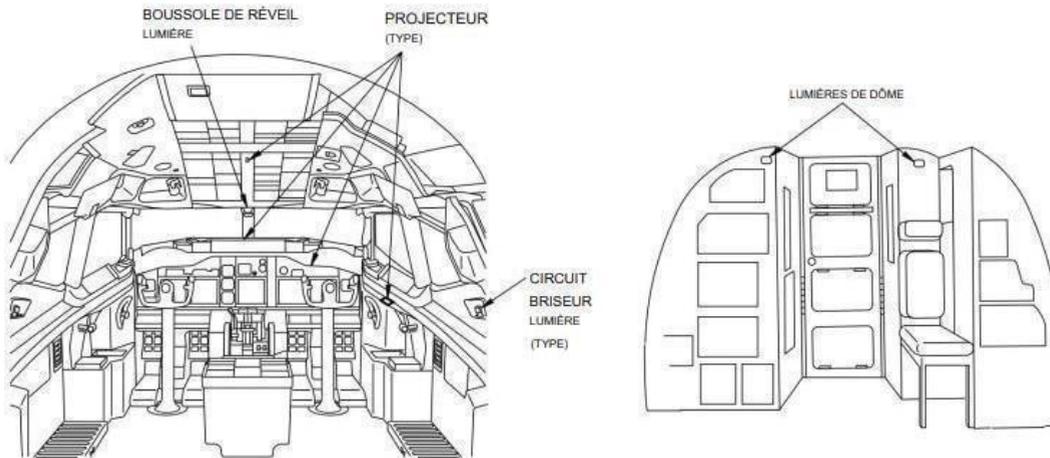


Figure 1.14 : schéma descriptif des feux divers du compartiment de vol

1.2.4 FEUX D'EQUIPAGES VOLANT :

Les lampes de l'équipage de conduite sont des lampes de lecture pour l'équipage de conduite. Les lumières sont réglables. Voici les liseuses du compartiment de vol :

- Lampe de kit de vol(2)
- Lampe de lecture (2)
- Lampe de carte (2)
- Lampes de lecture d'observateur.

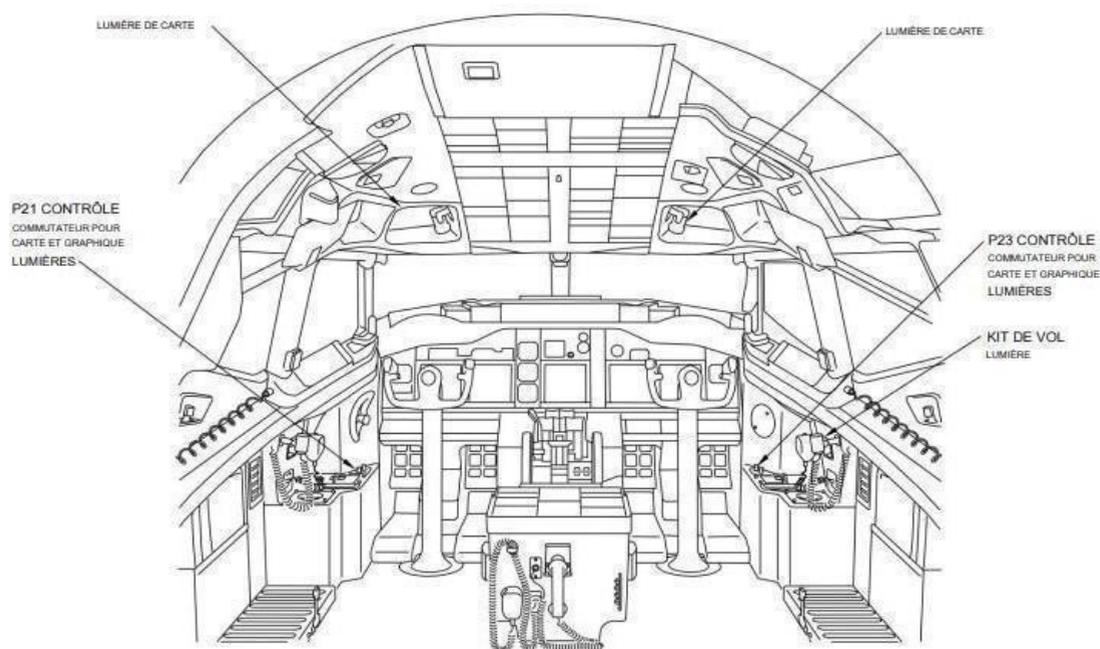


Figure1. 15 : feu de l'équipage volant.

1.2.5 MASTER DIM ET TEST :

Le système maître de gradation et de test (MD&T) vous permet d'effectuer les tâches suivantes :

- Faites un test des annonceurs du compartiment de vol et des interrupteurs à bouton poussoir lumineux. Les annonceurs et les interrupteurs sont à bouton-poussoir lumineux sur un niveau lumineux ou faible.

Un interrupteur principal de gradation et de test (TEST/BRT/DIM) se trouve sur le tableau de bord principal P1. Le module d'annonce et de gradation se trouve dans le panneau de disjoncteurs P6 avec les relais et les modules pour le système principal de gradation et de test.

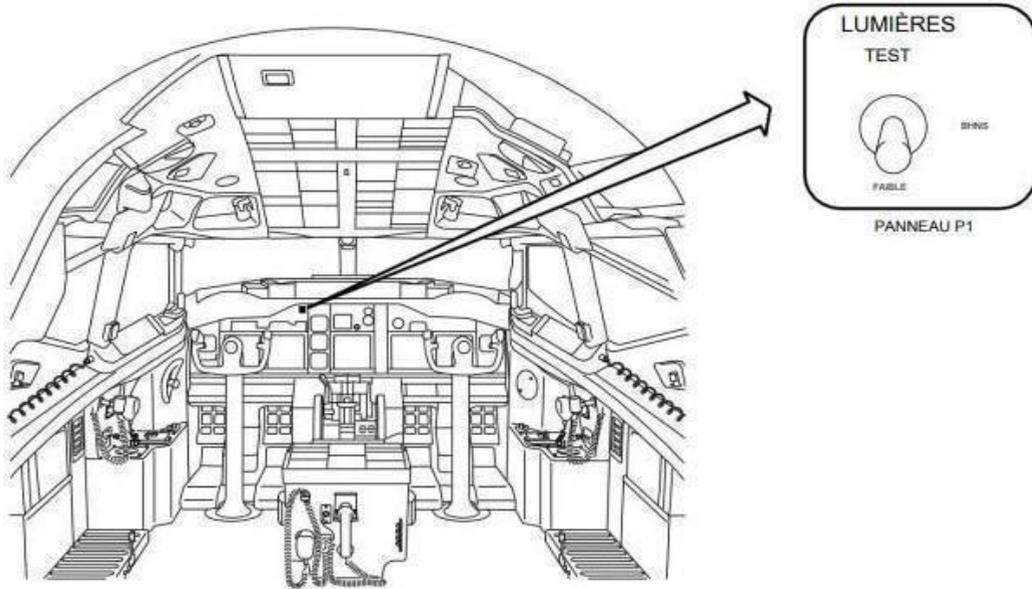


Figure 1.16 : schéma descriptif de master dim et de test.

1.2.6 **HABITACLE :**

Les éclairages de l'habitacle assurent ces fonctions :

- Éclairage général dans la cabine passagers
- Lampes de lecture
- Lumières d'information pour les passagers et les accompagnateurs
- Lumières dans les toilettes
- Lumières dans les cuisines.

Le système d'éclairage permet également au passager d'appeler les accompagnateurs pour obtenir de l'aide.

Les éclairages de l'habitacle sont dotés de ces sous-systèmes :

- Éclairage de fenêtre
- Plafonniers
- Lampes de lecture
- Panneaux pour passagers
- Éclairage et panneaux pour toilettes
- Lampes d'appel pour passagers et toilettes
- Lampes de travail pour accompagnateur
- Lumières d'office
- Lumières d'entrée.

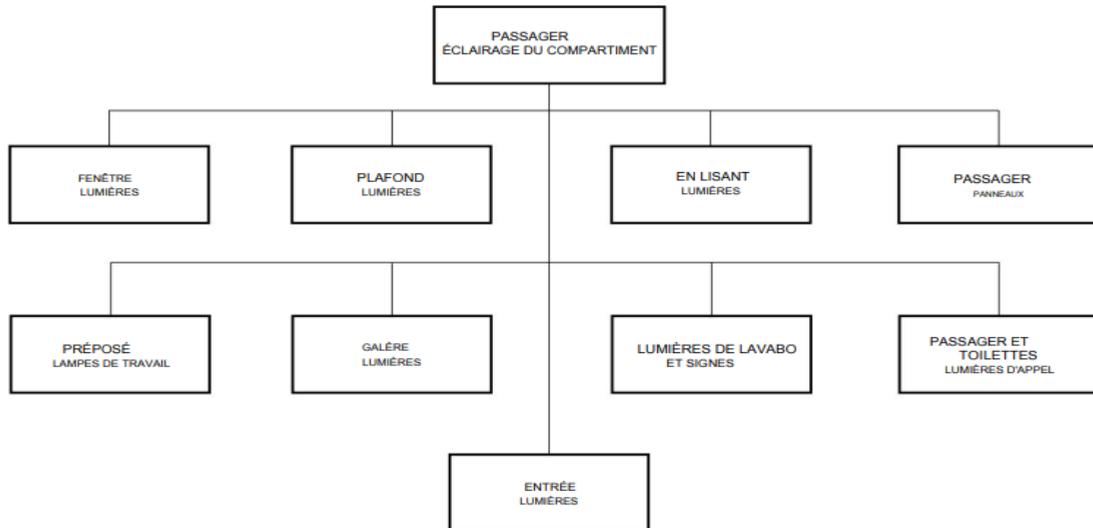


Figure 1.17 : schéma descriptif de Les éclairages de l'habitacle.

1.2.7 LUMIERE DE FENETRE :

Les éclairages des vitres éclairent les zones situées sous les vide-poches dans l'habitacle. Les lumières des fenêtres se trouvent sur l'extrusion entre le bloc d'alimentation et le panneau latéral au-dessus des fenêtres.

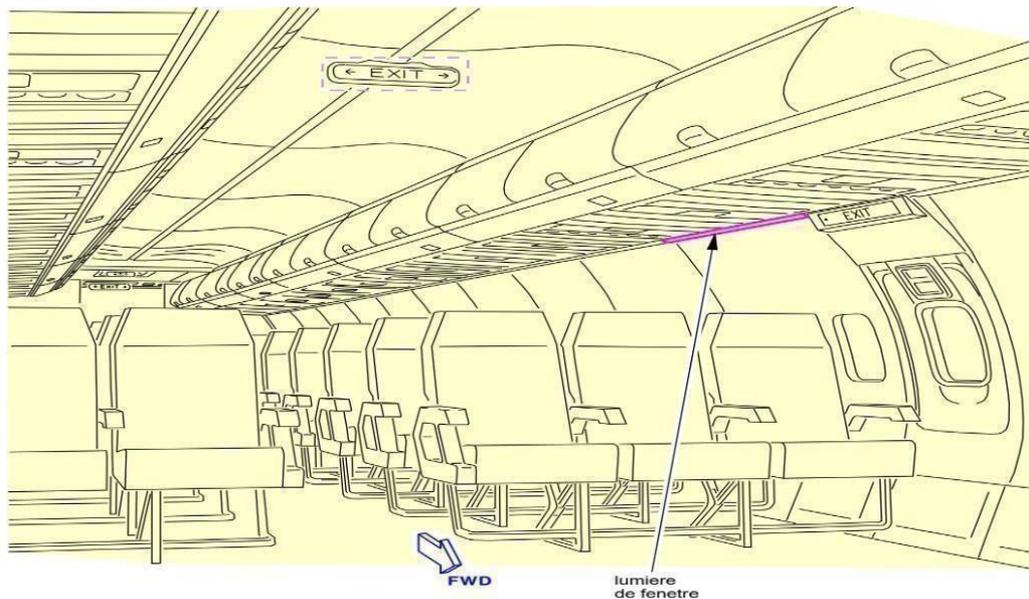


Figure 1.18 : schéma descriptif de l'emplacement de Les lumières des fenêtres

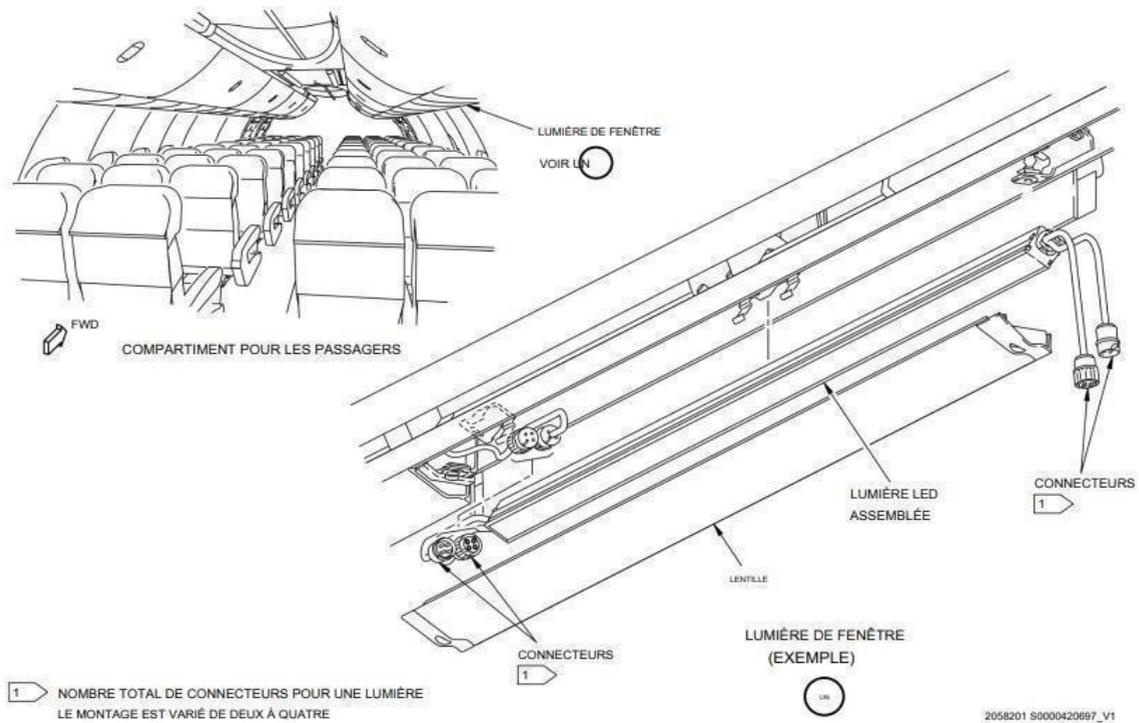


Figure 1.19 : schéma descriptif détaillé sur la lumière des fenêtres

1.2.8 PLAFOND :

Les plafonniers éclairent les zones situées au-dessus de l'allée dans l'habitacle. Les plafonniers des bacs se trouvent au-dessus des bacs de rangement. Les plafonniers encastrés se trouvent dans les panneaux de plafond avant et arrière.

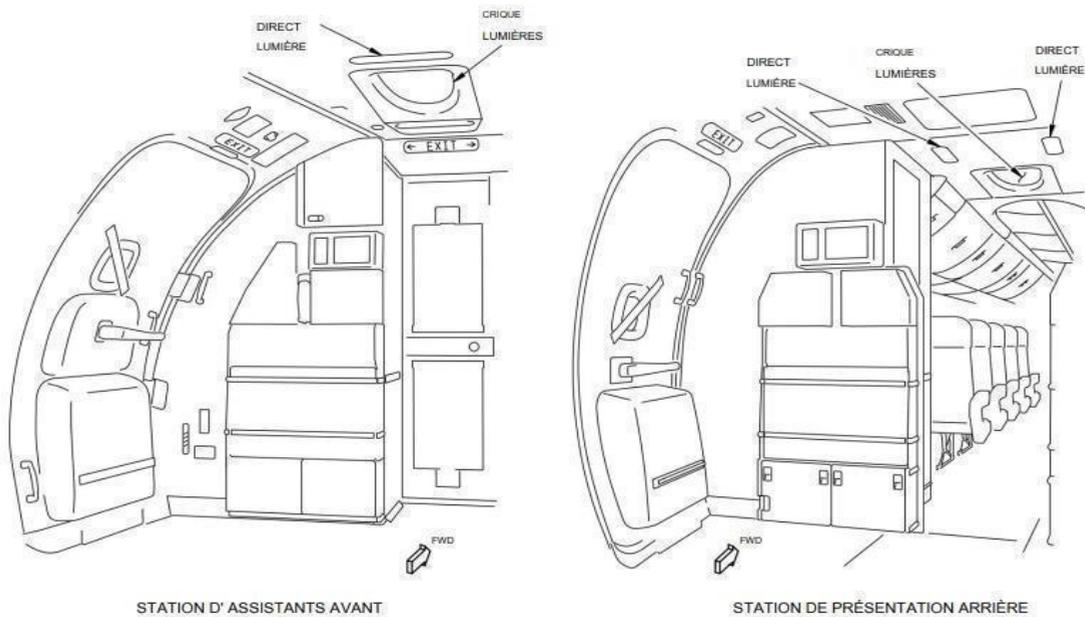


Figure 1.20 : éclairage de plafond

1.2.9 LISEUSES :

Les liseuses éclairent localement chaque siège passager.

Les lampes de lecture se trouvent dans les unités de service aux passagers (PSU).

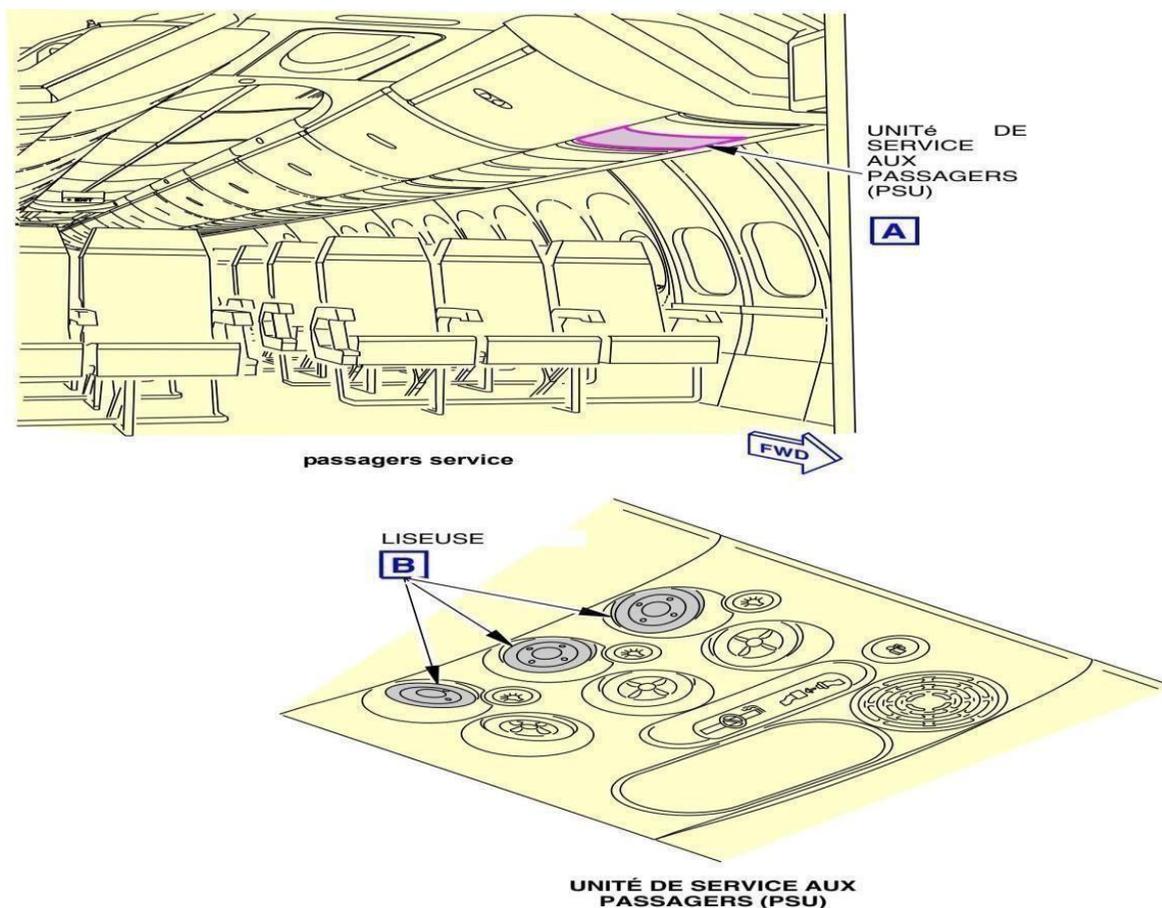


Figure 1.21 : schéma descriptif d'emplacement de liseuse

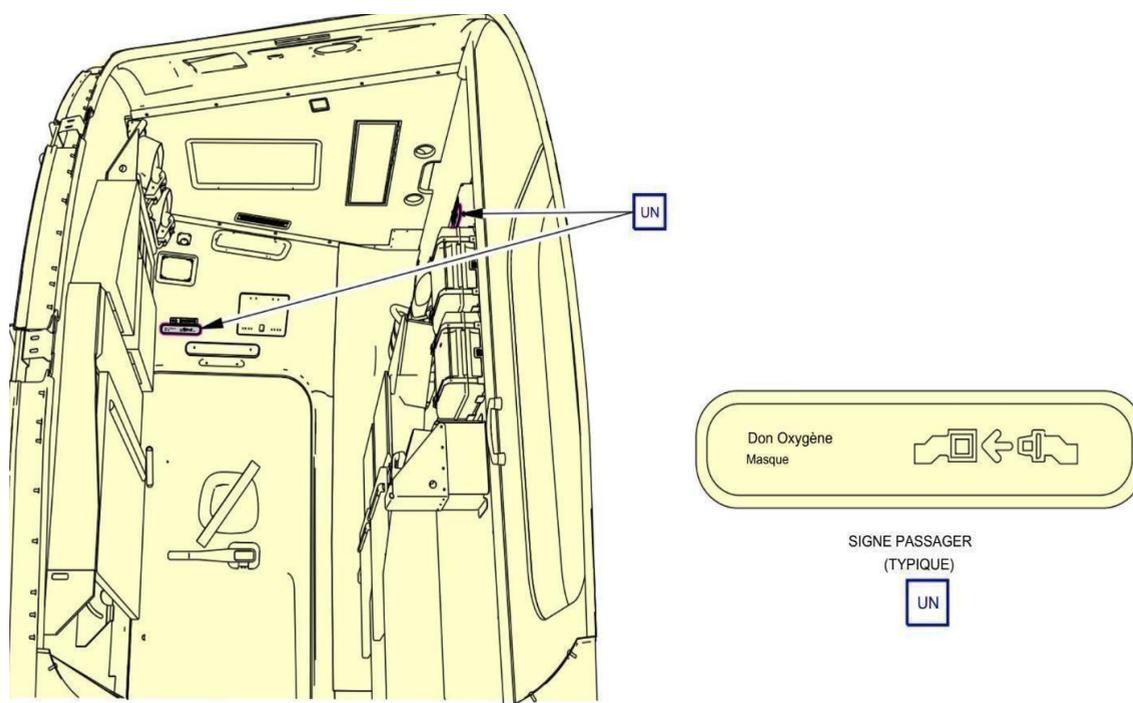
1.2.10 SIGNALISATIONS PASSAGERS :

Les panneaux passagers donnent ces indications aux passagers et à l'accompagnateur

- INTERDICTION DE FUMER
- ATTACHER LA CEINTURE DE SÉCURITÉ
- RETOUR AU SIÈGE.

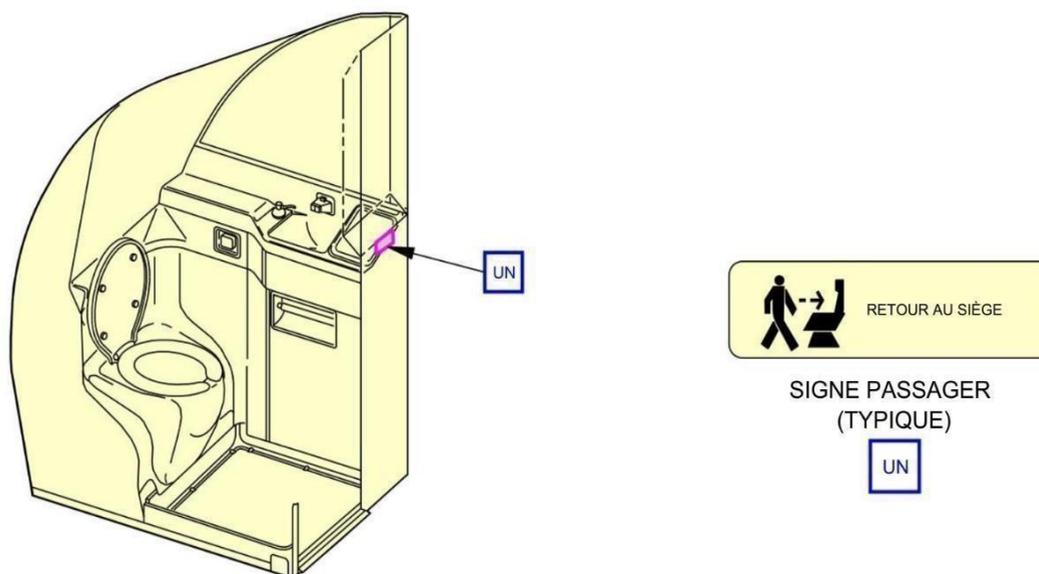
Les panneaux interdiction de fumer et attacher les ceintures de sécurité se trouvent à ces endroits:

- Unités de service aux passagers (PSU)
- Pare-brise avant gauche
- Cuisine
- Toilettes.



COMPARTIMENT SURNUMÉRAIRE

Figure 1. 22 : signalisation de passager



TOILETTES

Figure 1.23 : signalisation de passager retour au siège

1.2.11 LAMPES DE TRAVAIL D'ASSISTANT :

La lampe de travail accompagnatrice alimente en lumière le poste de travail accompagnateur.

La lampe de travail associée est à incandescence. La lampe de travail accompagnatrice est dotée d'une lentille et d'une lampe.

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

L'éclairage opérateur se trouve au plafond au-dessus du poste opérateur.

L'interrupteur de commande de l'éclairage de travail se trouve sur le panneau opérateur.

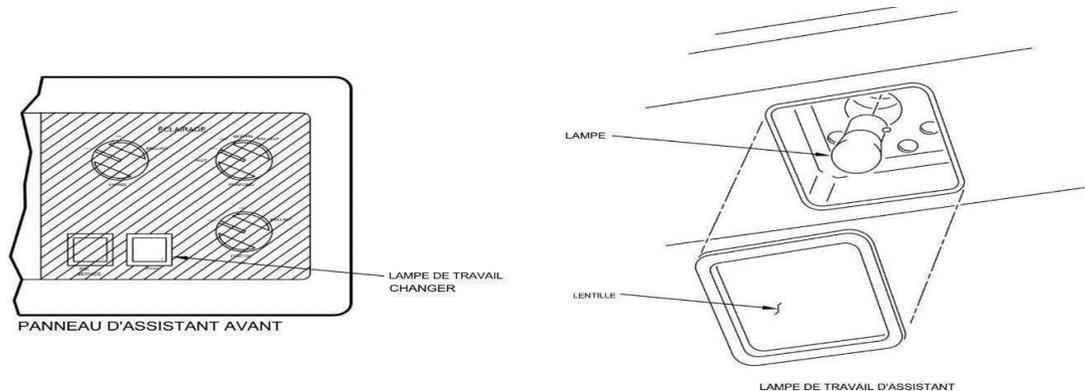


Figure 1.24 : La lampe de travail

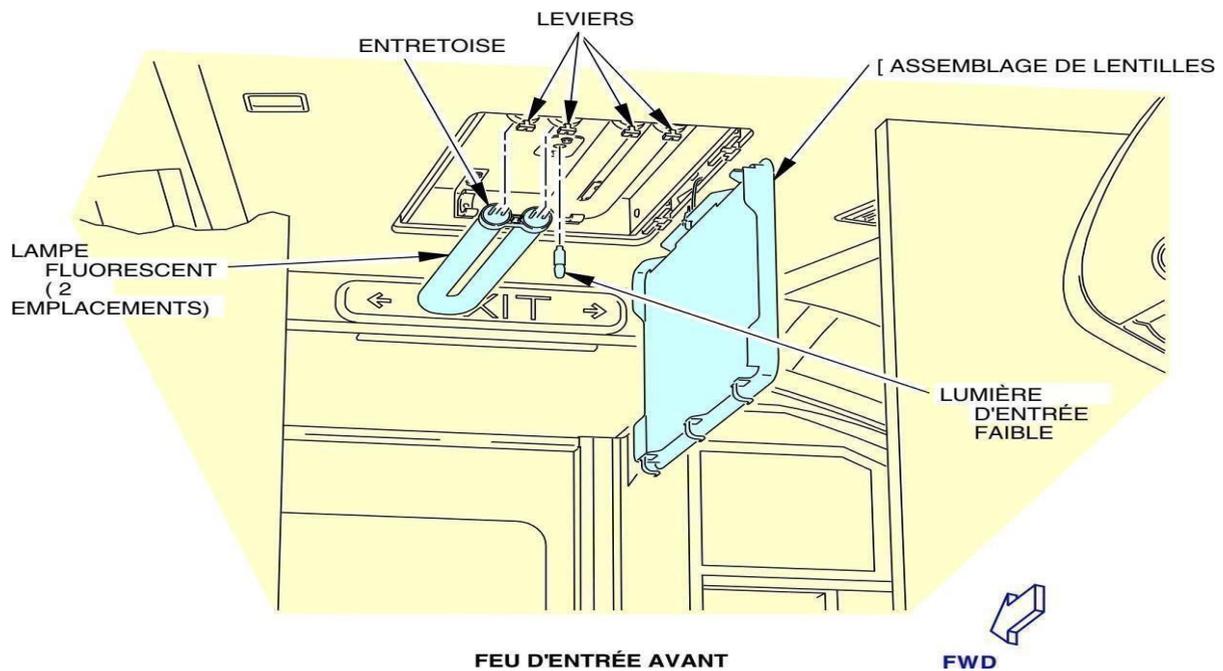
1.2.12 LUMIERE D'ENTREE :

Lumières d'entrée sont des lumières fluorescentes. Ils ont ces composants :

- Lampe
- Lentille
- Facette
- Ballast (non illustré).

Le feu d'entrée fournit un éclairage pour la zone d'entrée de l'avion.

Les lumières d'entrées se trouvent au plafond, près des portes d'entrée et de se



FEU D'ENTRÉE AVANT
Figure 1. 25 : La lumière d'entrée

1.2.13 FEUX DE PASSAGE DE ROUES :

Les feux de passage de roue éclairent les passages de roue du train avant et du train d'atterrissage principal.

Les éclairages des passages de roues utilisent des lampes à incandescence. Il y a un éclairage de passage de roue dans le passage de roue du train avant. Il y a quatre lumières de passage de roue dans le passage de roue dentée principale.

L'interrupteur d'éclairage du passage de roue du train principal se trouve sur la cloison avant extérieure du passage de roue principal gauche.

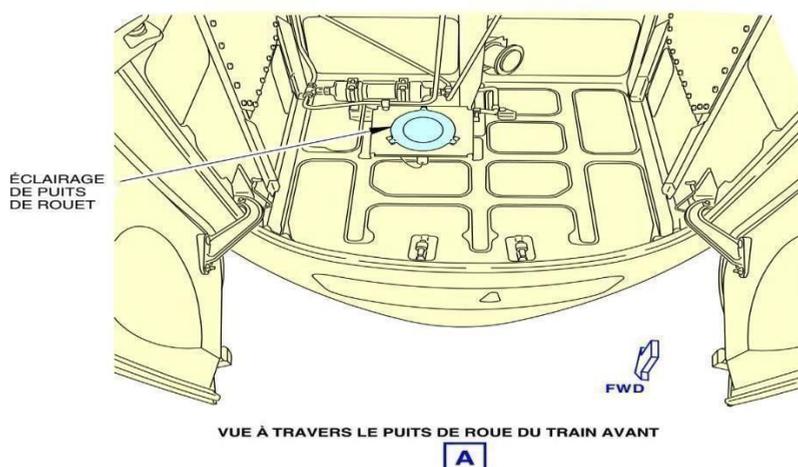


Figure 1.26 : Les éclairages des passages de roues vue du train avant

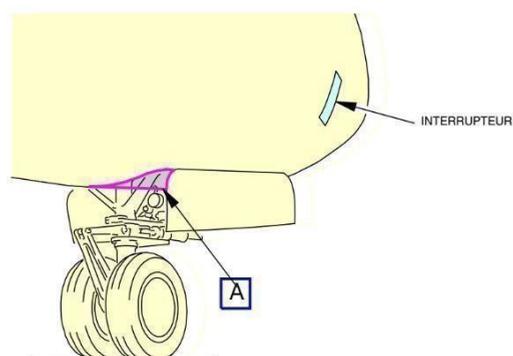


Figure 1.27 : Les éclairages des passages de roues vues extérieur

1.3 Système éclairage sécurité urgence :

1.3.1. Introduction :

Si un système d'éclairage de secours est en panne totale, il garantit l'éclairage de la cabine, de la sortie de secours, de l'issue de secours au-dessus de l'aile et de la porte passager. Trois batteries nickel-cadmium chargées par le circuit électrique de bord alimentent ce système d'éclairage, à condition. En raison de la position ARMED de l'interrupteur à trois positions EMERG LIGHTS. Environ 10 minutes après une panne électrique, les piles peuvent être alimentées par l'électricité.

Le système d'éclairage de secours éclaire les zones à l'intérieur et à l'extérieur de l'avion. Les éclairages de secours indiquent également les voies de sortie

➤ **Description et fonctionnement :**

Le système d'éclairage de secours du Boeing 737NG est conçu pour fournir un éclairage de secours en cas de défaillance du système principal. Il comprend des lumières de sortie de secours, des lumières de balisage de sortie, des lumières de plancher de secours et des lumières de balisage de sortie.

Ces lumières sont alimentées par une source d'énergie de secours et sont conçues pour s'activer automatiquement en cas d'urgence.

- ❖ Lorsque le système d'éclairage de secours est allumé.
- ❖ Lorsqu'il y a une perte d'alimentation CC de l'avion et que l'interrupteur d'éclairage de secours du panneau supérieur avant P5 est en position ARMÉ.

Le système d'éclairage de secours comprend les composants suivants :

- Lampes coulissantes
- Alimentations.
- Éclairage d'allée
- Éclairage de proximité au sol

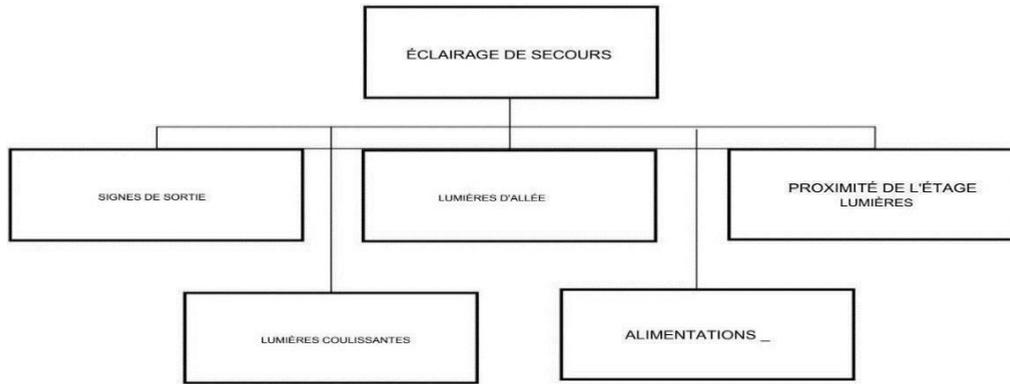


Figure 1.28 : schéma descriptif d'éclairage de secours

I.3.2. LUMIERE D'ALLEES :

But : Les éclairages d'allée éclairent la zone générale des allées. Ils aident les passagers et l'équipage à voir en cas d'urgence.

Les éclairages d'allée ont ces composants :

- Lampe
- Objectif
- Ensemble d'éclairage
- Connecteur électrique.

Les éclairages des couloirs se trouvent dans les zones des panneaux de plafond arrondis dans toute la cabine des passagers.

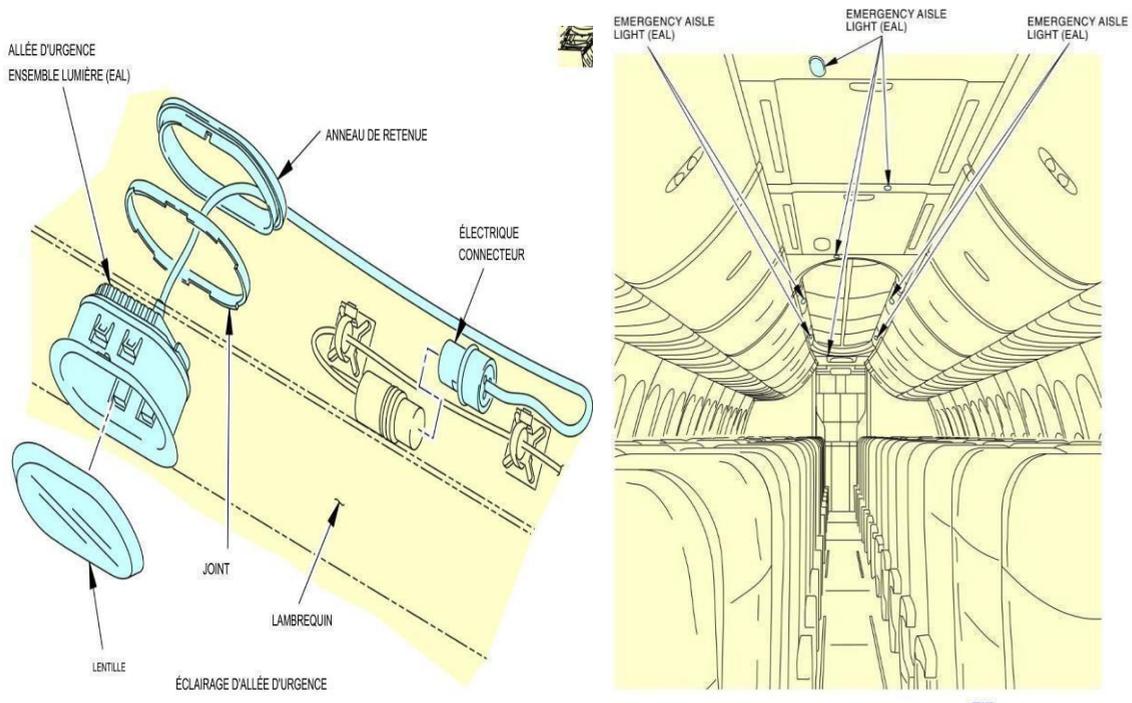


Figure 1.29 : schéma descriptif d'emplacement de EAL

I.3.3. SIGNALAISON DE SORTIE EXIT :

Les feux de signalisation de sortie s'allument pour indiquer l'emplacement des sorties

Les panneaux de sortie se trouvent à ces endroits :

Les feux de signalisation de sortie s'allument pour indiquer l'emplacement des sorties.

- Porte passager
- Porte de service
- Allée près du plafond

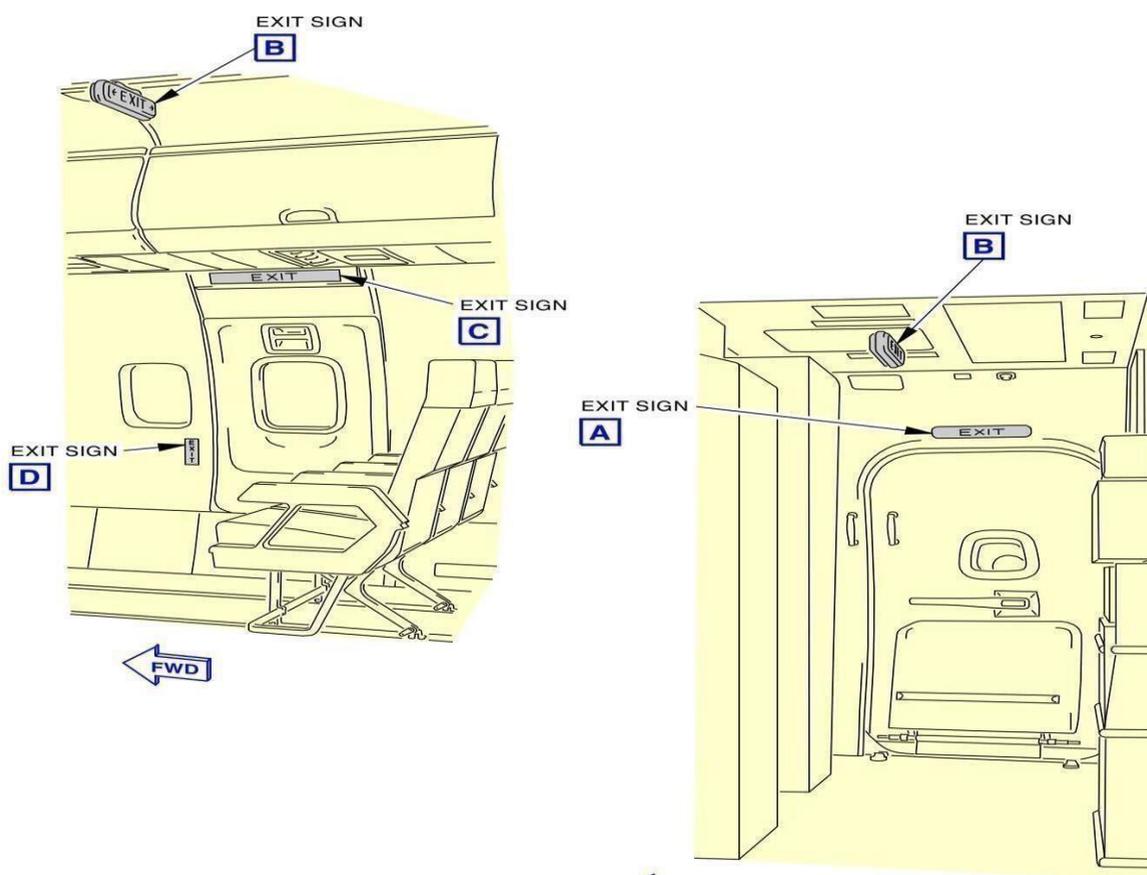


Figure 1.30: schéma descriptif d'emplacement d'EXIT

1.3.4 LUMIÈRES COULISSANTES :

Les lumières coulissantes éclairent les zones de sortie autour de l'avion.

Description physique : Les lumières coulissantes ont ces composants :

- Ensemble lentille
- Lampe
- Vis de montage
- Réflecteur de lampe

Chapitre 01 : Système d'éclairage avion

Les lumières se trouvent sur la surface extérieure de l'avion. Ils se trouvent à l'arrière de la porte d'entrée avant et de la porte de service de la cuisine avant.

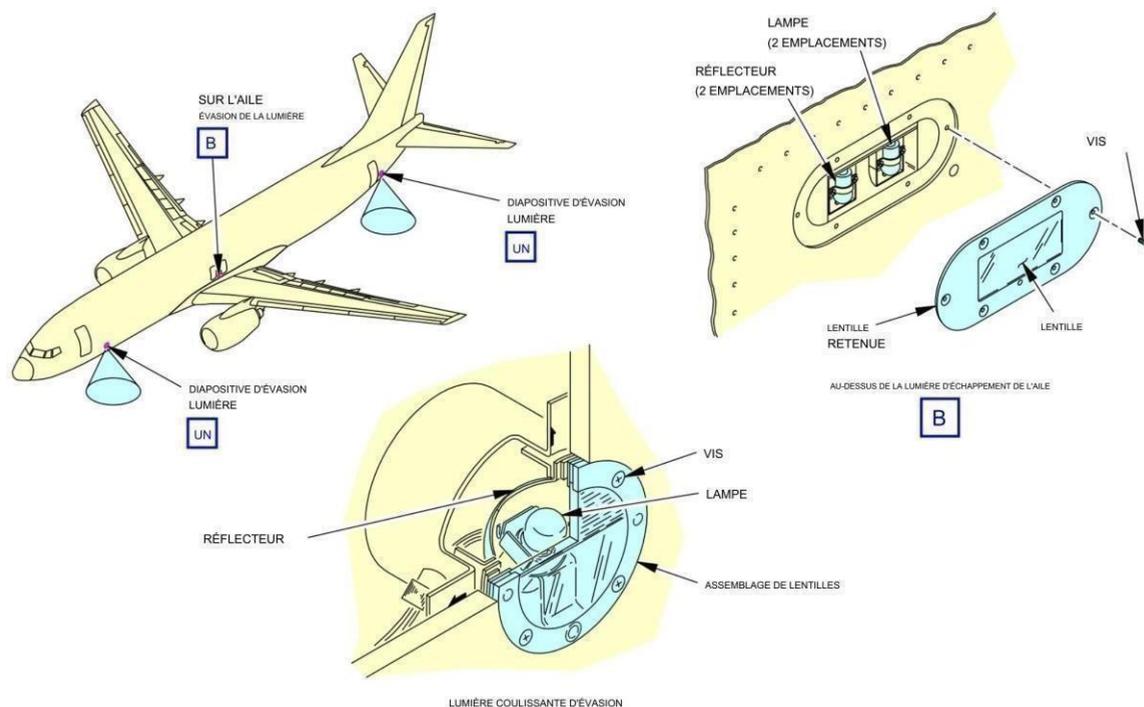


Figure 1.31 : schéma descriptif d'emplacement de lumières coulissantes

1.3.5 LUMIÈRES DE PROXIMITÉ AU SOL :

L'éclairage de proximité au sol fournit une lumière au niveau du sol pour indiquer aux passagers et à l'équipage la direction vers toutes les sorties.

L'éclairage de proximité au sol comprend les composants suivants :

- Les lampes
- Bande photoluminescente
- Éclairage de seuil de porte d'entrée
- Connecteurs électriques.

Il y a des feux de SORTIE montés sur les parois latérales près des sorties de l'avion.

- Les feux de proximité montés au sol se trouvent au sol, côté gauche.
- bandes photoluminescentes se trouvent au sol, à gauche et à droite.
- Des éclairages de proximité au sol montés sur les sièges se trouvent sur les sièges

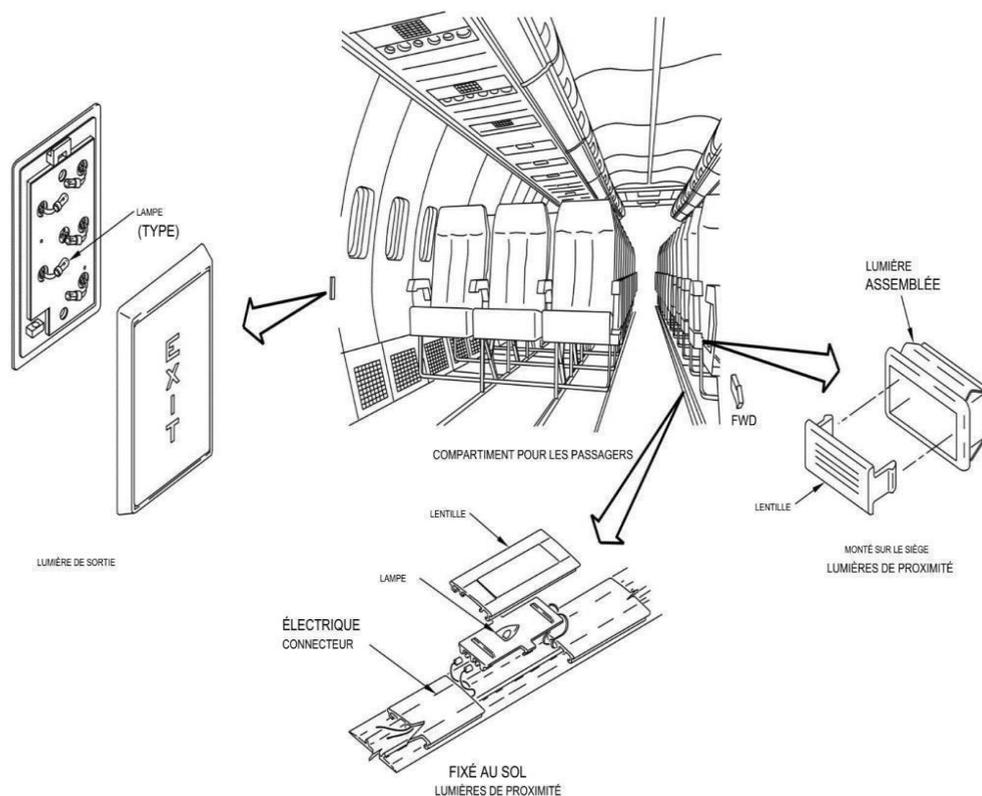


Figure 1.32 : schéma descriptif de lumières proximité de sol

1.3.6 ALIMENTATIONS (power supply EPS) :

Les alimentations alimentent les lumières de secours internes et externes.

Les alimentations comportent les composants suivants :

- Batterie
- Interrupteur de test
- Connecteur électrique
- Logique de contrôle et circuit de charge.

Les alimentations se trouvent à ces emplacements

- Derrière les panneaux de plafond de la zone d'entrée avant.
- Derrière les panneaux de plafond de la zone d'entrée arrière.
- Sur la structure latérale, près du sol.

Les batteries peuvent se recharger complètement en 90 minutes.

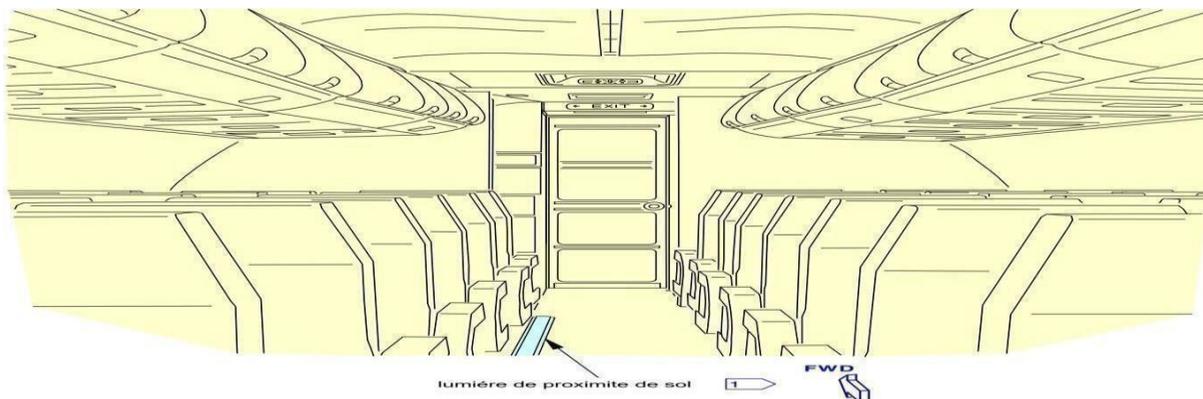


Figure1. 33 : schéma descriptif d'emplacement de lumières proximité de sol

Un interrupteur de test sur l'ensemble allume toutes les lumières de la zone du bloc- batterie pour le test des lampes de zone.

Note :

Les packs de batteries des alimentations pour éclairage de secours sont continuellement chargé lorsque l'alimentation électrique est fournie à l'avion, à moins que les interrupteurs des feux de secours ne soient réglés sur le mode marche.

Si les batteries sont complètement déchargées, le temps nécessaire pour les charger est de 180 minutes. Si la batterie n'est pas complètement déchargée au début de la charge, l'objet détectera l'état de charge complète, mettant fin au mode de charge et entrant dans la phase de maintenance le temps de recharge de 180 minutes.



Figure 1.34 : schéma descriptif d'emplacement d'EPS

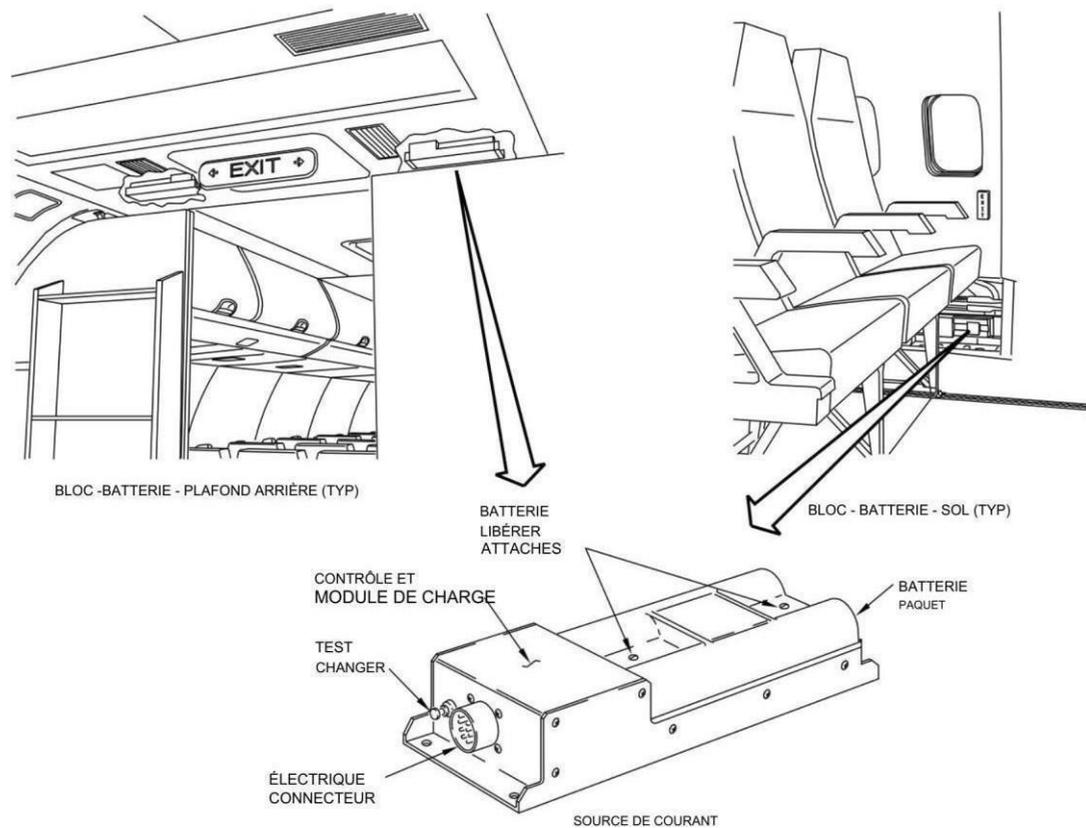


Figure 1.35 : schéma descriptif d'EPS dans B737

Conclusion :

En résumé, ce premier chapitre a mis en lumière l'importance cruciale des systèmes d'éclairage dans le Boeing 737 Next Génération (B737 NG).

Nous avons exploré les trois catégories principales : l'éclairage externe pour la navigation et la signalisation, l'éclairage interne pour le confort et la sécurité des passagers, et l'éclairage de secours pour les situations d'urgence. Ces systèmes sont essentiels pour assurer la sécurité et améliorer l'expérience de vol, posant ainsi les bases de notre étude détaillée dans les chapitres suivants.

CHAPITRE 02:
Génération électrique

2.1 Introduction :

Pour assurer le bon fonctionnement des pièces aéronautiques, le constructeur BOEING préconise trois sources d'énergie, À savoir : les sources d'énergie pneumatique, hydraulique et électrique.

Dans nos recherches, nous nous intéressons à l'énergie électrique, la machine a besoin de tensions continues en plus de la tension alternative, comment la batterie et la tension alternative réduite d'une part l'ont réparée, et d'autre part, BOEING a créé un système de secours dans les avions.

Lorsque les principales sources d'énergie IDG1 et IDG2 disparaissent, ces sources sont représentées par l'APU. Comme déjà dit, la production et la distribution d'énergie électrique pour le Boeing 737 NG reposent sur trois réseaux, qui peuvent être définis comme suit :

- Réseau courant continu (DC).
- Réseau alternatif (AC).
- Réseau de secours

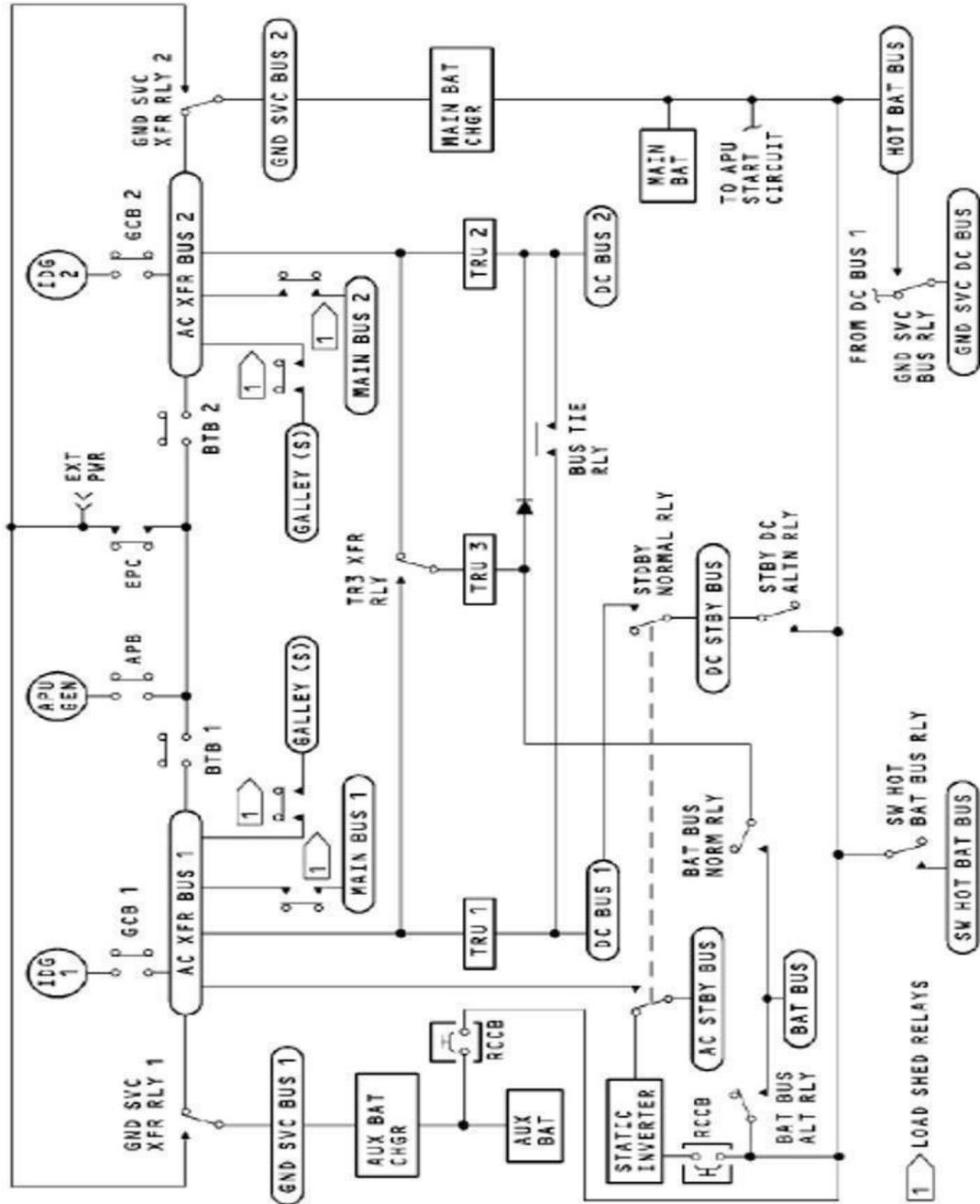


Figure 2.1 : Schéma descriptif de la génération et la distribution de l'énergie électrique

2.2 Les différentes sources d'Energie électrique :

2.2.1 Réseau alternatif (AC):

Il se caractérise par une polarité variable et donc une tension qui varie en permanence dans le temps. La période est le temps, en secondes, que met la tension pour effectuer un cycle complet de variation. L'inverse, la fréquence, est le nombre de fois par seconde que cette variation est effectuée.

L'alimentation AC est produite par un chargeur AC, qui nécessite une source mécanique pour tourner. La fréquence du courant est liée à la vitesse de rotation du générateur.

Le courant alternatif est propice à une production élevée d'électricité et sa tension peut être modifiée très facilement grâce à un transformateur.

Si le réseau est en état de fonctionnement normal (IDG1 et IDG2) puis connecté, les BTB s'ouvriront pour empêcher le fonctionnement en parallèle des générateurs. S'il n'y a qu'une seule source d'alimentation alimentant le réseau, un ou les deux BTB s'arrêteront pour alimenter les deux bus de transfert.

2.2.1.A Générateur Intégré :

C'est la source de courant alternatif normal en vol. Il avait deux IDG à bord. Chacun fournit une alimentation CA 115/200 V à 400 Hz. IDG peut fournir jusqu'à 90 KV.

Ci-dessous le schéma du générateur à entraînement intégré IDG, c'est à dire un ensemble composé d'un alternateur et d'un variateur à vitesse constante CSD va maintenir une vitesse de rotation constante du générateur et ainsi maintenir 400 Hz sur toute la plage de fonctionnement du moteur, du ralenti à la poussée maximale. Voir figure 2.2

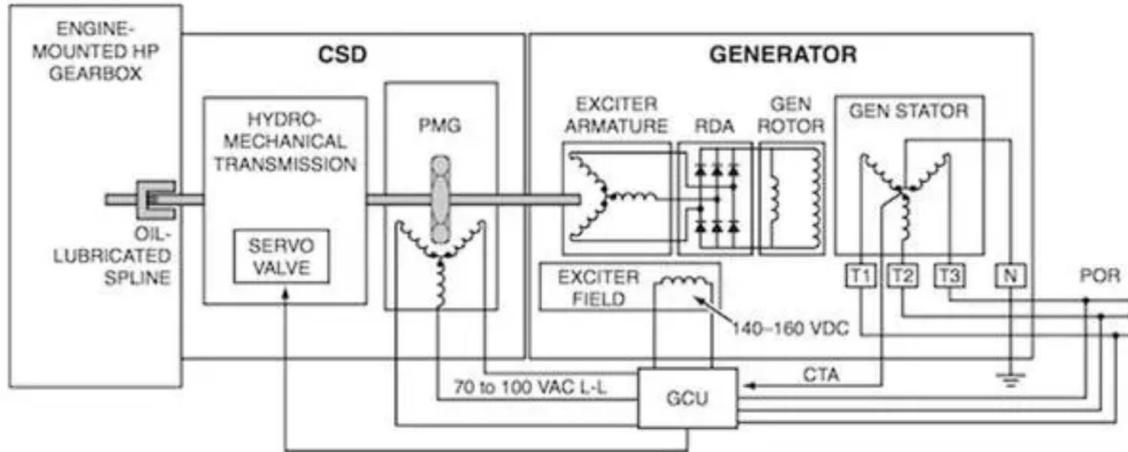


Figure 2.2 : Schéma descriptif de la générateur drive intégré IDG

➤ **Description et fonctionnement :**

L'IDG est une combinaison d'étages hydrodynamiques pour entraînement à vitesse constante (CSD) et générateurs AC.

L'IDG comprend également un générateur à aimant permanent (PMG) pour la gestion de l'énergie et la dynamique. La lubrification et le refroidissement du CSD et des composants d'échappement sont assurés par un seul circuit d'huile. L'unité CSD entraîne le générateur à une vitesse de 24 000 tr/min.

Le générateur fournit une alimentation de 115/200 V AC, 400 Hz et 90 KV.

L'IDG est un convertisseur triphasé. Ce dernier est constitué du moteur de propulsion actuel et du moteur principal. Le générateur (PMG) possède un rotor avec des aimants et un PMG fixe. Le rotor PMG induit une tension variable dans le redresseur lorsque le générateur tourne. La tension PMG va au boîtier de commande de l'alternateur GCU, qui peut ajuster la tension alternative PMG pour ajuster la synchronisation.

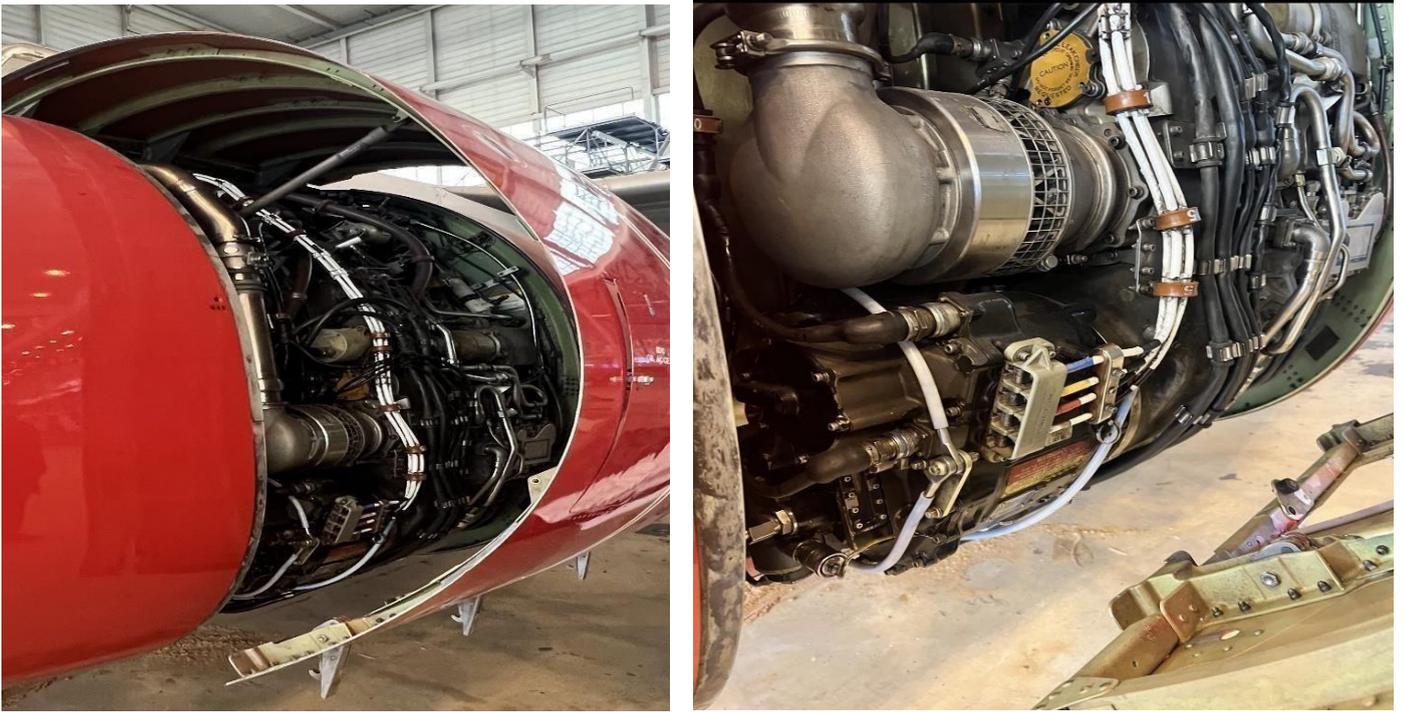


Figure 2.3 : Schéma descriptif explicatif de la génératrice drive intégrée IDG

2.2.1.B Générateur d'APU :

L'APU au sol est la source d'air de purge et d'alimentation AC pour les avions au sol, fournissant un contrôle au sol indépendant pendant les retournements, une alimentation de secours en cas de panne moteur, ainsi que la climatisation et la pressurisation pendant le balayage du moteur.

La source d'alimentation est une batterie.

Le générateur APU a deux fonctions : premièrement, l'APU fournit différents temps pour les opérations au sol et fournit du temps de vol et une réserve de puissance à l'IDG.

Le générateur redémarre l'APU.

➤ Description générale :

Le moteur APU est un moteur sans balais à trois étages refroidis par huile qui tourne à 12 000 tr/min. Le générateur comprend les composants suivants :

- excitateur
- générateur principal
- Générateur à aimant permanent (PMG)

Le PMG est responsable du démarrage et du contrôle de la tension des flux APU.

Chapitre 02 : La Génération électrique

L'APU four nit 115/200 V et 90 KVA ou moins à 400 Hz, 3 phases.

32 000 pieds (9 753 mètres) peuvent fournir 66 KVA à 41 000 pieds (12 496 mètres).

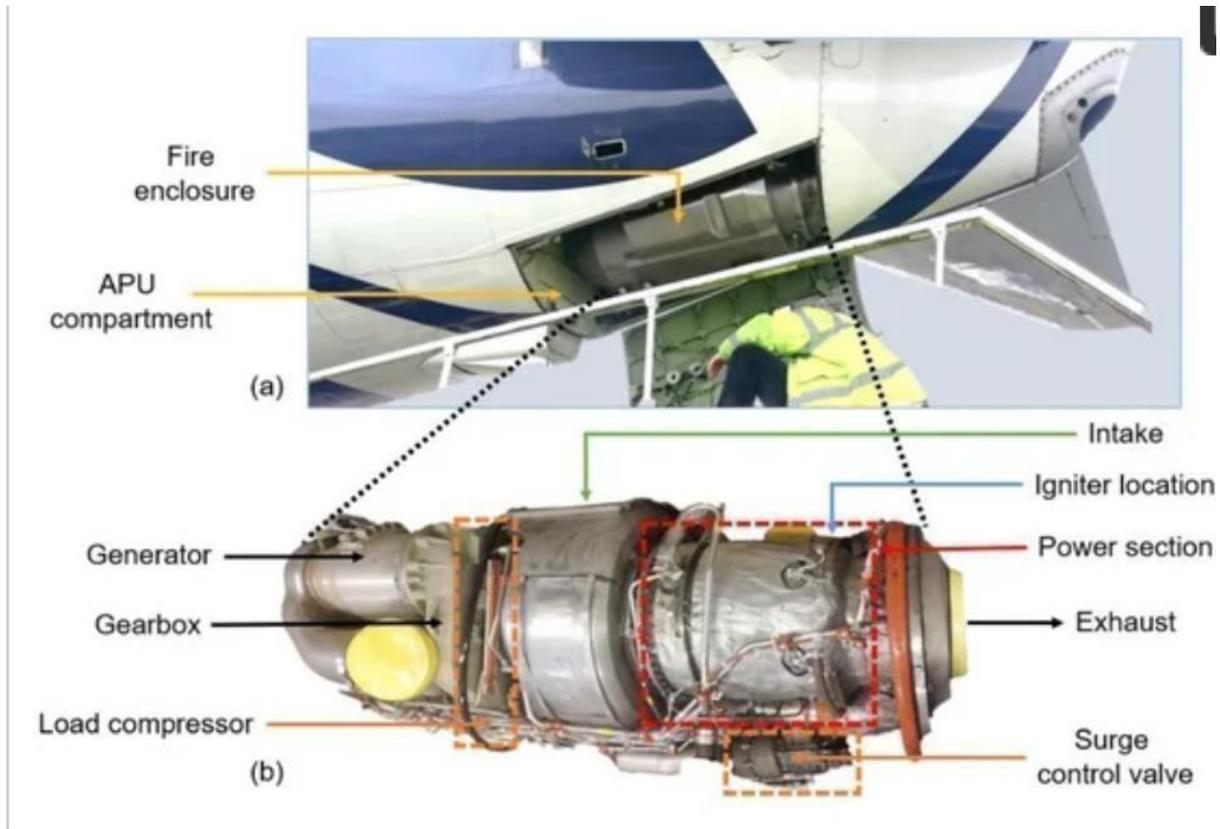


Figure 2.4 : Schéma descriptif du générateur APU

221.C Alimentation du groupe de cartes :

Le panneau d'alimentation externe est l'endroit où vous connectez l'alimentation secteur externe et le signal pour une utilisation électrique.

Les GPU un générateur portable capable de fournir de l'énergie électrique aux avions stationnés à différentes tensions en fonction de l'équipement utilisé.

Certains doivent être capables de fournir des valeurs d'ampérage élevées pour alimenter les moteurs électriques des turbopropulseurs les plus importants.

Le courant le plus utilisé dans les avions est le 115V alternatif 400Hz. Le démarrage est principalement pneumatique. Certains aéroports disposent de GPU installés à leurs portes.

Une source d'alimentation externe fournit du courant alternatif à l'avion, tandis que d'autres composants d'alimentation de l'avion convertissent le courant alternatif en courant continu.

Chapitre 02 : La Génération électrique

Équipement électrique extérieur dans le pays avec les composants suivants :

- Alimentation externe
- Contrôleur électronique externe (EPC)
- Unité de contrôle de puissance du bus (BPCU)



Figure 2.5 : Schéma du GPU

➤ **Description générale :**

Les sources d'alimentation externes sont des sources de courant alternatif dans les systèmes d'alimentation des avions au sol.

Vous pouvez également alimenter le chargeur de batterie avec l'IDG et l'APU désactivés.

L'unité de contrôle du bus de terre (BPCU) contrôle la distribution d'énergie externe du plan de masse.

Le BPCU dispose d'un outil de test (BITE) pour le dépannage des systèmes électriques externes.

L'alimentation externe peut être contrôlée et affichée manuellement via les interrupteurs d'alimentation du système AC, les générateurs, les unités APU et le panneau avant.

2.2.2 Réseau Continu (DC):

Le courant continu se caractérise par une polarité fixe, et donc une tension qui reste constante dans le temps. Dans la vie courante, les piles et les batteries fournissent du courant continu étant le seul pouvant être stocké, il est réservé aux sources de faible puissance et de secours.

Les réseaux à courant continu (DC) vous permettent de fournir une alimentation de 28 V CC à l'aide de diverses sources de génération DC.

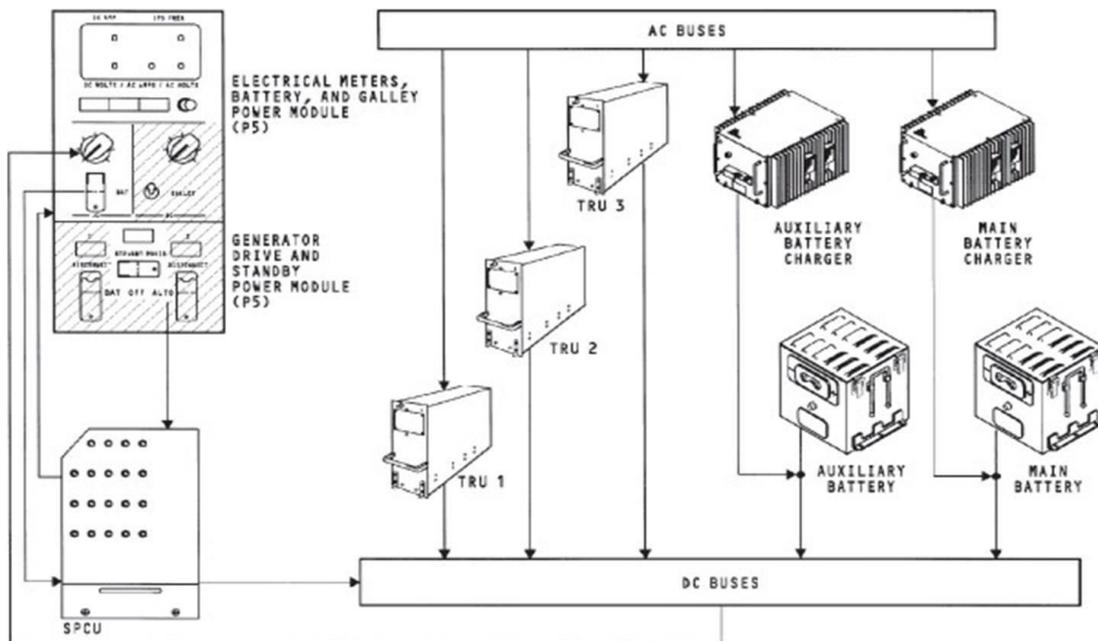


Figure 2.6 : Schéma de Génération en continue DC

2.2.2.A TRUs ou Transformateurs Redresseur :

Une unité transformateur redresseur (TRU) combine les fonctions d'un transformateur et d'un redresseur dans un seul appareil. Dans les applications aéronautiques, le TRU convertit l'énergie 120 V AC générée par les moteurs ou les moteurs APU, ou fournie par les unités de puissance au sol (GPU) en alimentation 28 V DC pour une utilisation par divers appareils électroniques.[5]

Chaque TRU peut fournir jusqu'à 75 kVA quand l'air de refroidissement d'avion est disponible

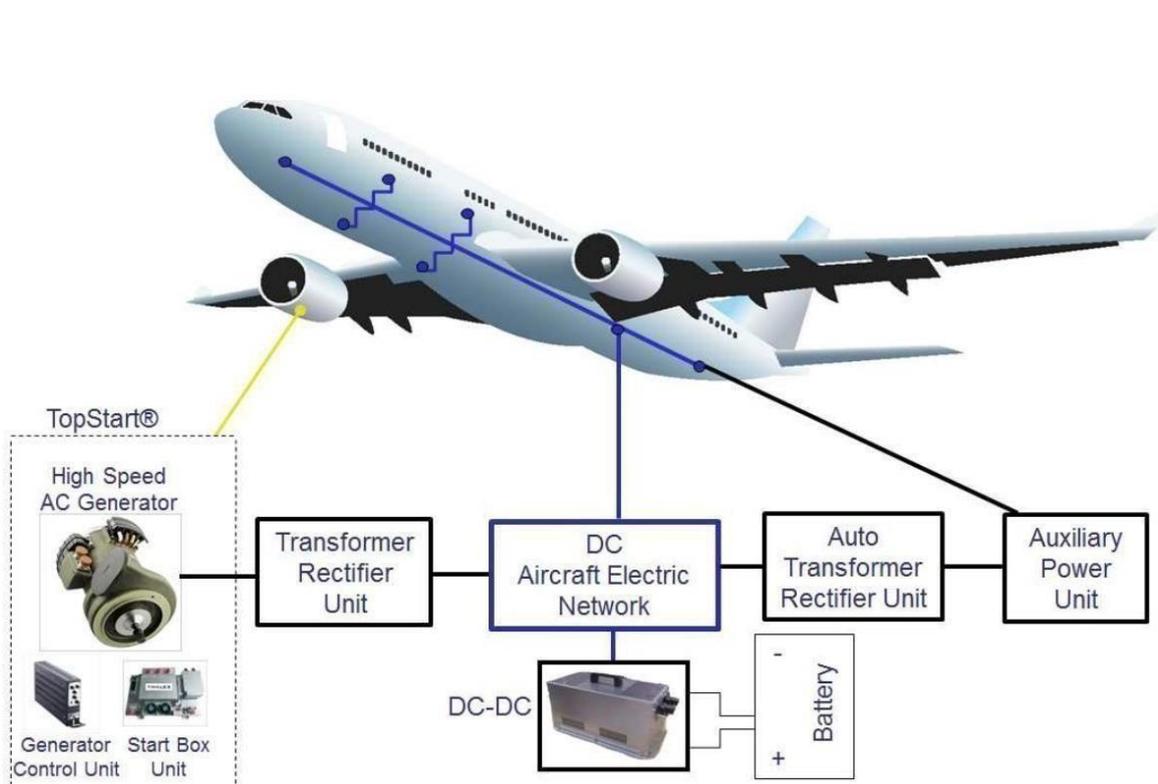


Figure 2.7 : Schéma de fonctionnement de conversion avec le transformateur

2.2.2.B Batterie :

Les batteries nickel cadmium peuvent alimenter les systèmes d'urgence ou l'amorçage des APU.

La batterie est composée de 20 cellules remplies avec un capuchon et un capteur de température.

Une sonde montée sur la surface des cellules à l'extrémité de la rangée centrale de cellules peut mesurer la température interne de la batterie.

La cellule se situe entre les cellules 6 et 9 dans la rangée de cellules du milieu. Le chargeur reçoit un signal pour charger en fonction de la température de la batterie.

Cette batterie fournit 60 minutes d'alimentation DC supplémentaire avec une capacité de 48 ampères-heures.

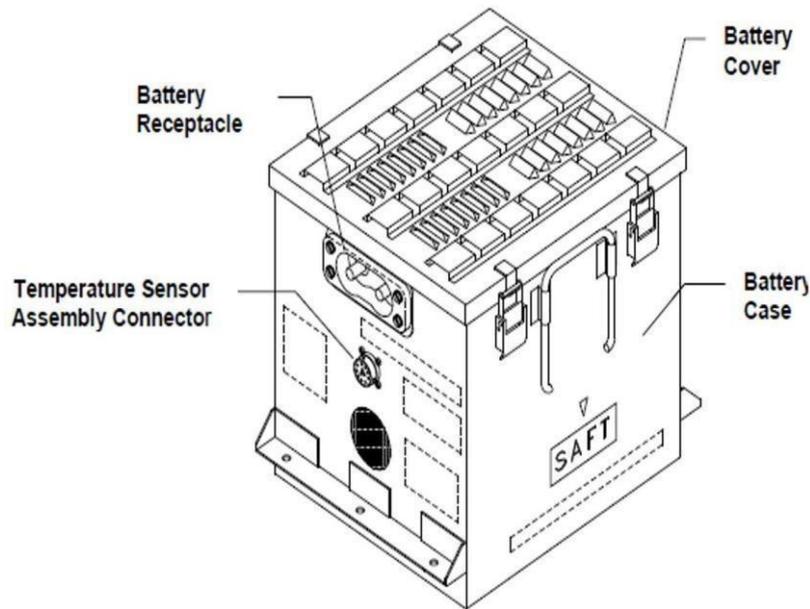


Figure 2.8 : Schéma descriptif de la batterie cadmium/nickel

2.2.2.C Chargeur de batterie :

➤ Chargeur de batterie principal :

Le chargeur, alimenté par le réseau actuel, assure la charge continue des batteries et alimente les jeux de barres du réseau à courant continu (DC).

➤ Chargeur de batterie auxiliaire :

Conçu pour charger uniquement des batteries auxiliaires alimentées avec une alimentation en étoile triphasée de 115 VAC en mode normal.

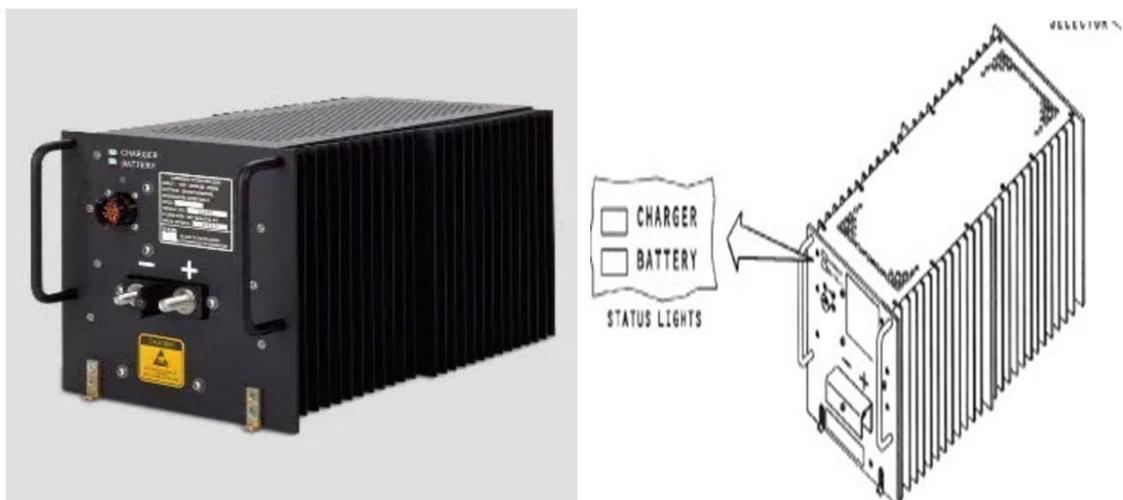


Figure 2.9 : Schéma descriptif de chargeur de la batterie

2.2.1.D Autobus Batterie thermique :

Le Land BatteryHot Bus fournit une alimentation DC à partir de la batterie ou du chargeur principal via une barres 28 V DC alimenté par la batterie ou le chargeur principal pendant le fonctionnement normal. Sinon, l'énergie électrique provient des batteries primaires et secondaires

2.2.3 Système d'alimentation de secours:

Le système d'alimentation de secours STANDBY POWER fournit une tension monophasée de 115 V AC, 400. Cette tension est générée par un transformateur statique alimenté par batterie à travers un relais de commande RCCB, ce dernier étant un disjoncteur acceptant deux batteries en parallèle.

2.2.3. A Description générale :

En cas d'échec de la production alternative, les équipements nécessaires au contrôle du vol sert ont connectés à des bus spéciaux pouvant être alimentés par des sources d'énergie de secours. Le DC STANDBY BUS est normalement alimenté par TR1, mais est connecté à la batterie en cas de défaut.

L'AC STANDBY BUS, normalement desservi par l'AC TRANSFER BUS 1, est connecté à un transformateur statique avec une batterie en cas de panne.

Un FACTORY BUS, normalement alimenté par TR3, se déclenchera également si la batterie est morte.

Le HOT BATTERY BUS est connecté directement à la batterie principale et est auto-alimenté par le chargeur de batterie principale.

Lorsque le BUS HOT SWITCHED HOT BATTERY BUS est sur ON, le HOT SWITCHED HOT BATTERY BUS se comporte comme le bus précédent.

Le commutateur STANDBY peut déconnecter l'alimentation du bus STANDBY ou l'appliquer à la batterie.

2.2.3.B le fonctionnement de Circuit électrique de du secours

Ce schéma général de l'ensemble du circuit peut être chargé. C'est normal, car l'énergie est une ressource importante à bord des avions.

Par conséquent, le circuit est conçu pour minimiser les conséquences d'éventuelles pannes en cas de panne catastrophique et pour assurer la protection du réseau basse tension. En pratique, la distribution du courant est réalisée grâce à l'utilisation de bus qui regroupent différentes charges selon des niveaux de priorité spécifiques et sont libérés en cas de panne de courant.

Le plus gros est le bus qui livre le véhicule et le plus gros est le bus en attente qui livre des choses importantes comme la console CDB.

Au sommet de la conception se trouve une alimentation CA avec quatre sources possibles deux IDG, un convertisseur APU et un GPU mis à la terre. Juste en dessous se trouve la distribue ion du courant alternatif, qui montre les trois TR fournissant une alimentation continue à ce bus.

Enfin, le circuit de secours est illustré ci-dessous dans figure 2.10

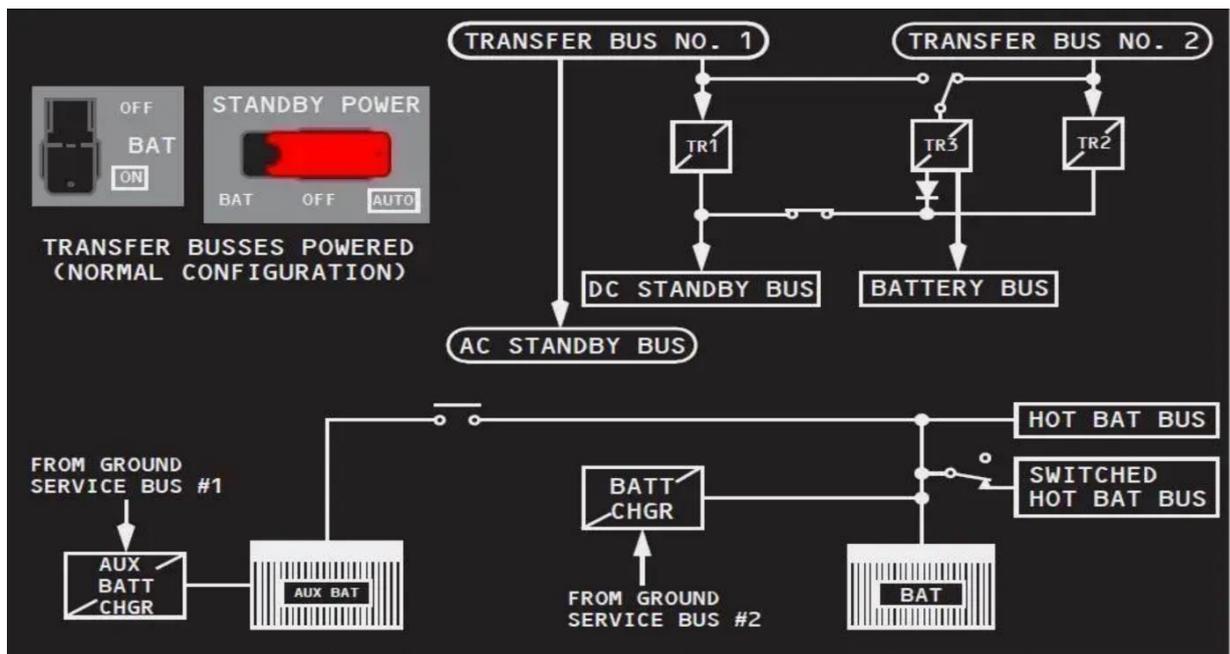


Figure 2.10 : Schéma descriptif fonctionnement du circuit secours

Chapitre 02 : La Génération électrique

On voit aussi que le générateur comporte deux étages : le premier petit alternateur, qui possède un aimant permanent PMG, génère le courant d'excitation de CHAMP qui alimente l'électro-aimant du deuxième étage, étage de puissance, qui alimente en courant alternatif le circuit de l'avion. Le tout est contrôlé par l'unité de commande du générateur GCU.

De son côté, le générateur APU n'est pas équipé de CSD : la régulation de fréquence est réalisée en maintenant la vitesse de rotation de l'APU lui-même à une valeur fixe. De plus, ce générateur sert également de dispositif de démarrage pour l'APU.

2.3 Principe de fonctionnement de la génératrice

2.3.1 Alimentation au Sol :

Sources d'énergie :

- Unité d'Energie Auxiliaire (APU)
- Groupe de parc (Ground Power Unit, GPU)

2.3.1.A Alimentation par le groupe de parc GPU:

1. Connexion et Activation :

En appuyant sur le bouton GRD SVC, une tension de 115V est connectée aux bornes des bus GRD SVC BUS1 et GRD SVC BUS2 à travers les relais de transfert GRD SVC BUS1 RLY1 et GRD SVC XFR RLY2.

2. Distribution de l'énergie :

GRD SVC BUS1 RLY1 en position II : Alimente GRD SVC BUS1 qui fournit de l'énergie au chargeur de batterie auxiliaire (AUX BAT CHGR) pour charger la batterie auxiliaire (AUX BAT).

GRD SVC BUS2 RLY2 en position II : Alimente GRD SVC BUS2, chargeur de batterie principale (MAIN BAT CHGR) pour charger la batterie principale (MAIN BAT) et le bus de la batterie chaude (HOT BAT BUS). GRD SVC BUS reste toujours alimenté.

3. Activation du switch BAT sur ON :

Met sous tension automatiquement les relais correspondant pour alimenter les bus suivants :

- DC STBY BUS
- SWHOT BAT BUS
- BAT BUS
- AC STBY BUS (via le convertisseur statique)

4. Indicateur de disponibilité du groupe de parc :

Le voyant GRD POWER AVAILABLE s'affiche en bleu lorsque le groupe de parc est connecté correctement.

5. Switch GRD PWR sur ON:

Fermeture des relais EPC, BTB1, et BTB2 pour fournir de l'énergie aux bus de transfert AC XFR BUS1 et AC XFR BUS2.

GRD SVCBUS1 : Alimenté par GRD SVC XFR RLY1 en position I, alimente également AUX BAT CHGR.

AC XFR BUS1: Alimente GALLEY, MAIN BUS1, AC STBY BUS (via STBY NORMAL

RLY), et TRU1 pour transformer 115V AC en 28V DC pour DC BUS1 et DC STBY BUS.

AC XFR BUS2 : Alimente GALLEY, MAIN BUS2, TR2 pour 28V DC BUS2, et TRU3 pour BAT BUS.

2.3.1 B Alimentation par l'APU :

1. Démarrage de l'APU :

Le BPCU contrôle la tension et la fréquence, envoie un signal aux GCPI et GCP2 pour contrôler BTB1 et BTB2, alimentant les bus AC XFR BUS.

2. Distribution de l'énergie :

Relais APB et BTB1 fermés : Alimente AC XFR BUS1, qui à son tour alimente GRD SVC BUS1 (via GRD SVC XFR RLY1 en position I) et AUX BAT CHGR.

AC XFR BUS1: Alimente AC STBY BUS (via STBY NORMAL RLY) et TRU1 pour DC BUS1.

Relais APB et BTB2 fermés : Alimente AC XFR BUS2, qui alimente GRD SVC BUS2 (via GRD SVC XFR RLY2 en position I), MAIN BAT CHGR, et HOT BAT BUS.

2.3.2 Fonctionnement en Vol :

Alimentation par les IDGs (Integrated Drive Generators) :

1. IDG1 :

Fermeture du relais GCB1, alimente AC XFR BUS1, qui alimente GRD SVC BUS1 (via GRD SVC XFR RLY1) et AUX BAT CHGR.

2. IDG2 :

Fermeture du relais GCB2, alimente AC XFR BUS2, qui alimente GRD SVC BUS2 (via GRD SVC XFR RLY2), MAIN BAT CHGR, et HOT BAT BUS.

2.3.3 Fonctionnement en cas de Panne :

1. Délestage automatique :

En cas de surcharge, le système coupe l'alimentation des bus non essentiels (ex. GALLEY BUS), puis des MAIN BUS si nécessaire.

2. Scénarios de panne :

IDG1 en panne: GCB2 s'ouvre, BTB1 et BTB2 se ferment, alimentant AC XFR BUS2 via IDG2. Indicateurs GEN OFF BUS2 et SOURCE OFF2 s'allument.

IDG2 en panne: GCB1 s'ouvre, BTB1 et BTB2 se ferment, alimentant AC XFR BUS1 via IDG1.

3. Remplacement des IDGs par l'APU :

1. IDG1 en panne :

Switch APU GEN sur ON, relais APB et BTB1 fermés pour alimenter AC XFR BUS1, tandis que AC XFR BUS2 reste alimenté par IDG2.

2. IDG2 en panne :

Switch APU GEN sur ON, relais APB et BTB2 fermés pour alimenter AC XFR BUS2, tandis que AC XFR BUS1 reste alimenté par IDG1.

CHAPITRE 03:
*Etude théorique de
system EPSU*

3.1 Introduction :

Le stockage de l'énergie électrique est devenu crucial en raison de la demande croissante dans divers domaines, comme les énergies renouvelables, les appareils portables et les véhicules électriques. Les accumulateurs, ou batteries, notamment ceux à base de lithium, sont particulièrement intéressants pour leur efficacité et densité énergétique, bien qu'ils nécessitent une surveillance constante pour éviter les risques liés à la surcharge ou à la décharge, pouvant entraîner des dangers environnementaux. Pour pallier ces problèmes, des systèmes de gestion des charges surveillent plusieurs paramètres et peuvent éteindre le système en cas d'urgence. Ces systèmes sont également utilisés en aéronautique pour les opérations de secours.

3.2 Définition :

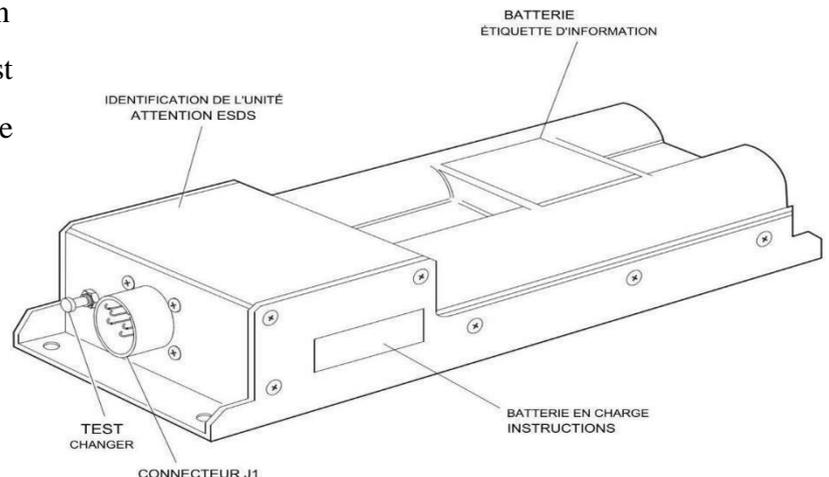
L'éclairage de secours dans un avion est un élément essentiel qui ne peut être ignoré. Dans presque tous les avions, vous ne pouvez pas utiliser MEL (minimum équipement liste) en cas de panne.

Il est donc nécessaire qu'ils soient toujours en parfait état. L'éclairage de secours est alimenté par l'EPSU (Emergency Power Supply Unit), qui charge également les batteries.

Chaque EPSU dispose d'un bloc de batteries indépendant des circuits électriques de l'avion. D'après les exigences du cahier des charges, il est requis que la fourniture soit garantie pendant 12 minutes, ce qui signifie que l'accumulateur ne doit pas dépasser un seuil minimal de capacité. En outre, pendant cette période, l'accumulateur doit générer une puissance de 72W.

Cela implique également la présence de limites maximales pour la résistance interne autorisée de l'accumulateur. Pour répondre aux exigences mentionnées précédemment, il est nécessaire de démonter et de vérifier tous les accumulateurs d'un avion tous les 6 mois par le personnel de maintenance. Après un délai de 36 mois, l'accumulateur est substitué et retiré par mesure de précaution.

Figure 3.1 :
Schéma descriptif de l'E.P.S.U.



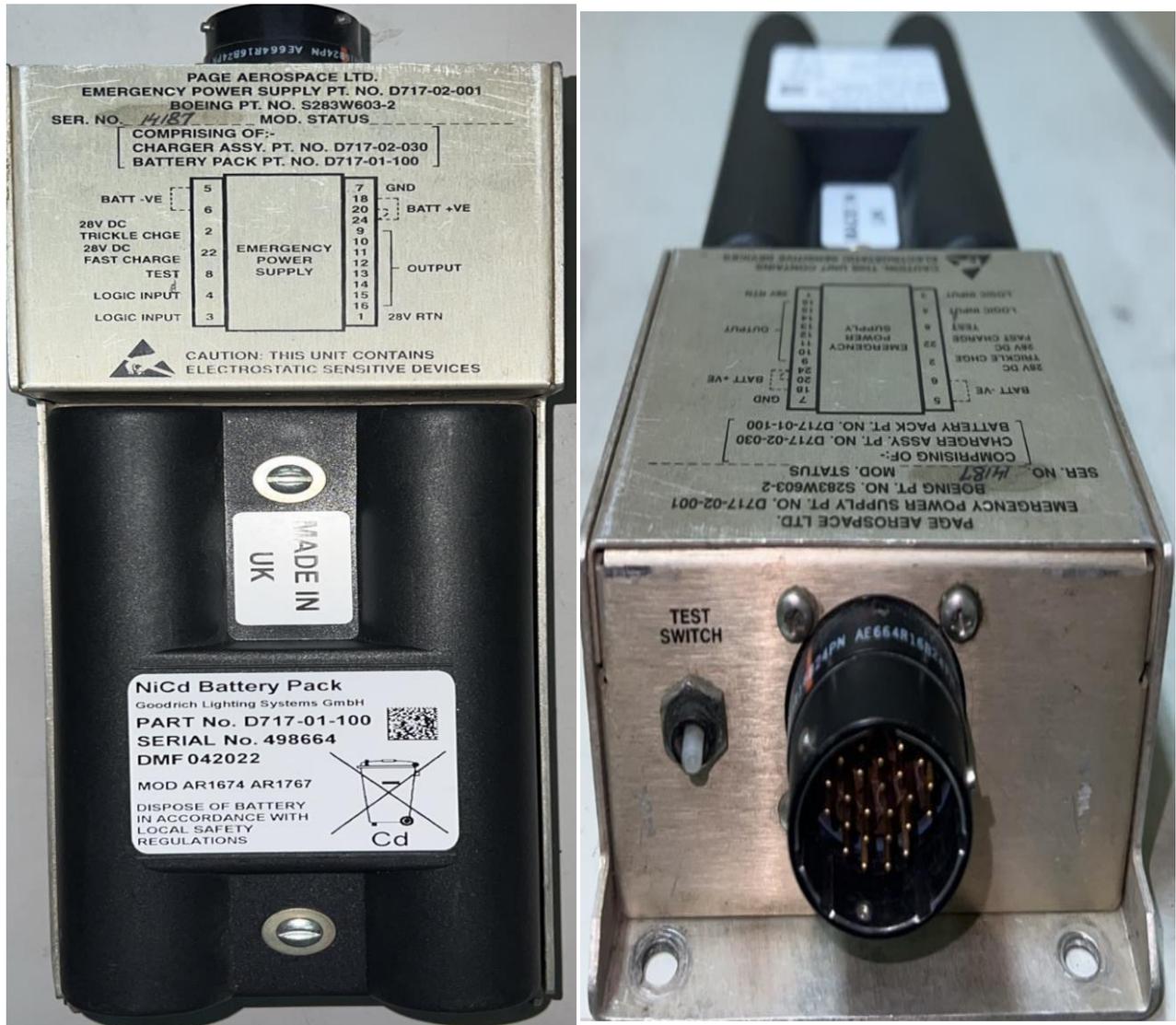


Figure 3.2 : Schéma du boîtier du EPSU

3.3 Description générale :

L'alimentation de secours (EPS) est un ensemble de batteries installé sur un ensemble chargeur. Les composants du circuit de charge sont installés sur une carte de circuit imprimé. Cette carte est montée sur un châssis en aluminium réalisé en forme de U.

Un sous-ensemble de capot et une façade de capot sont fixés sur le châssis. Sur la plaque avant du couvercle sont installés le bouton-poussoir de test et le connecteur J1. La batterie est fixée sur la surface supérieure du couvercle et serrée avec des attaches. Lorsque la batterie est positionnée, elle s'enclenche dans un Connecteur

Chapitre 03 : Etude théorique du système d'éclairage de secours EPSU

Toutes les connexions électriques entre la batterie et les circuits de charge/sortie se font via ce connecteur.

L'EPS fournira quatre sorties contrôlées par fusible ou sorties non contrôlées.

Le tableau 3.1 montre les sorties contrôlées produites en raison de la position du commutateur pilote.[5]

Commutateur pilote Position	État des broches d'entrée			Tension de sortie (Broches 9 à 16)
	Broche 3	Broche 4	Broches 2 ou 22	
DÉSACTIVÉ	Mise à la terre		<12 VCC pendant > 1 seconde 18 à 32 VCC	Aucune sortie Aucune sortie
SUR	Pas Fondé	Fondé	<12 VCC pendant > 1 seconde 18 à 32 VCC	6,1 à 6,7 VCC 6,1 à 6,7 VCC
ARMÉ	Pas Fondé	Pas Fondé	<12 VCC pendant > 1 seconde 18 à 32 VCC	6,1 à 6,7 VCC Aucune sortie
Faute Condition	Non mis à la terre	Fondé	<12 VCC pendant > 1 seconde 18 à 32 VCC	6,1 à 6,7 VCC Aucune sortie

Tableau 3.1 : Sorties du EPSU

Vous utilisez l'interrupteur d'éclairage de sortie de secours sur le Panneau supérieur avant P5 ou l'interrupteur de sortie de secours sur le panneau opérateur. Ces interrupteurs contrôlent les lumières de secours. L'interrupteur d'éclairage des issues de secours sur le panneau P5 a les positions suivantes :

- ON – allume les lumières d'urgence.
- OFF – empêche le fonctionnement automatique.
- ARM – prépare le système au fonctionnement automatique.



Figure 3.3 : panneau 05

- ❖ Les voyants NON ARMÉ et MAÎTRE CAUTION sont allumés lorsque l'interrupteur d'éclairage de secours du panneau P5 est en position ON ou OF
- ❖ L'interrupteur de sortie de secours du panneau opérateur a deux positions, ON et NORMAL.

La position ON allume les lumières de secours. La position NORMAL définit le fonctionnement automatique. L'interrupteur du panneau opérateur allumera les lumières même si l'interrupteur P5 est éteint.

3.3.1 Fonctionnement :

Les alimentations utilisent 28 V CC pour leurs circuits logiques de charge et de contrôle.

Les circuits de charge chargent les blocs-batteries lorsque ces conditions se produisent :

- ✓ L'interrupteur d'éclairage de sortie de secours P5 est en position OFF ou ARM.
- ✓ Le bus 1 de 28 V CC est alimenté.
- ✓ L'interrupteur d'éclairage de sortie de secours du panneau de contrôle est en position NORMAL.

Chapitre 03 : Etude théorique du système d'éclairage de secours EPSU

Lorsque l'interrupteur P5 est en position ARM, l'alimentation allume les lumières de secours lorsque l'une de ces conditions se produit :

- ✓ L'interrupteur de sortie de secours du panneau de standardiste est en position ON.
- ✓ L'alimentation du bus 1 28 V CC chute à moins de 12 volts.

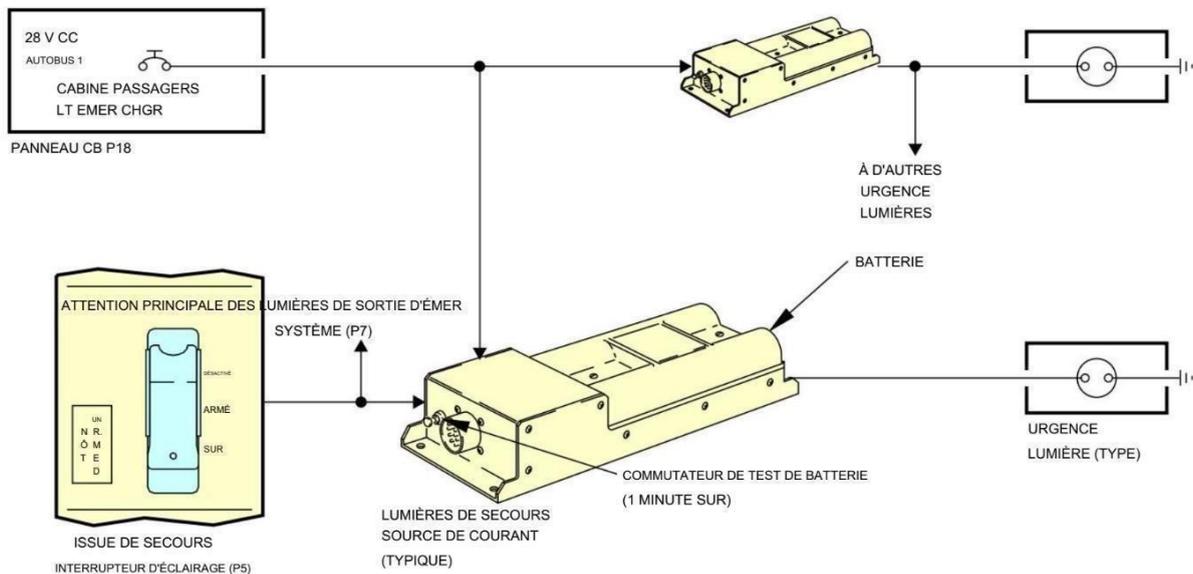


Figure 3.4 : Représente le fonctionnement EPS avec panneau 05

3.4 Batterie EPS:

Une fois chargée, la batterie restera complètement chargée tout le temps que l'EPS sera connectée à l'alimentation 28 V CC de l'avion.

3.4.1- Sorties de la batterie :

La batterie EPS fournira soit des sorties contrôlées, soit, si une liaison est connectée entre les broches 18 et 24 du connecteur J1, sorties non contrôlées.

3.4.2- Sorties contrôlées :

La sortie de la batterie est connectée via un circuit de contrôle de sortie à une porte de sortie.

Lorsque le commutateur du pilote est réglé sur les conditions indiquées dans le tableau 1, les sorties répertoriées seront présentes aux broches 9 à 16. Les sorties sont surveillées par un circuit de détection de sortie. Lorsque la tension de la batterie tombe à environ 75 % de sa valeur spécifiée, la porte de sortie coupe les sorties.

Chaque paire de sorties est protégée par un fusible (Fusibles 1 à 4)

Les sorties contrôlées produiront jusqu'à 7 ampères via une charge de lampe applicable pendant un minimum de 15 minutes. [2]

3.4.3- Sorties non contrôlées :

Lorsqu'une liaison est utilisée pour connecter (en externe) les broches 18 et 24 ensemble, un signal 0 V est appliqué pour contourner le circuit de contrôle de sortie. La sortie est alors une sortie incontrôlée de la tension de la batterie (6 VCC minimum) sur toutes les broches de sortie fusionnées.

3.4.4- Chargement de la batterie :

➤ Les batteries sont chargées à un courant constant comme suit :

-Charge normale de 0,8 A (maximum) pendant environ 4 heures.

-Charge rapide de 2,2 A (maximum) pendant environ 90 minutes.

➤ Le taux de charge est sélectionné en appliquant 28 V CC à la broche 2 (normale) ou à la broche 22 (rapide). Ce niveau de 28 V CC est ensuite connecté, via la porte OU, au circuit de contrôle/limitation de courant

Si le 28 V CC est entré sur la broche 22, un signal de sélection de charge rapide configure le circuit de contrôle/ limitation de courant pour charger les batteries au courant correct. La minuterie de charge/décharge permettra alors de charger la batterie pendant 90 minutes maximum ou jusqu'à ce que les Batteries soient complètement chargées. La minuterie de charge/décharge est contrôlée par l'horloge système.

Chapitre 03 : Etude théorique du système d'éclairage de secours EPSU

- Lorsque la batterie a atteint son état de charge complète, la charge est automatiquement réduite à 1/30ème de sa capacité nominale. [5]
- Pour surveiller l'état (de charge) des batteries, des thermistances sont utilisées.

Ces thermistances sont disposées pour montrer la différence de température entre les batteries et la température ambiante. Le signal de détection de température est utilisé dans la minuterie de charge/décharge pour commuter le circuit de limitation de contrôle de courant au niveau correct. (Lorsque les batteries sont chargées, la tension aux bornes est surveillée. La tension aux bornes de la batterie est limitée pour éviter tout dommage).

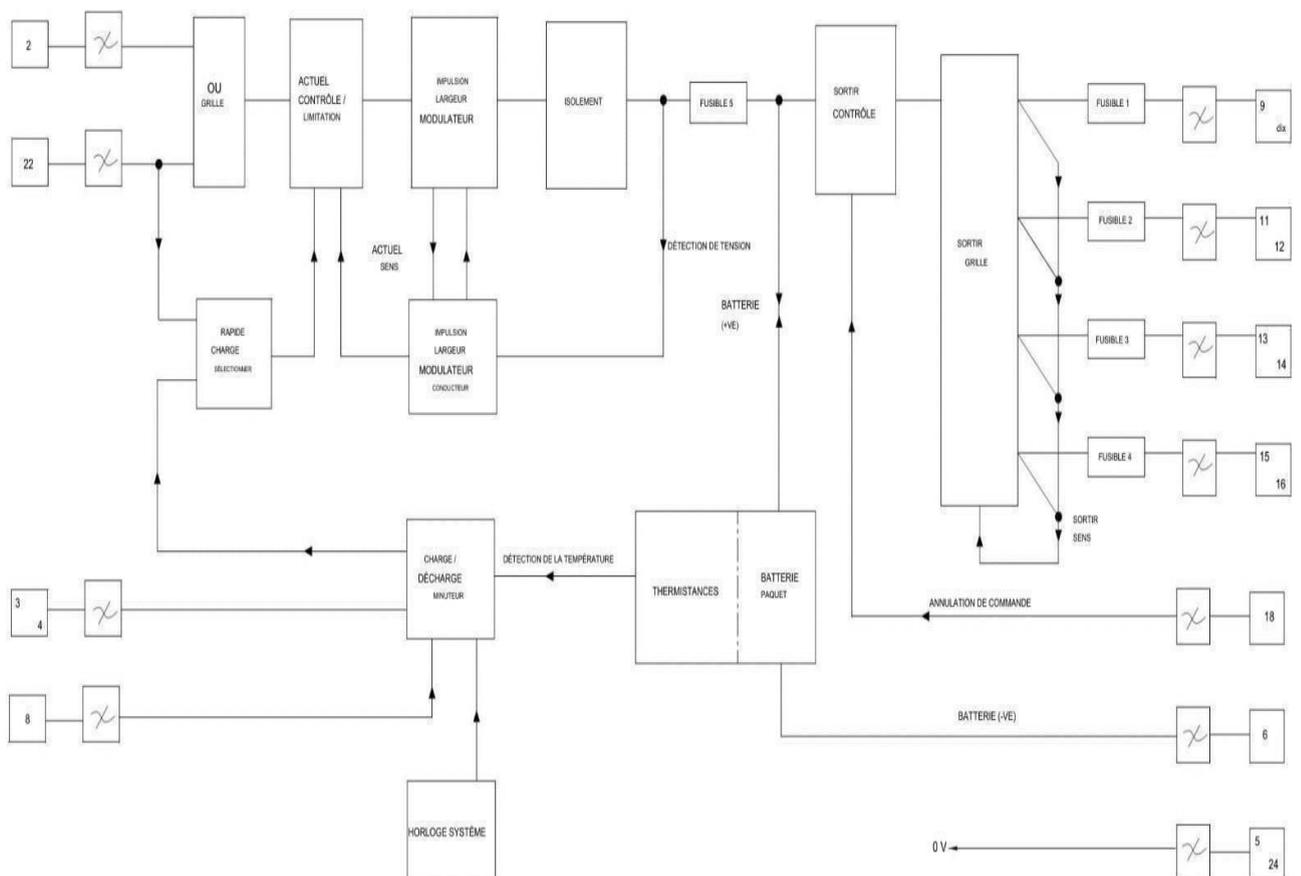


Figure 3.5 : Schéma bloc descriptif du principe de fonctionnement de l'EPSU

ANALYSE :

Le schéma représente le fonctionnement d'un système d'éclairage de secours Emergency Power System, (EPS) d'un Boeing 737. Voici une description du principe de fonctionnement

• Composants principaux :

➤ **Source d'Alimentation :**

- ❖ **2 et 22** : Entrées de l'alimentation primaire et secondaire.
- ❖ **OR Gate** : Permet la sélection entre les deux sources d'alimentation pour assurer une redondance.

➤ **Contrôle du Courant :**

- ❖ **Current Control / Limiting** : Régule et limite le courant pour protéger les composants du système.
- ❖ **Pulse Width Modulator** : Module l'alimentation pour optimiser le chargement de la batterie.

➤ **Isolation et Protection :**

- ❖ **Isolation** : Isole les différents circuits pour éviter les interférences.
- ❖ **Fuses** : Fusibles pour protéger contre les surcharges et courts-circuits.

➤ **Gestion de la Batterie :**

- ❖ **Battery Pack** : Bloc de batteries fournissant l'énergie de secours.
- ❖ **Thermistors** : Capteurs de température pour surveiller l'état de la batterie.
- ❖ **Charge/Discharge Timer** : Gère les cycles de charge et décharge de la batterie pour optimiser sa durée de vie.

- ❖ **System Clock** : Horloge système pour synchroniser les opérations de charge/décharge.
 - ❖ **Fast Charge Select** : Permet de sélectionner une charge rapide si nécessaire.
 - ❖ **Voltage Sense** : Surveille la tension de la batterie pour garantir qu'elle reste dans les limites de sécurité.
- **Contrôle de la Sortie :**
- ❖ **Output Control** : Gère l'activation de l'éclairage de secours.
 - ❖ **Output Gate** : Distribution de l'énergie vers les différents circuits de sortie.
 - ❖ **Output Sense** : Surveille l'état des sorties pour assurer un fonctionnement correct.
- **Fonctionnement :**
- **Sélection de la Source d'Alimentation :**
- Le système choisit entre les entrées d'alimentation **2** et **22** via une porte logique (OR Gate). Cela permet de garantir une alimentation continue en cas de défaillance de l'une des sources
- **Régulation du Courant :**
- a. Une fois l'alimentation sélectionnée, le courant passe par le module **Current Control / Limiting** pour réguler et limiter le courant entrant, protégeant ainsi les composants du système.
 - b. Le **Pulse Width Modulator** ajuste le cycle de charge pour optimiser la durée de vie de la batterie.
 - c. pour optimiser la durée de vie de la batterie.

➤ **Isolation et Protection :**

- a- Le module d'isolation protège les circuits internes de toute interférence externe.
- b- Les fusibles (comme **Fuse 5**) protègent contre les surcharges et les courts-circuits, assurant la sécurité du système.

➤ **Gestion de la Batterie :**

- a. La batterie est surveillée par des thermistances pour détecter les variations de température, prévenant ainsi les surchauffes.
- b. Le **Charge/Discharge Timer** et le **System Clock** gèrent les cycles de charge/décharge pour prolonger la durée de vie de la batterie.
- c. Le **Fast Charge Select** permet de passer en mode de charge rapide si nécessaire.
- d. **Voltage Sense** surveille la tension de la batterie pour assurer qu'elle fonctionne correctement.

➤ **Distribution et Contrôle de la Sortie :**

- a. L'**Output Control** module l'activation de l'éclairage de secours en fonction des besoins détectés.
- b.- L'**Output Gate** distribue l'énergie vers différents circuits via des fusibles (comme **Fuse 1, 2, 3, 4**) pour protéger chaque circuit individuel.
- c- **Output Sense** surveille en continu l'état des circuits de sortie pour assurer leur bon fonctionnement

➤ **Surveillance et Surcharge :**

En cas de détection d'une surcharge ou d'un problème, des circuits de surveillance (comme **Control Override** et **Output Sense**) peuvent intervenir pour couper ou ajuster l'alimentation afin de protéger le système et garantir la sécurité de l'éclairage de secours.

Ce système garantit que l'éclairage de secours est toujours prêt à fonctionner en cas de panne d'alimentation principale, en gérant efficacement la batterie et en surveillant continuellement les conditions opérationnelles.

3.5 Etude et fonctionnement électrique :

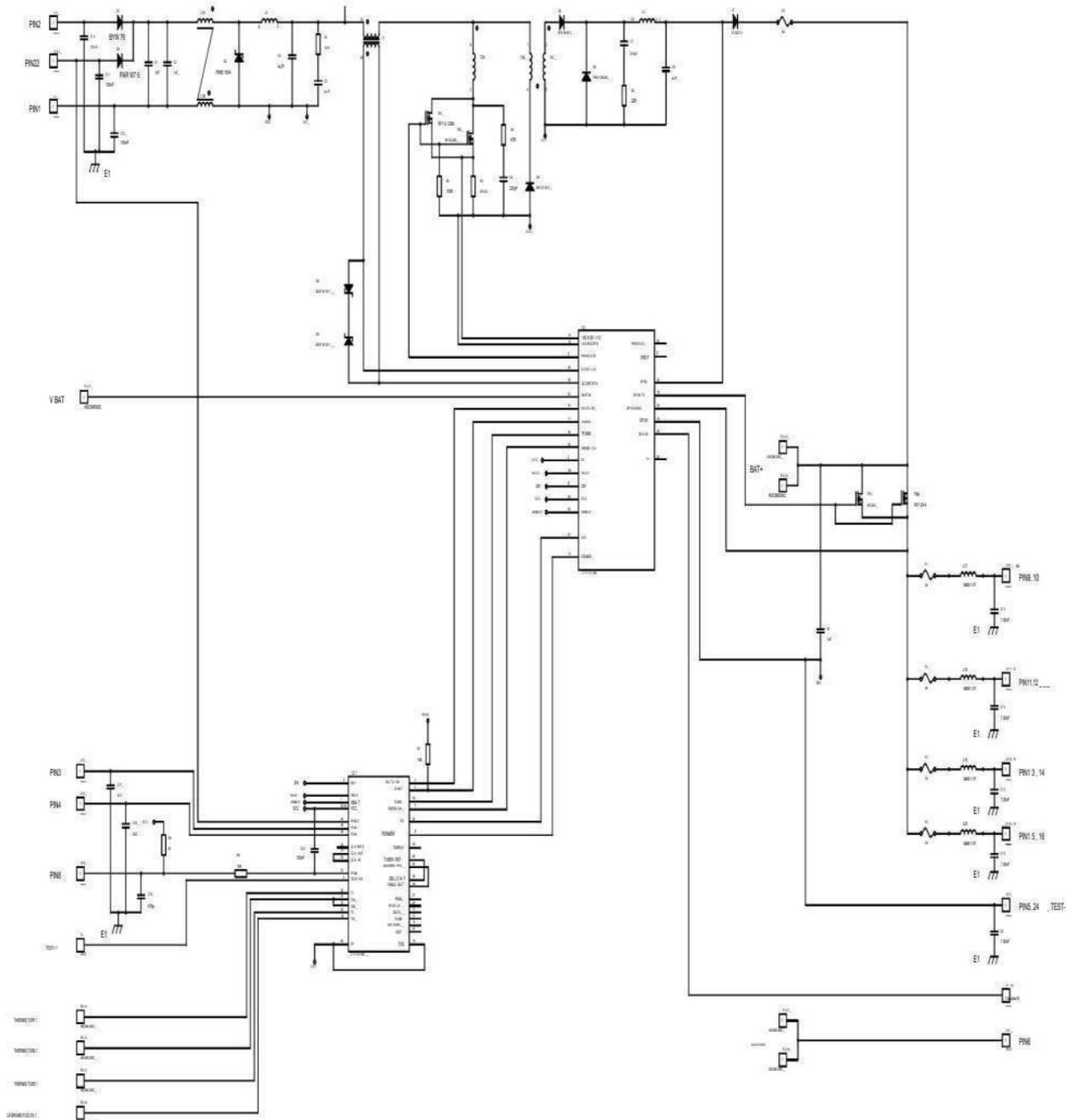


Figure 3.6: Schéma électrique de circuit EPSU

Ce schéma de circuit électrique illustre de manière détaillée le fonctionnement du système d'éclairage de secours d'un avion, essentiel pour assurer la visibilité et la sécurité en cas d'urgence ou de défaillance électrique. Qui est représenté dans la figure

3.6 Analyse de circuit électrique d'EPS :

- Source d'Alimentation Principale :** Le schéma indique clairement la source d'alimentation principale du système d'éclairage de secours, généralement une batterie de secours ou un chargement. Cette source assure une alimentation électrique fiable en cas de défaillance du système électrique principal de l'avion.

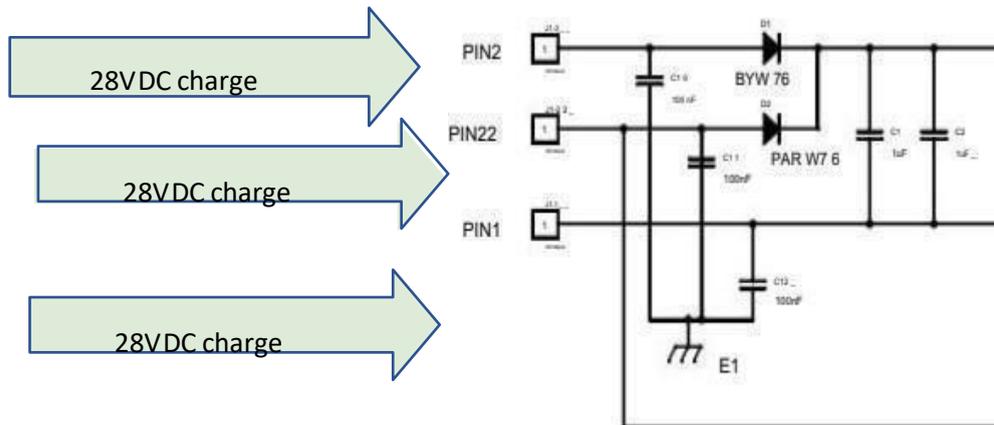


Figure 3.7 : Représente Source d'Alimentation Principale

- Circuits d'Éclairage :** Les circuits d'éclairage de secours sont représentés par des lignes distinctes sur le schéma, montrant les connexions entre la source d'alimentation et les différents luminaires d'éclairage de secours à bord de l'avion.

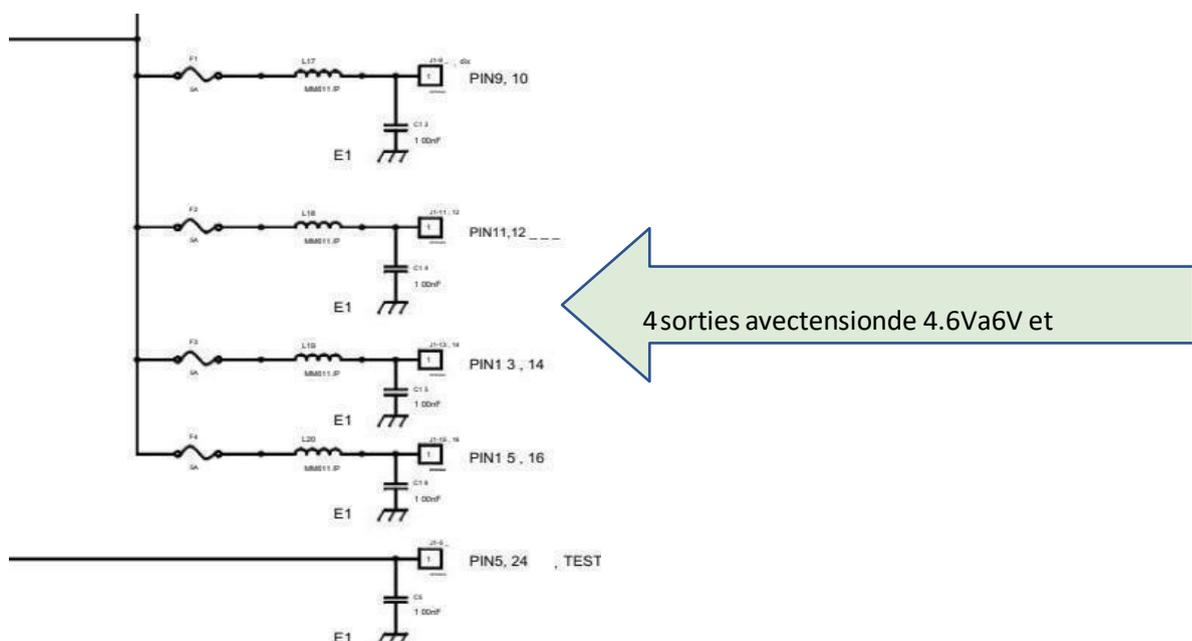


Figure 3.8 : Représente Circuits d'Éclairage

Chapitre 03 : Etude théorique du système d'éclairage de secours EPSU

Ces circuits sont conçus pour s'activer automatiquement en cas de détection d'une panne électrique ou d'une situation d'urgence l'avion. Ces circuits sont conçus pour s'activer automatiquement en cas de détection d'une panne électrique ou d'une situation d'urgence

- **Interrupteurs et Relais :** Le schéma présente également les interrupteurs et les relais utilisés pour contrôler l'activation et la désactivation du système d'éclairage de secours.

Ces dispositifs assurent une intervention manuelle en cas de besoin, ainsi qu'une activation automatique en réponse à des conditions prédéfinies.

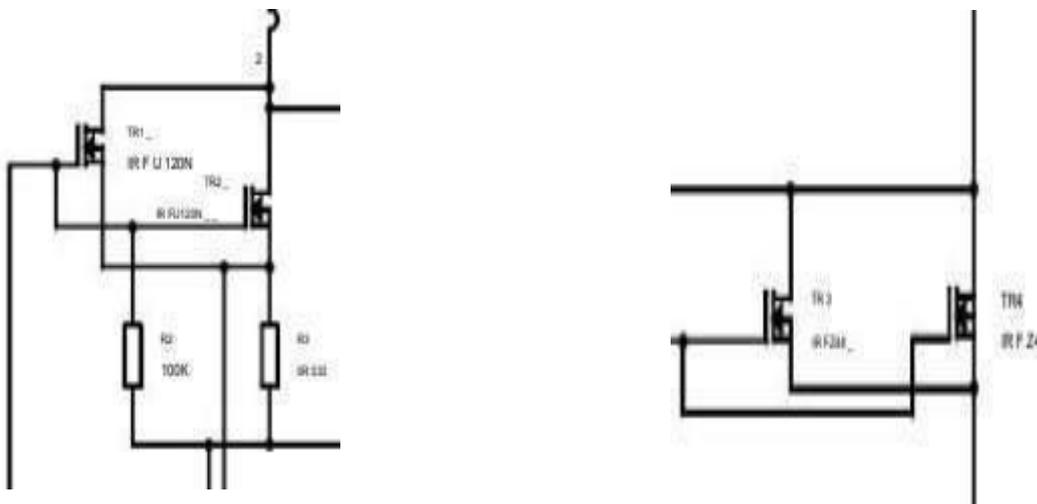


Figure 3.9 : Représente Les transistor TR1, TR2, TR3, TR4

Les transistor TR1, TR2, TR3, TR4 jouent un rôle de disjoncteur électrique et faire la polarisation c'est des switches ON- OFF

- **Redondance et Fiabilité** : Le schéma met en évidence les dispositifs de redondance et les circuits de contournement qui garantissent la fiabilité du système d'éclairage de secours. En cas de défaillance d'un composant ou d'une source d'alimentation, ces dispositifs permettent au système de rester opérationnel et de fournir l'éclairage nécessaire pour assurer la sécurité des passagers et de l'équipage.

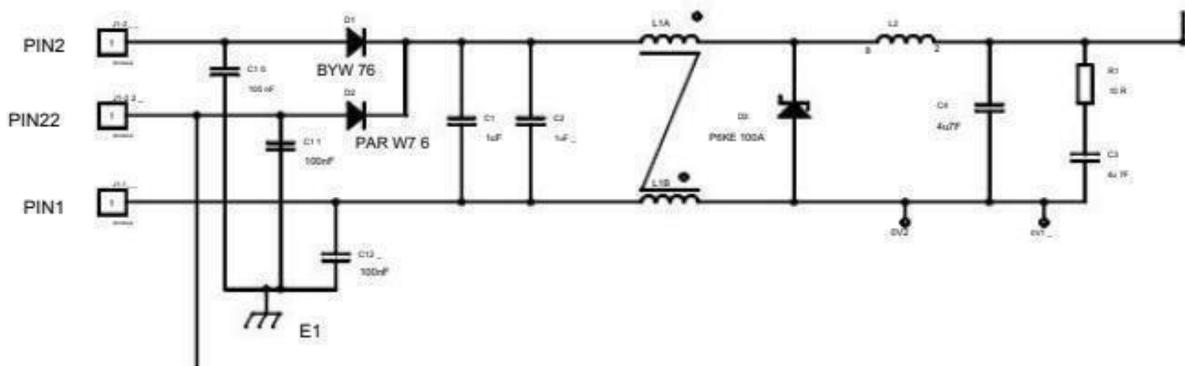


Figure 3.10 : Représente 1^{er} Etage de circuit

Dans cet étage on trouve les inputs ou bien la charge avec une tension de 28V DC le rôle des deux diodes est de basculer le chemin d'entrée de 28V charge rapide dans PIN22 ou bien en charge normal PIN2.

Le condensateur C1 et C2 ont pour rôle de filtrer et permettre le lissage de tension après la stabilisation et augmentation de la charge dans C4 jusqu'à elle atteindre 100V DC

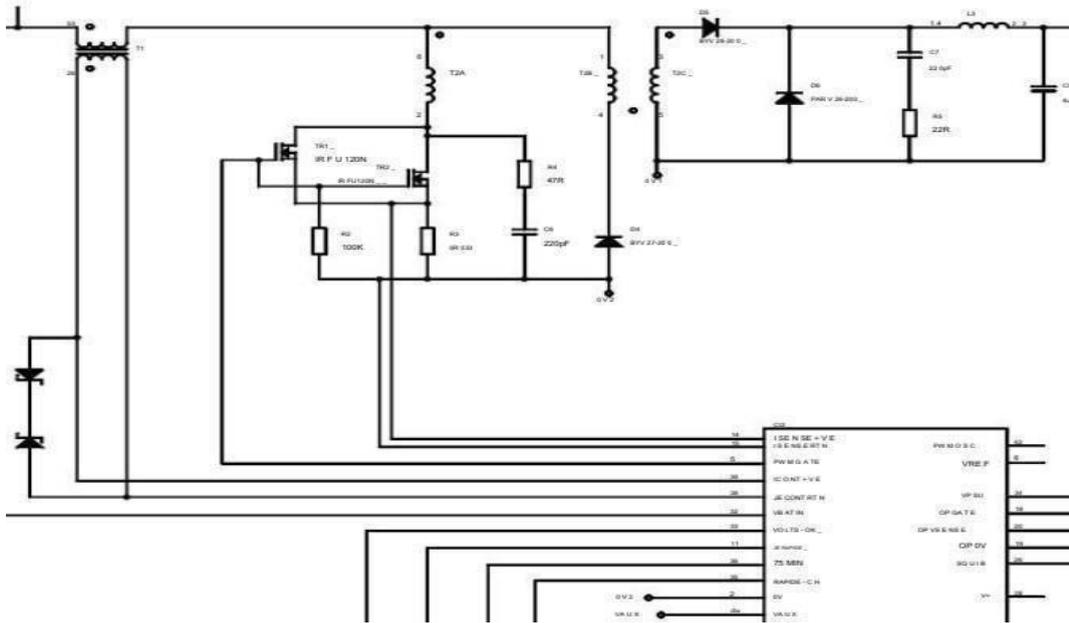


Figure 3.11 : Représente 2^{ème} Etage de circuit

Les deux diodes sont inversées pour stabiliser les inputs de microcontrôleur du maitre pour avoir une tension fixe.

Après le courant passe par un circuit de commande largeur impulsion et on trouve les 2 transistors pour passer ou bloc le courant ON-OFF Et on a utilisez bobine et résistance et condensateur en série afin de éviter le décalage qui vient de transformateur TB2 Et la diode D4 la cathode elle bloc le courant afin de faire le retour vers le transformateur alors on auras une augmentation de flux dans la bobine primaire et si la diode elle est inversé elle comporte comme un fils alors o trouve dans le cas d'un circuit ouvert .

Et la diode D6 pour redressement a haut fréquence HF.

Le petit circuit qui est reliev avec Le transformateur TB2 a pour et utiliser dans l'alimentation à découpage Et aussi dans le filtre et la protection contre les

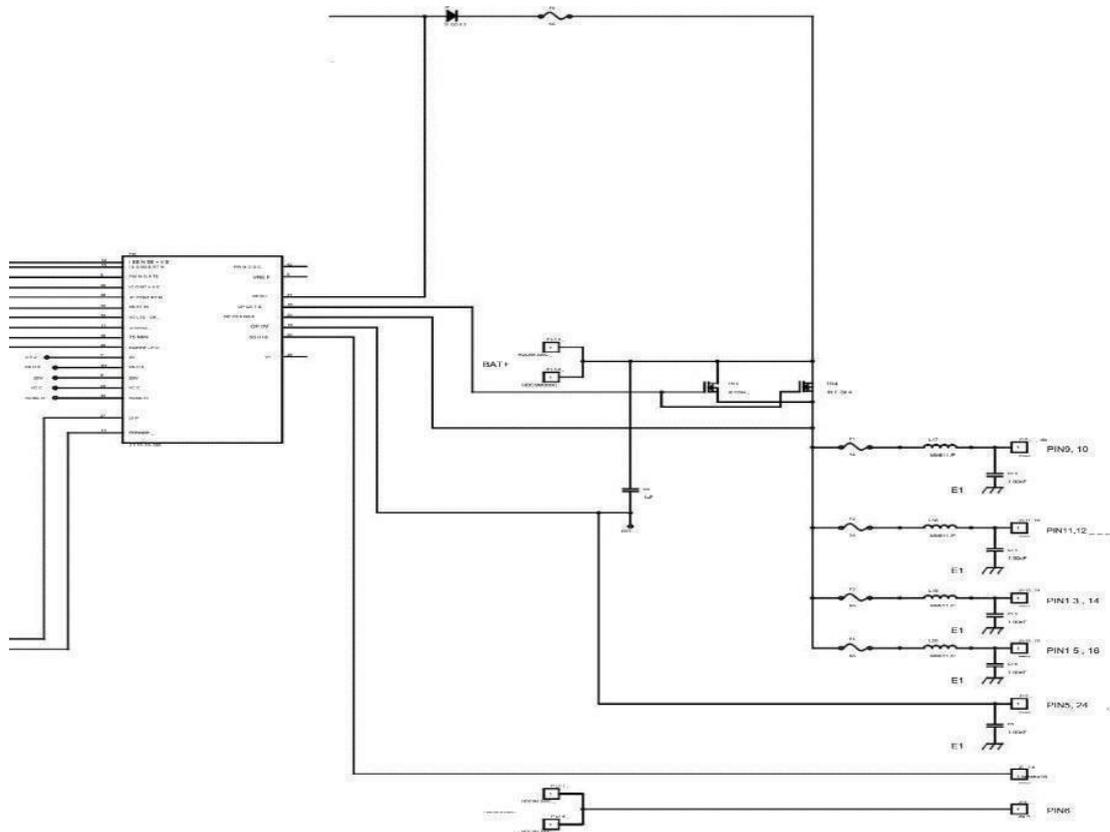


Figure 3.13 : Représente 4^{ème} Etage de circuit

Le rôle du microcontrôleur maitre est de mettre la polarisation de transistor TR1, 2, 3, 4 et il est auto protégée. La diode D7 est une diode Schottky est utilisé dans haut fréquence.

Si la batterie est chargée le courant ne passe par les transistors TR3, TR4 qui joue le rôle de disjoncteurs (transistor de commutation) s'ils sont ouverts (bloqués) alors le courant passe directement par les sorties.

Dans le cas où la batterie est déchargée alors il faut qu'il passe par le 1^{er} et 2^{eme} étage afin de charger la batterie et le transistor TR3, TR4 sont dans position ON et cela va nous permettre de charger notre batterie

En conclusion, ce schéma de circuit électrique offre une représentation claire et détaillée du système d'éclairage de secours EPSU de l'avion, mettant en évidence son importance cruciale pour la sécurité et la visibilité en cas d'urgence ou de défaillance électrique.

Sa conception a été soigneusement élaborée et ses dispositifs de redondance garantissent une fiabilité maximale, contribuant ainsi à la sûreté des opérations aériennes.

CHAPITRE 04:

La réalisation du banc essaie

4.1. Introduction :

Dans le domaine de l'aviation, la fiabilité et la performance des systèmes avioniques revêtent une importance capitale. Ces systèmes complexes, qui englobent une variété de composants électroniques et logiciels, sont essentiels au bon fonctionnement et à la sécurité des aéronefs. La conception et le développement de ces systèmes exigent une rigueur extrême pour s'assurer qu'ils répondent aux normes de sécurité les plus strictes.

Un élément clé dans le processus de développement des systèmes avioniques est la phase de test. Les bancs d'essai jouent un rôle crucial en permettant aux ingénieurs de vérifier la fonctionnalité, la robustesse et la compatibilité de ces systèmes dans un environnement contrôlé avant leur déploiement sur des aéronefs réels.

Dans cette étude, nous explorerons la réalisation d'un banc d'essai dédié aux systèmes avioniques, visant à fournir un environnement de test précis et fiable pour évaluer les performances des équipements avioniques. Nous examinerons les défis spécifiques liés à la création d'un tel banc d'essai, les principaux composants nécessaires et les méthodologies de test qui seront mises en œuvre.

4.2. La nécessité des bancs d'essai dans la maintenance aéronautique :

La nécessité des bancs d'essai dans la maintenance aéronautique est fondamentale pour plusieurs raisons :

- ✓ **Les systèmes avioniques** : sont essentiels au bon fonctionnement des aéronefs. Les bancs d'essai permettent d'évaluer la performance de ces systèmes dans des conditions simulées, en vérifiant leur fonctionnement dans différents scénarios et en mesurant leur réactivité aux diverses situations qui pourraient survenir en vol.
- ✓ **Détection des anomalies** : Les bancs d'essai facilitent la détection précoce des anomalies ou des défaillances dans les systèmes avioniques. En simulant des conditions de vol réalistes, les ingénieurs peuvent identifier les problèmes potentiels avant qu'ils ne se manifestent sur un aéronef en service, ce qui permet d'éviter des pannes coûteuses et potentiellement dangereuses.
- ✓ **Validation des modifications** : Avant d'apporter des modifications ou des mises à jour à un système avionique existant, il est crucial de les valider et de s'assurer qu'elles n'affectent pas négativement les performances globales de l'aéronef. Les bancs d'essai offrent

un environnement contrôlé pour tester ces modifications et garantir leur compatibilité et leur efficacité.

- ✓ **Formation et entraînement** : Les bancs d'essai sont également utilisés pour la formation et l'entraînement des techniciens de maintenance et des pilotes. En simulant des situations d'urgence ou des scénarios inhabituels, ces dispositifs permettent aux professionnels de se familiariser avec les procédures de dépannage et de réparation, renforçant ainsi la sécurité et la préparation en cas d'incidents réels.
- ✓ **Réduction des temps d'immobilisation** : En identifiant rapidement les problèmes et en effectuant des tests de validation efficaces, les bancs d'essai contribuent à réduire les temps d'immobilisation des aéronefs pour maintenance. Cela permet aux compagnies aériennes et aux opérateurs d'aéronefs de maintenir des niveaux élevés de disponibilité des flottes, tout en minimisant les interruptions de service et les retards.

En somme, les bancs d'essai jouent un rôle essentiel dans la maintenance aéronautique en assurant la fiabilité, la sécurité et la performance des systèmes avioniques, tout en contribuant à optimiser les opérations de maintenance et à réduire les coûts associés à la maintenance des aéronefs.

4.3. Lien entre le banc d'essai et l'EPS :

Un banc d'essai manuel signifie que les tests sont effectués manuellement par les opérateurs. Alors, le lien entre le banc d'essai manuel et le système EPSU à tester reste crucial pour garantir des tests précis et complets. Voici comment ce lien fonctionne :

431. Configuration du banc d'essai : Les opérateurs configurent manuellement le banc d'essai pour simuler les conditions spécifiques dans lesquelles le système EPSU fonctionnera en situation réelle. Cela peut inclure la mise en place de l'alimentation électrique normale et la préparation de l'environnement de test pour simuler une défaillance électrique.

432. Connexion au système EPSU : Les opérateurs connectent manuellement le système EPSU au banc d'essai à l'aide des câbles appropriés. Ils s'assurent que toutes les connexions électriques sont correctement établies et sécurisées.

433. Exécution des tests : Les opérateurs effectuent manuellement les tests prévus pour évaluer les performances du système EPSU. Cela peut impliquer l'activation et la désactivation manuelles du système EPSU, la surveillance des indicateurs de performance et la vérification de la réactivité du système aux commandes de l'équipage.

434. Observation des résultats : Pendant les tests, les opérateurs les techniciens observent attentivement le comportement du système EPSU et notent les résultats des tests. Ils peuvent également enregistrer des données pertinentes pour une analyse ultérieure.

435. Diagnostiquer les problèmes : Si des problèmes sont détectés pendant les tests, les opérateurs utilisent leur expertise pour diagnostiquer la cause des anomalies et déterminer les actions correctives nécessaires.

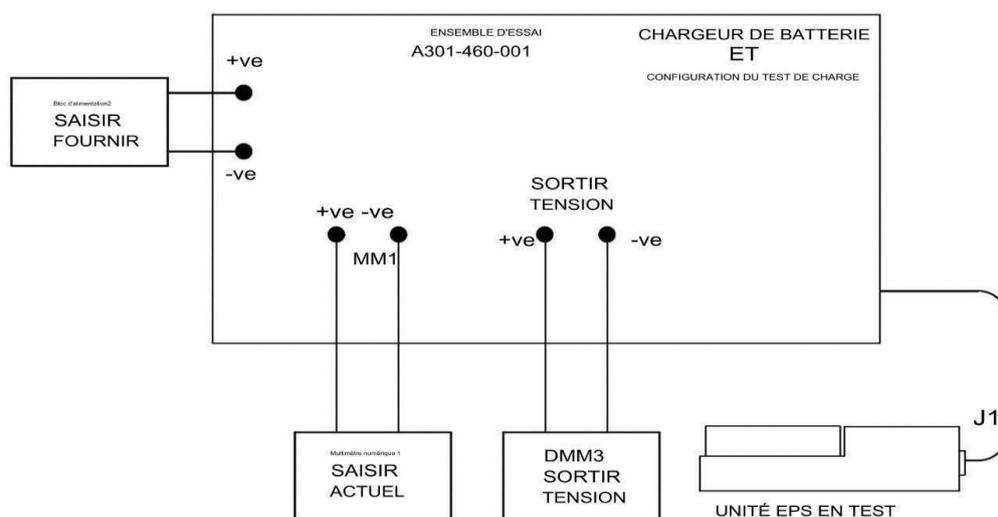
Le lien entre le banc d'essai et le système éclairage de secours (EPS), ont inclure des flèches ou des lignes indiquant les connexions physiques ou logiques entre les différents composants de la fonction des exigences du système avionique en test.

N'oubliez pas que le schéma électrique général doit être adapté en fonction des spécifications techniques et des exigences spécifiques de notre système et de notre banc d'essai.

Il est recommandé de consulter les manuels d'utilisation (AMM) et les spécifications techniques des équipements concernés pour obtenir des informations détaillées sur les connexions électriques et les configurations nécessaires.

Voir l'illustration suivante si dessus :

Figure 4.1 : Configuration de l'alimentation du banc essaie avec EPS



4.4. Présentation du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours pour B737NG

441. Objectifs du Banc d'Essais :

4411 Tester la Fonctionnalité et la Fiabilité :

- Vérifier le bon fonctionnement du système d'éclairage de secours dans des conditions simulées.
- Assurer sa réactivité et sa performance lors d'une situation d'urgence réelle.

4412 Assurer la Conformité aux Normes de Sécurité :

- Évaluer la conformité du système aux normes de l'aviation civile et aux réglementations en vigueur.
- Garantir la certification de l'aéronef en matière de sécurité.

4413 Valider les Composants Individuels :

- Tester chaque composant du système, tels que les lampes, les batteries et les circuits de commande.
- S'assurer qu'ils répondent aux spécifications techniques et de performance requises.

4414 Évaluer les Performances en Situation d'Urgence :

- Simuler diverses situations d'urgence, telles que des pannes électriques ou des incendies à bord.
- Évaluer la réactivité et l'efficacité du système d'éclairage de secours dans ces conditions.

4415 Faciliter le Développement des Procédures de Maintenance :

- Identifier les défauts ou les dysfonctionnements potentiels du système lors des tests.

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

- Optimiser les procédures de maintenance et de dépannage pour garantir la disponibilité opérationnelle.
- Cette présentation met en évidence les principaux objectifs du banc d'essais, qui visent à garantir la sécurité et la fiabilité du système d'éclairage de secours du Boeing 737NG, ainsi qu'à faciliter son entretien et sa maintenance.

4.5. Schéma électrique du banc essaie :

Afin de réaliser un banc essaie il est faut tout d'abord passer par un schéma électrique détaillé exige par e constructeur Boeing d'un banc d'essai pour un système avionique spécifique nécessiterait des informations spécifiques sur le système en question, ainsi que sur les composants électriques et électroniques du banc d'essai lui-même

Schéma électrique général d'un banc d'essai pour système avionique :

451. Alimentation électrique principale : Cette partie du schéma représente la source d'alimentation électrique qui alimente l'ensemble du banc d'essai. Il peut s'agir d'une alimentation électrique standard ou d'un générateur électrique dédié, en fonction des besoins de votre système avionique.

452. Unité de contrôle et de commande : Cette partie du schéma représente l'unité de contrôle et de commande du banc d'essai, qui permet à l'opérateur d'interagir avec le système avionique en test. Cela peut inclure des interfaces utilisateur telles que des écrans d'affichage, des boutons de contrôle et des interfaces de connexion.

453. Connecteurs d'entrée/sortie : Cette partie du schéma représente les connecteurs utilisés pour relier le système avionique au banc d'essai. Ces connecteurs peuvent inclure des ports et d'autres types de connexions spécifiques au système avionique en question.

454. Modules de test : Cette partie du schéma représente les modules de test spécifiques utilisés pour évaluer les performances du système avionique. Ces modules peuvent inclure des dispositifs de simulation, des bancs de charge, des capteurs et d'autres équipements de test spécialisés.

455. Système avionique en test : Cette partie du schéma représente le système avionique réel qui est soumis à des tests sur le banc d'essai

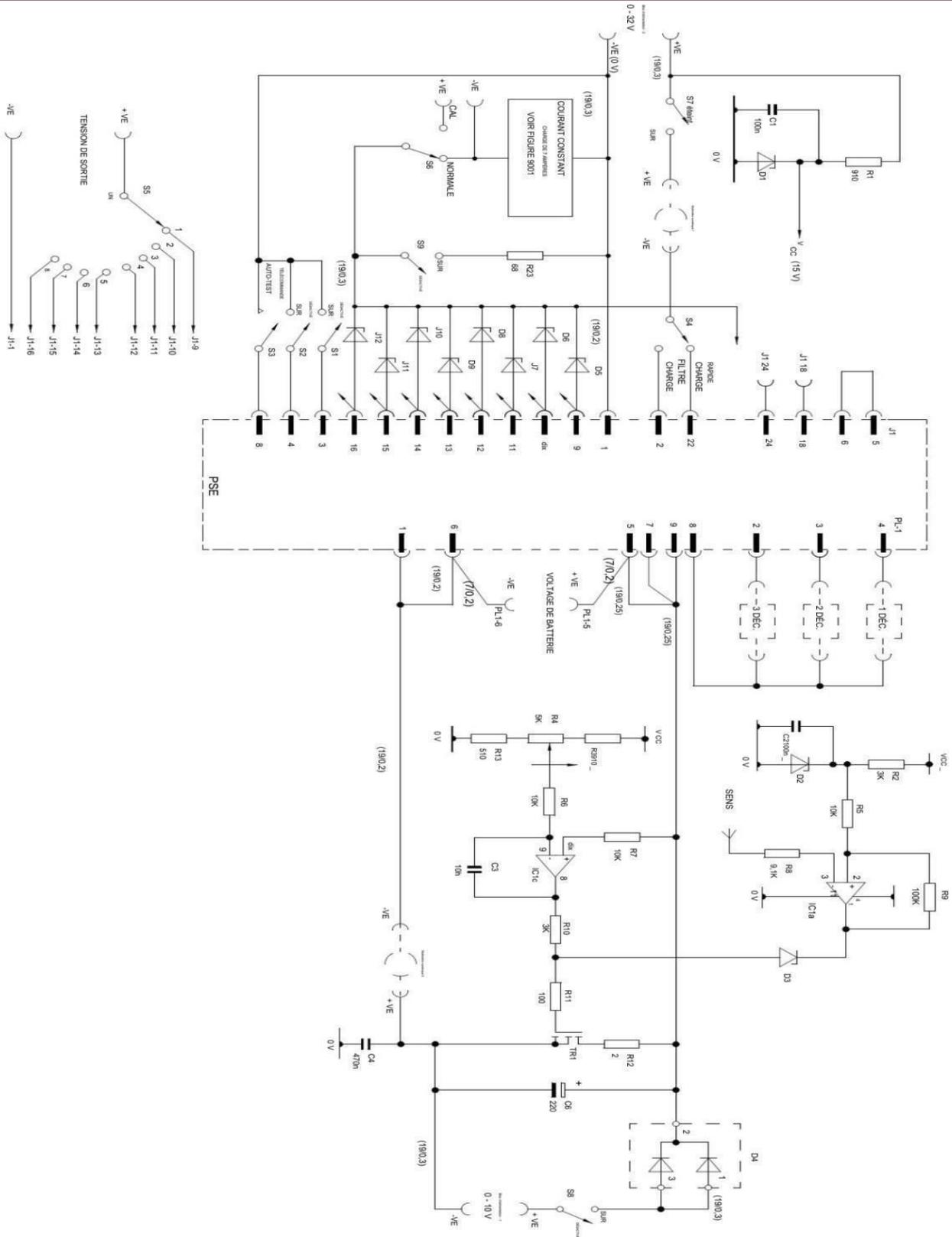


Figure 4.2 : schéma de simulation chargement de batterie EPS

461. Interface Conviviale : EAGLE dispose d'une interface utilisateur intuitive qui permet aux ingénieurs et aux concepteurs de travailler efficacement sur leurs projets de conception de circuits.

462. Saisie Schématique: Les utilisateurs peuvent dessiner des schémas électroniques en utilisant une vaste bibliothèque de symboles électroniques et de composants.

463. Édition de la disposition de PCB : Une fois le schéma conçu, les utilisateurs peuvent passer à la conception de la carte de circuit imprimé en plaçant les composants sur le PCB et en routant les connexions entre eux.

464. Librairie de composants : EAGLE est livré avec une bibliothèque de composants étendue, mais les utilisateurs peuvent également créer leurs propres composants ou importer des bibliothèques externes.

465. Routage Automatique et Manuel : Le logiciel offre des fonctionnalités de routage automatique pour simplifier le processus, mais permet également un routage manuel pour un contrôle total sur la disposition des pistes.

466. Vérification de Conception : EAGLE inclut des outils de vérification de conception pour s'assurer que le circuit respecte les contraintes électriques et mécaniques.

467. Exportation de Fichiers : Une fois la conception terminée, les utilisateurs peuvent exporter leurs fichiers aux formats standard, tels que Gerber, pour la fabrication de PCB.[4]

468. Compatibilité : EAGLE est compatible avec les principaux systèmes d'exploitation, notamment Windows, macOS et Linux, offrant ainsi une flexibilité d'utilisation

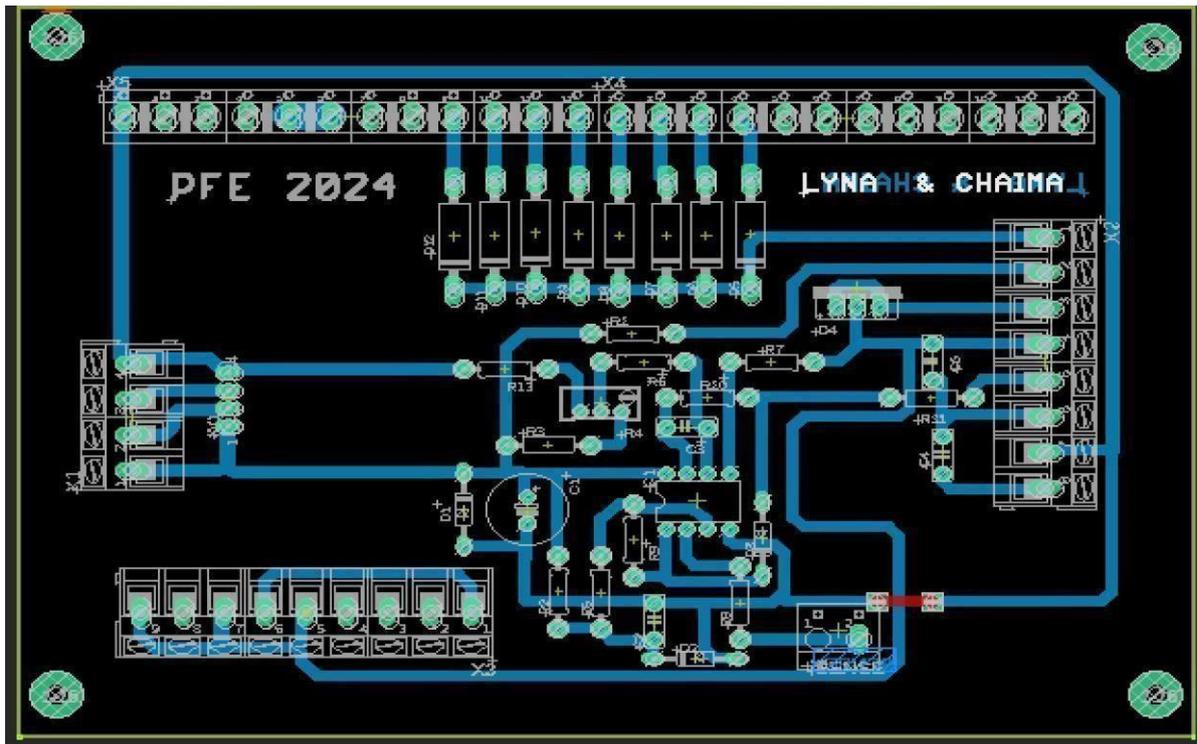


Figure 4.6 : Présentation de routage de circuit imprimé de la carte

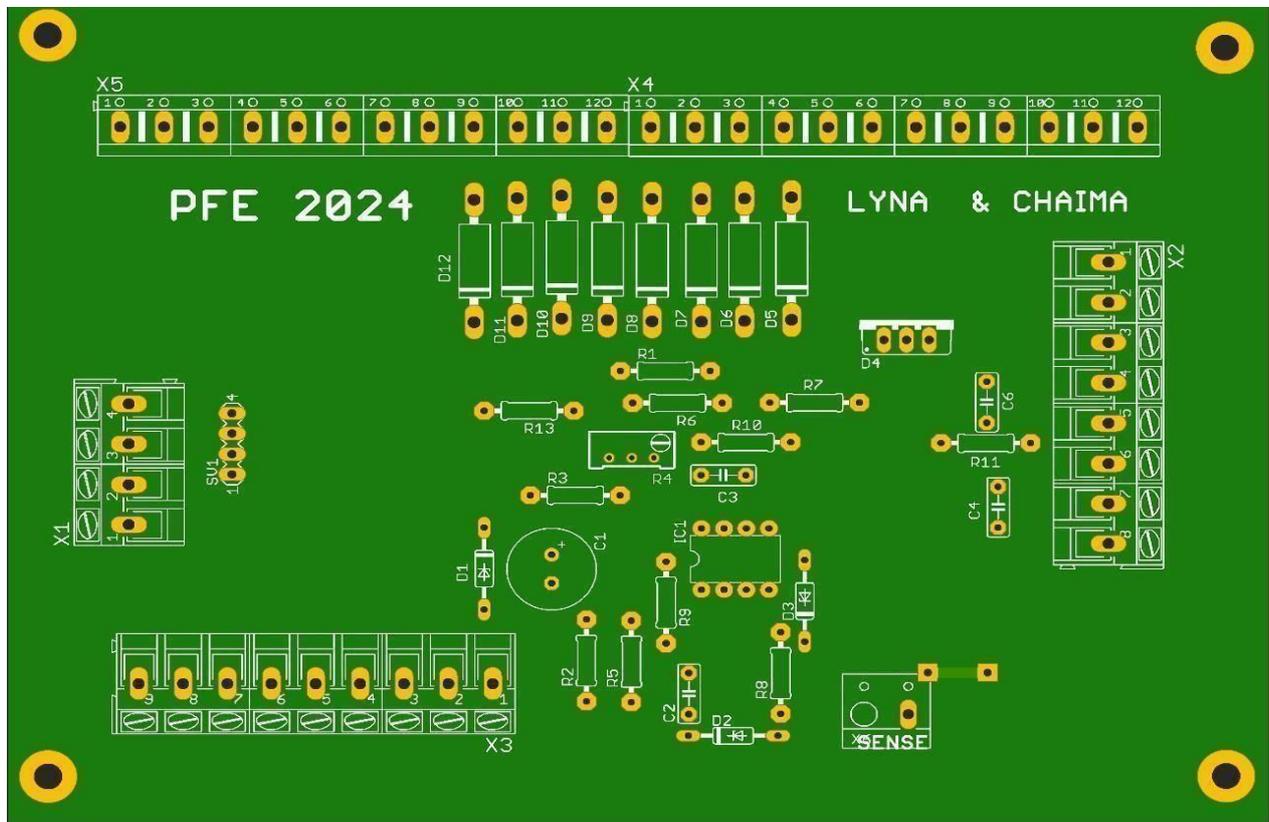


Figure 4.7 : circuit imprimé sureagle

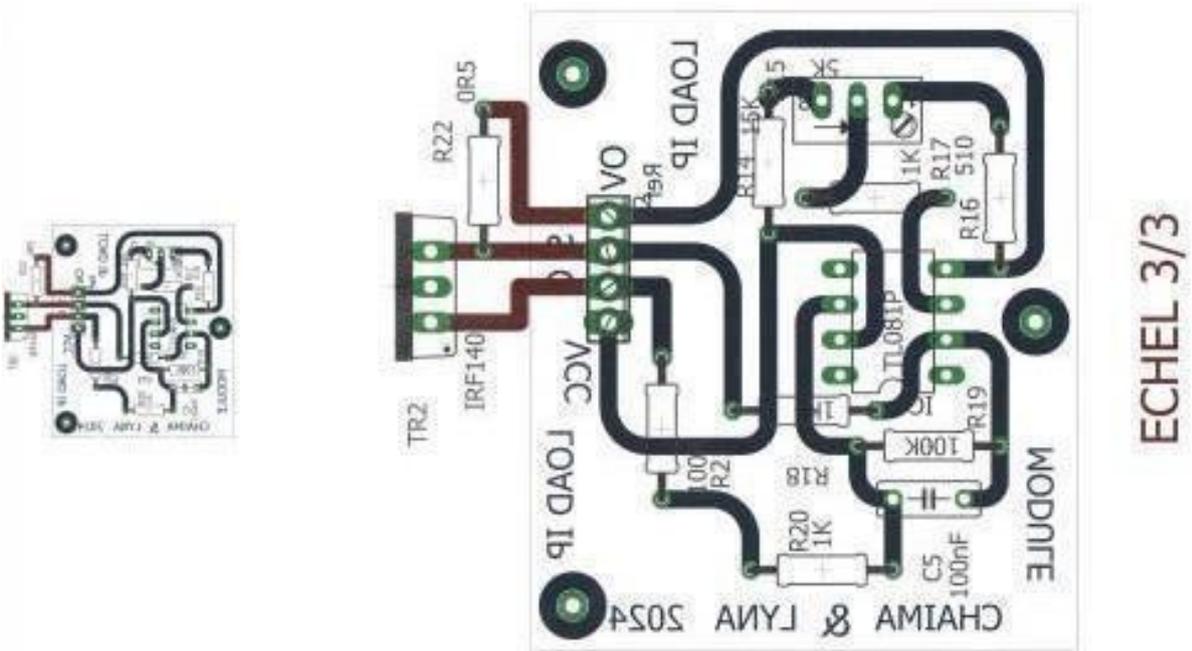


Figure 4.8 : circuit imprimé du module load IP sureagle

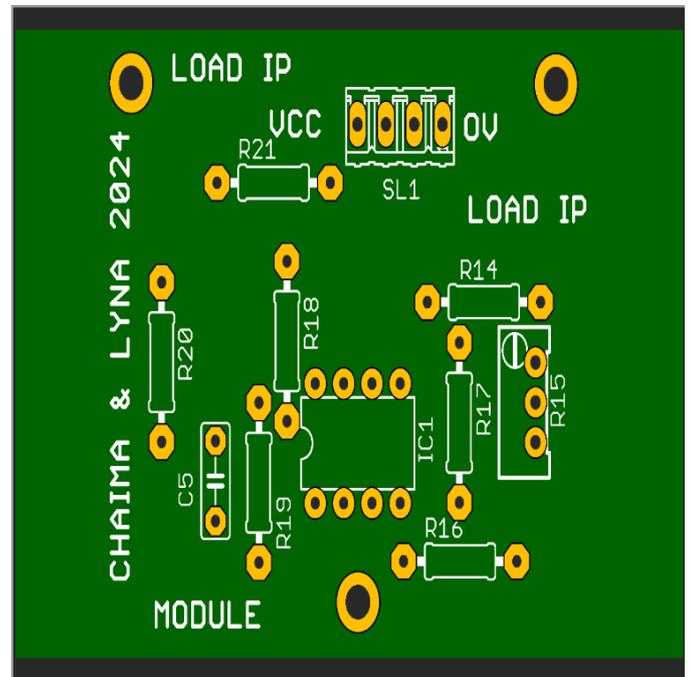
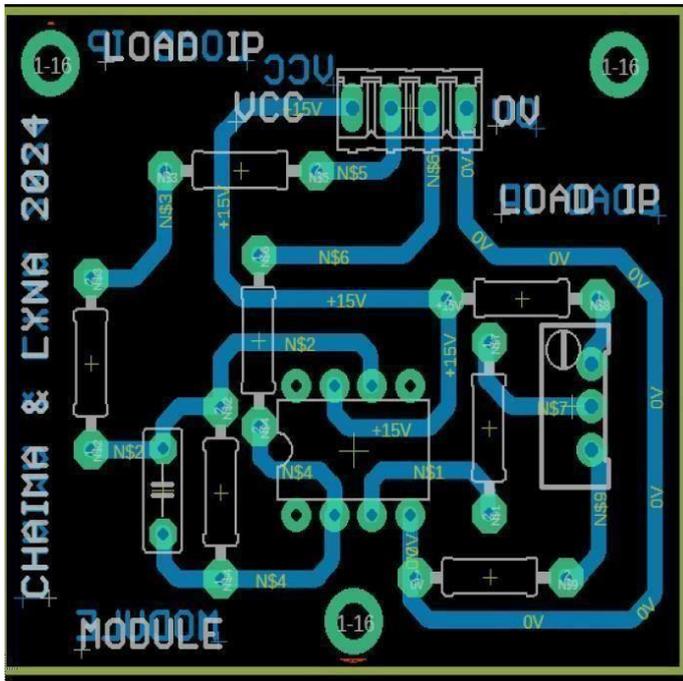


Figure 4.9 : Routage du module load IP de circuit imprimé sureagle

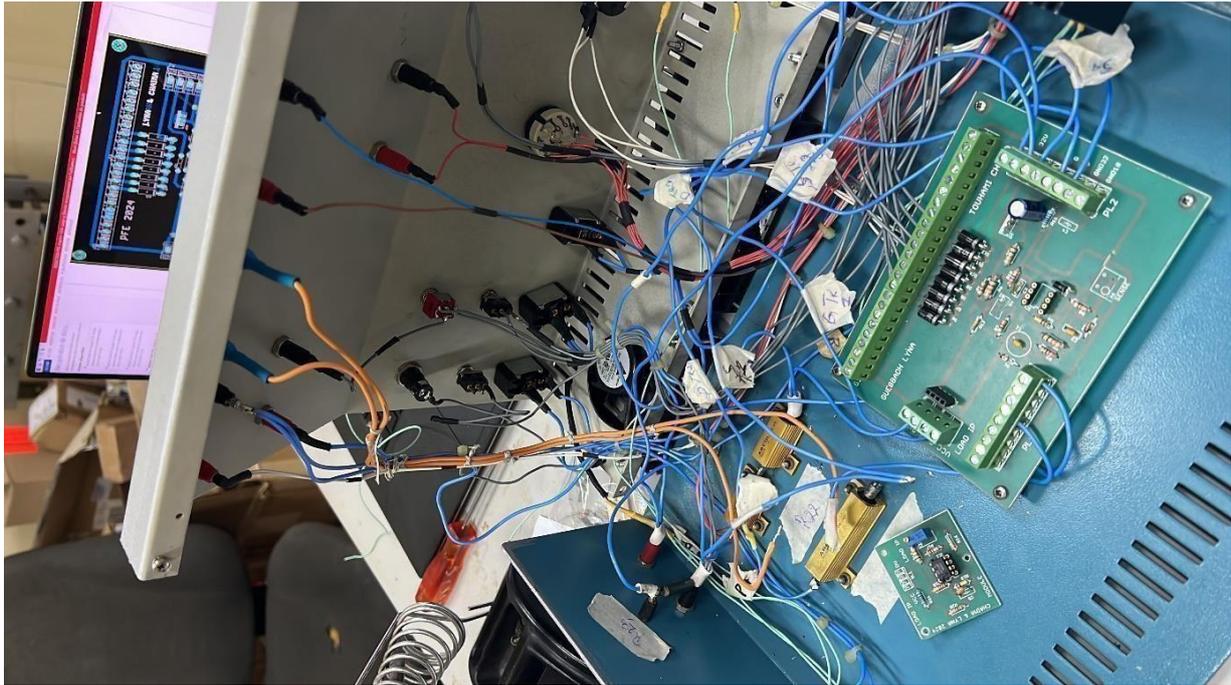


Figure 4.10 : Circuit imprimé dans le banc d'essai

4.7. Les tests du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours :

4.7.1. Introduction :

Ce chapitre décrit les procédures de test réalisées sur le banc d'essai manuel pour évaluer le système EPSU (Electric Power Supply Unit) du Boeing B737.

Ces tests sont essentiels pour garantir que le système fonctionne conformément aux spécifications du constructeur et répond aux normes de sécurité et de performance exigées.

4.7.2. Objectifs des tests :

- Vérifier le bon fonctionnement de l'EPSU sous différentes conditions opérationnelles.
- Assurer que le système réagit correctement aux scénarios de panne simulés.
- Valider les performances électriques du système, y compris la stabilité de l'alimentation et la gestion des surcharges.

473. Méthodologie de test :

Les tests sont réalisés selon les procédures détaillées dans le CMM (Component Maintenance Manual) fourni par le constructeur du banc d'essai.

La méthodologie inclut les étapes suivantes :

473.A. Préparation du banc d'essai :

Vérification de l'état initial de l'équipement et calibration des instruments de mesure.

Installation du système EPSU sur le banc d'essai selon les spécifications du constructeur.

473.B. Exécution des tests fonctionnels :

- Test de démarrage : Activation initiale de l'EPSU pour vérifier le bon démarrage sans erreurs.
- Tests de performance en charge : Application de différentes charges pour vérifier la stabilité de l'alimentation et la gestion de la puissance.

473.C. Tests de scénarios de panne :

Simulation de pannes électriques et mécaniques pour observer la réponse du système.

473.D. Tests de redondance :

Vérification des mécanismes de secours et de récupération en cas de défaillance.

473.E. Analyse des résultats :

Enregistrement et analyse des données collectées lors des tests.

Comparaison des résultats obtenus avec les spécifications du constructeur pour validation.

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

- **Test de liaison :**

Connexion : Connectez l'EPS à l'alimentation, au multimètre numérique, et à la résistance, comme indiqué dans le tableau 1001[5]

Tableaux 1001 : Outils, accessoires et équipements spéciaux

OUTILS/ÉQUIPEMENT	SPÉCIFICATION	FOURNISSEUR	Utiliser
Chargeur de batterie et charge Configuration du test	Reportez-vous aux figures 1002, 1003 pour les connexions et Figures 9001, 9002 et tableau 9003 pour Schémas de circuits et Composants	Commercialement Disponible	Interfacer avec EPS pour fournir des installations de tests fonctionnels
Multimètre digital (MND 1 à 3)	Réf : 80 série III ou équivalent Tension : 0-100 V Courant : 0-10 A Résistance : 0-1 MΩ	VKF392	Pour mesurer la tension et le courant

Réglage de l'alimentation :

Régalez le bloc d'alimentation pour fournir 1 A à 28 V

CC. Mesure de la chute de tension :

Allumez le bloc d'alimentation et mesurez la chute de tension entre la broche 7 du connecteur J1 et le point de montage de l'avion avec le multimètre numérique.

La chute de tension mesurée doit être inférieure à 12,5 mVDC.

Déconnexion :

Éteignez le bloc d'alimentation et déconnectez l'EPS de la configuration de test

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

- **Test d'isolation :**

- ✓ **Préparation :**

Reliez ensemble les broches des connecteurs J1 et PL1, sans connecter la broche 7 sur le connecteur J1.

Mesure de la résistance d'isolement

Connectez le compteur de résistance d'isolement entre la broche 7 du connecteur J1 et les autres broches du connecteur J1 et du connecteur de batterie PL1, qui sont connectés ensemble.

La résistance mesurée doit être supérieure à 100 M Ω à 100 VDC.C.

- **Test de continuité :**

- ✓ **Connexion pour le test de continuité :**

Connectez un multimètre numérique entre la broche 9 du connecteur J1 et chacune des broches indiquées dans le tableau 1003.

- ✓ **Vérification de la continuité :**

Assurez-vous que la continuité est inférieure à 1 ohm entre la broche 9 de J1 et chaque broche détaillée dans le tableau 1003.[5]

Tableau 1003 : Connexions de test de continuité

Connecteur	Épingle
J1	dix
J1	11
J1	12
J1	13
J1	14
J1	15
J1	16

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

• Test de logique defonctionnement.

✓ Réglage des cases à décades de résistance :

Réglez DEC 1, DEC 2 et DEC 3 à 30 k Ω .

✓ Paramétrage des commutateurs :

Réglez le commutateur S6 sur NORMAL.

Réglez le commutateur S4 sur FAST CHARGE.

✓ Exécution des tests :

Réglez le bloc d'alimentation 2 sur $32 \pm 0,1$ V CC.

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $10,5 \pm 0,1$ V CC.

Connectez le DMM 1 pour mesurer le courant d'entrée avec une plage maximale de 2 ampères.

Connectez le DMM 2 pour mesurer le courant de la batterie avec une plage maximale de 10 ampères.

Connectez le DMM 3 pour mesurer la tension de la batterie entre PL1-5 (+) et PL1-6 (-).

✓ Ajustement et mesure :

Réglez les interrupteurs S1, S2, S7 et S8 sur ON.

Ajustez R4 jusqu'à ce que la tension indiquée sur le DMM 3 soit de $10,5 \pm 0,1$ VDC.

Déconnectez le DMM 3 de PL1-5 (+) et PL1-6 (-).

Connectez le DMM 3 entre J1-1 (-) et J1-9 à 16 (+).

Réglez le commutateur detension de sortie S5 sur J9.

Réglez les commutateurs S1, S2 et S7 Réglez les commutateurs S1, S2 et S7 comme indiqué dans le tableau 1004.

Effectuez les tests indiqués dans le tableau 1004 et vérifiez la tension de sortie sur le DMM

3.Réglez les interrupteurs S7 et S8 sur OFF.[5]

Tableau 1004 : output de EPS

Test	Logic Switches		S7	Output
	S1	S2		
1	ON	ON	ON OFF	Less than 0.5 VDC Less than 0.5 VDC
2	OFF	ON	OFF ON	Between 6.1 and 6.5 VDC Between 6.1 and 6.5 VDC
3	ON	OFF	ON OFF	Less than 0.5 VDC Between 6.1 and 6.5 VDC
4	OFF	OFF	OFF ON	Between 6.1 and 6.5 VDC Less than 0.5 VDC

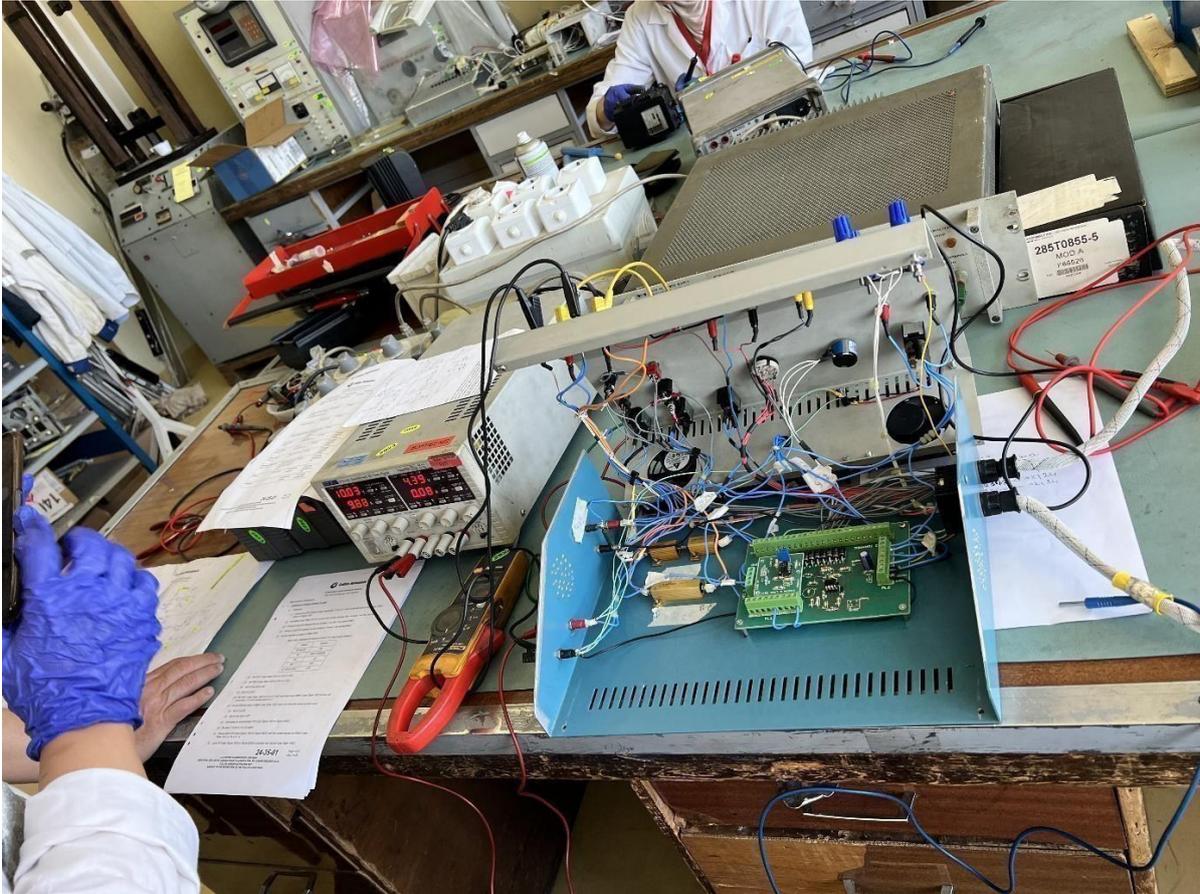


Figure 4.11 : Photo réel durant le test de logique de fonctionnement.

- **Test de charge rapide et de terminaison de charge :**

- ✓ **Réglage de l'alimentation :**

Réglez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC.

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

- ✓ **Mise en marche des interrupteurs :**

Réglez les interrupteurs S1, S2, S7 et S8 sur ON.

- ✓ **Vérification des courants :**

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 1 est compris entre 0,85 A et 1,35 A et que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 2,05 A et 2,60 A.

- **Test de charge rapide et de terminaison de charge**

- ✓ **Réglage de l'alimentation :**

Régalez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC.

Régalez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

- ✓ **Mise en marche des interrupteurs :**

Régalez les interrupteurs S1, S2, S7 et S8 sur ON.

- ✓ **Vérification des courants :**

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 1 est compris entre 0,85 A et 1,35 A et que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 2,05 A et 2,60 A.

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 1 est compris entre 0,30 A et 0,45 A et que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 0,6 A et 1,0 A.

- **Ajustement de la résistance :**

Régalez DEC 2 sur 10 k Ω .

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 1 et le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA.

Régalez les interrupteurs S7 et S8 sur OFF.

Régalez DEC 2 sur 30 k Ω .

Régalez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC. Régalez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

Régalez les interrupteurs S7 et S8 sur ON.

- **Réduction de la résistance :**

Diminuez lentement la résistance de DEC 1 à partir de 30 k Ω et vérifiez le courant indiqué sur le DMM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA assurez-vous que la résistance indiquée sur DEC 1 est comprise entre 21,00 k Ω et 22,85 k Ω .

- **Vérification de la continuité :**

Réglez DEC 1 sur 30 k Ω et assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est toujours compris entre 60 mA et 150 mA.[5]

Réglez les interrupteurs S7 et S8 sur OFF.

- **Répétition du test avec DEC 3 :**

Répétez les étapes 4.E.(18) à 4.E.(24) avec DEC 3.

- ✓ **Réduction de la résistance :**

Diminuez lentement la résistance de DEC 1 à partir de 30 k Ω et vérifiez le courant indiqué sur le DMM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA, assurez-vous que la résistance indiquée sur DEC 1 est comprise entre 21,00 k Ω et 22,85 k Ω .

- ✓ **Réduction de la résistance :**

Diminuez lentement la résistance de DEC 1 à partir de 30 k Ω et vérifiez le courant indiqué sur le DM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA, assurez-vous que la résistance indiquée sur DEC 1 est comprise entre 21,00 k Ω et 22,85 k Ω .

- ✓ **Vérification de la continuité :**

Réglez DEC 1 sur 30 k Ω et assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est toujours compris entre 60 mA et 150 mA.

Réglez les interrupteurs S7 et S8 sur OFF.[5]

- ✓ **Répétition du test avec DEC 3 :**

Répétez les étapes 4.E.(18) à 4.E.(24) avec DEC 3.

❖ Test d'inhibition de charge :

✓ **Réglage du mode de charge :**

Réglez S4 sur CHARGE D'ENTRETIEN.

Réglez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC.

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

Réglez les commutateurs S7 et S8 sur ON.

✓ **Réduction de la résistance :**

Diminuez lentement la résistance de DEC 2 à partir de $30 \text{ k}\Omega$ et vérifiez le courant indiquésur le DMM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA, assurez-vous que la résistance indiquée sur DEC 2 est comprise entre $10,0 \text{ k}\Omega$ et $12 \text{ k}\Omega$.

✓ **Augmentation de la résistance :**

Augmentez la valeur indiquée sur DEC 2 de 100Ω .

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 0,6 et 1,0 A.

Réglez DEC 2 sur $30 \text{ k}\Omega$.

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est toujours compris entre 0,6 et 1,0 A.

✓ **Réglage du mode de charge :**

Réglez S4 sur CHARGE D'ENTRETIEN.

Réglez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC. Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

Réglez les commutateurs S7 et S8 sur ON.

✓ **Réduction de la résistance :**

Diminuez lentement la résistance de DEC 2 à partir de $30 \text{ k}\Omega$ et vérifiez le courant indiqué sur le DMM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA, assurez-

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

vous que la résistance indiquée sur DEC 2 est comprise entre 10,0 k Ω et 12 k Ω .

✓ **Augmentation de la résistance :**

Augmentez la valeur indiquée sur DEC 2 de 100 Ω .

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 0,6 et 1,0 A.

Réglez DEC 2 sur 30 k Ω .

✓ **Augmentation de la résistance de DEC 1 :**

Augmentez lentement la résistance de DEC 1 à partir de 30 k Ω et vérifiez le courant indiqué sur le DMM 2.

Lorsque le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 60 mA et 150 mA, assurez-vous que la résistance indiquée sur DEC 1 est comprise entre 76,5 k Ω et 88,3 k Ω .

Réglez DEC 1 sur une valeur 1 k Ω en dessous de la valeur de résistance surveillée à l'étape

4.F.(12).

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 0,6 et 1,0 A.

Réglez DEC 1 sur 30 k Ω .

✓ **Répétition du test avec DEC 3 :**

Répétez les étapes 4.F.(11) à 4.F.(15) avec DEC 3.

Réglez le commutateur S8 sur OFF.

✓ **Réglage du mode de charge rapide :**

Réglez S4 sur CHARGE RAPIDE.

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $6,5 \pm 0,1$ V CC.

Réglez le DMM 3 sur tension et connectez-le entre les broches 5 et 6 du PL1.

Réglez le commutateur S8 sur ON.

✓ **Ajustement de la tension :**

Sur le chargeur de batterie et la configuration du test de charge, ajustez lentement R4 et diminuez la tension. Surveillez le courant sur le DMM 2 et arrêtez le réglage de R4 lorsque le

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

courant est inférieur à 200 mA.

Assurez-vous que la tension indiquée sur le DMM 3 est comprise entre 6,7 et 7,6 VDC.

Ajustez lentement R4 et augmentez la tension. Surveillez le courant sur le DMM 2 et arrêtez le réglage de R4 lorsque le courant est compris entre 2,05 A et 2,6 A.

Assurez-vous que la tension indiquée sur le DMM 3 est comprise entre 7,7 et 8,6 VDC.

Ajustez lentement R4 et augmentez la tension. Surveillez le courant sur le DMM 2 et arrêtez le réglage de R4 lorsque le courant affiché est inférieur à 200 mA.

Assurez-vous que la tension indiquée sur le DMM 3 est comprise entre 11,8 et 12,7 VCC.

Ajustez lentement R4 et diminuez la tension indiquée sur le multimètre numérique entre 9,4 et 9,6 VDC.

Assurez-vous que le courant indiqué sur le DMM 2 est compris entre 2,05 A et 2,6 A. Réglez le commutateur S8 sur OFF [5]

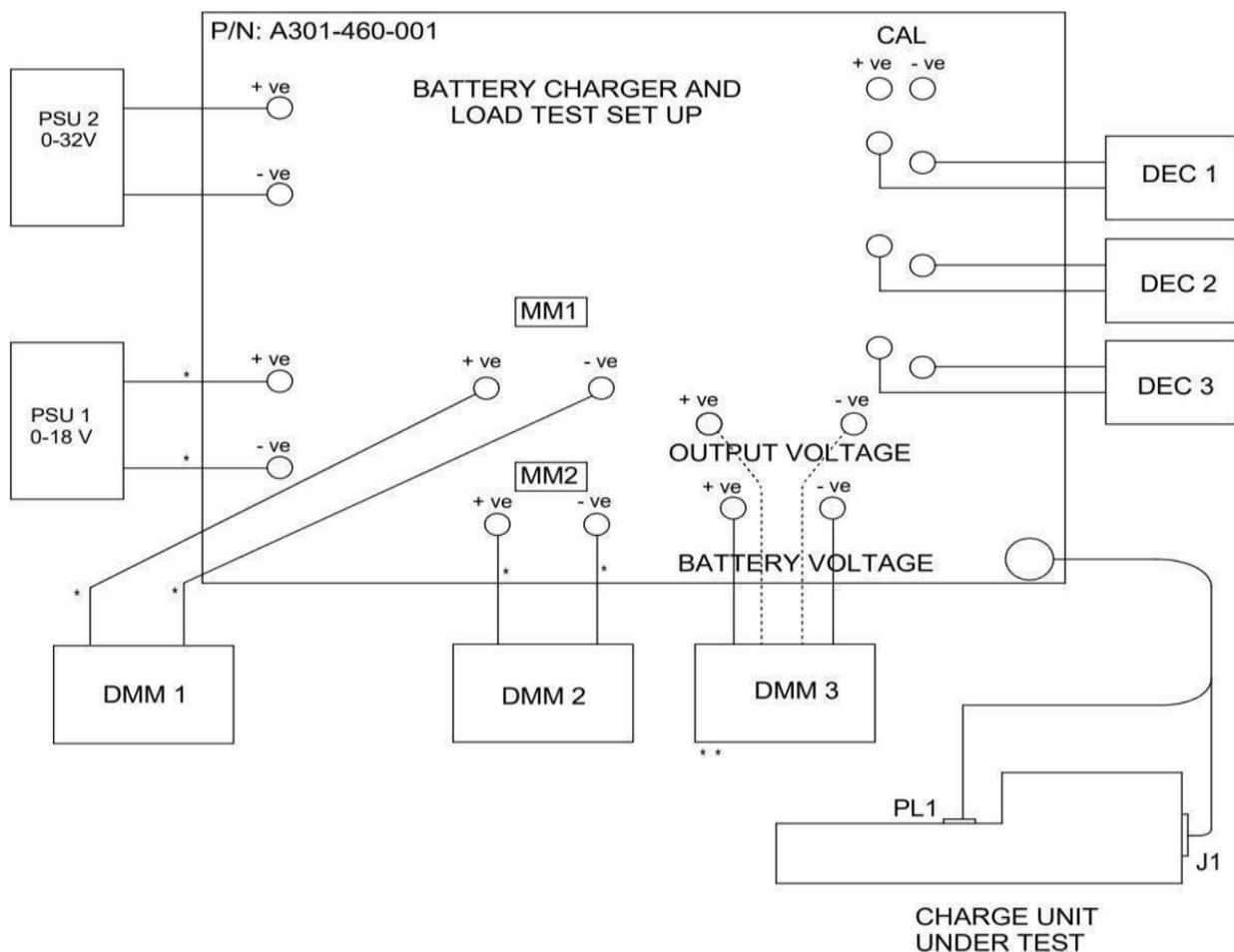


Figure 4.12; Banc d'essai durant Test d'inhibition de charge

❖ Fonction d'auto-test :

❖ **Objectif :** Vérifier le bon fonctionnement de l'auto-test du chargeur de batterie.

✓ **Préparation des Alimentation :**

Réglez le bloc d'alimentation 2 à 28 V CC.

Réglez le bloc d'alimentation 1 à 10,5 V CC.

✓ **Configuration Initiale :**

Activez le commutateur S8.

Ajustez la tension avec le potentiomètre R4 pour atteindre 10,5 V CC sur le DMM 3.

Désactivez le commutateur S7.

✓ **Mesures et Réglages :**

Connectez le DMM 3 entre les broches J1-1 (-) et J1-9 à 16(+).

Réglez le commutateur de tension de sortie sur J9.

✓ **Test d'Auto-Test :**

Appuyez et relâchez le bouton d'auto-test près de J1, vérifiez que la tension est inférieure à 0,5 V CC.

Appuyez et relâchez le bouton d'auto-test à distance (S3), la tension doit être entre 6,1 et 6,5 V CC.

✓ **Réinitialisation et Vérification du Chronométrage :**

Désactivez puis réactivez le commutateur S8.

Activez le commutateur S7.

Appuyez et relâchez le bouton d'auto-test près de J1, démarrez le chronomètre.

La tension doit rester entre 6,1 et 6,5 V CC pendant 50 à 70 secondes.

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

✓ Finalisation :

Désactivez les commutateurs S7 et S8.

Ce processus assure que le système peut effectuer un auto-test fiable et précis, confirmant ainsi son bon fonctionnement.

• Procédure de Calibrage de la Charge à Courant Constant de 7 A:

❖ Objectif :

Calibrer la charge à courant constant de 7 A pour assurer une précision de $\pm 0,1$ A.

❖ Étapes de la Procédure :

✓ Connexion Initiale :

Connectez le chargeur de batterie EPS à la configuration de test comme illustré à la Figure 1002.

✓ Configuration du Multimètre :

Réglez le DMM 2 sur la mesure de courant et connectez-le entre les prises CAL +ve et -ve.

✓ Liaison Filaire

Connectez une liaison filaire entre les deux prises (+ve et -ve) repérées MM1.

Connectez une liaison filaire entre les deux prises (+ve et -ve) repérées MM2.

✓ Réglage des Interrupteurs :

Configurez les interrupteurs selon les positions indiquées dans le Tableau 1006 :

Tableau 1006 : Étalonnage des positions des interrupteurs de charge à courant constant de 7 A

Switch	Position
S1 and S2	ON
S4	FAST CHARGE
S5	J9
S6	CAL
S7, S8 and S9	OFF

Chapitre04 : La réalisation du banc essaie

✓ Réglage des Blocs d'Alimentation :

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $11 \pm 0,1$ V CC.

Réglez le bloc d'alimentation 2 sur $28 \pm 0,1$ V CC.

✓ Activation des Interrupteurs :

Réglez S7 et S8 sur ON. Réglez S1 sur OFF.

✓ Ajustement de la Tension :

Réglez le bloc d'alimentation 1 sur $9,5 \pm 0,1$ V CC.

Assurez-vous que le DMM 2 affiche une valeur comprise entre 6,9 A et 7,1 A

✓ Correction de la Valeur :

Si le DMM 2 n'affiche pas la valeur correcte :

- Réglez S1 sur ON.
- Réglez S7 et S8 sur OFF.
- Accédez au potentiomètre R15 (voir Figure 1003 ou Figure 9002
- Répétez les étapes 5 à 7.
- Ajustez lentement R15 jusqu'à ce que le courant indiqué sur le DMM 2 soit de $7 \pm 0,1$ A.
- Verrouillez R15 en position avec du vernis.

✓ Finalisation :

Réglez S6 sur NORMAL.

Réglez S1, S2, S7 et S8 sur OFF

✓ Déconnexion :

Déconnectez le DMM 2 et le chargeur de batterie EPS de la configuration de test.

✓ Enregistrement des Données :

Reportez-vous aux instructions locales pour enregistrer les détails de l'étalonnage.

Cette procédure garantit que la charge à courant constant de 7 A est correctement calibrée pour un fonctionnement précis et fiable.

4.8. Maintenance du Banc d'Essais de Système d'Éclairage de Secours pour le Boeing 737NG :

481. Inspections Régulières :

Effectuez des inspections visuelles régulières du banc d'essais pour vérifier l'état général, y compris l'intégrité physique de la structure, les connexions électriques et les composants électroniques.

482. Vérification des Connexions et du Câblage :

Vérifiez régulièrement l'état des connexions électriques et du câblage pour détecter les signes de corrosion, de desserrage ou d'usure.

Assurez-vous que tous les câbles sont correctement fixés et protégés contre les dommages mécaniques.

483. Tests de Fonctionnement :

Effectuez des tests périodiques pour vérifier le fonctionnement de chaque fonctionnalité du banc d'essais, y compris l'allumage des lampes de secours, la durée de vie de la batterie et la réactivité des circuits de commande.

Utilisez des scénarios de test simulés pour évaluer les performances du système dans des situations d'urgence simulées.

484. Calibration des Instruments de Mesure :

Calibrez régulièrement les instruments de mesure utilisés sur le banc d'essais pour garantir leur précision.

Suivez les procédures d'étalonnage recommandées par les fabricants et tenez un registre des étalonnages effectués.

485. Entretien Préventif des Composants :

Remplacez périodiquement les composants sujets à l'usure, tels que les ampoules, les fusibles et les batteries, conformément aux recommandations du fabricant.

Nettoyez régulièrement les contacts électriques et les circuits imprimés pour éliminer la poussière, les débris et l'accumulation de résidus.

486. Formation et Documentation :

Fournissez une formation régulière au personnel de maintenance sur les procédures spécifiques de maintenance du banc d'essais.

Tenez à jour une documentation détaillée sur les procédures de maintenance, les calendriers d'entretien et les résultats des inspections.

487. Analyse des Défaillances :

En cas de défaillance ou de dysfonctionnement, menez une analyse approfondie pour identifier la cause racine et mettre en œuvre des mesures correctives appropriées.

Utilisez les données recueillies lors des tests de performance et des inspections pour améliorer continuellement le banc d'essais et prévenir les problèmes futurs.

En suivant ce plan de maintenance spécifique, vous pouvez garantir que le banc d'essais de système d'éclairage de secours du Boeing 737NG fonctionne de manière fiable et efficace, en assurant la sécurité et la conformité aux normes de l'aviation civile.

Conclusion :

Ce quatrième chapitre a été consacré à la réalisation pratique du banc d'essai manuel pour le système d'éclairage de secours EPS dans la base d'Air Algérie. Nous avons détaillé les étapes de mise en place, les procédures de test et les résultats obtenus, confirmant l'efficacité et la fiabilité du système EPS.

La réalisation de ce banc d'essai a permis de valider les performances du système d'éclairage de secours en conditions réelles, garantissant ainsi la sécurité et la conformité aux normes aéronautiques. Les tests pratiques effectués ont démontré la robustesse du système et sa capacité à fournir un éclairage suffisant en cas d'urgence, même en cas de panne électrique.

CHAPITRE 05:
Automatisation du
banc d'essai

5.1. Introduction :

L'automatisation du banc d'essai de l'EPSU du Boeing 737 NG répond à un besoin critique de l'industrie aéronautique moderne. Avec l'augmentation de la complexité des systèmes avioniques et des exigences de fiabilité, les méthodes traditionnelles de test manuel deviennent inefficaces et insuffisantes. Par conséquent, cette initiative vise à introduire une solution technologiquement avancée qui non seulement améliore les processus de test, mais également établit un nouveau standard en matière de performance et de sécurité des tests d'équipements aéronautiques.

Ce chapitre a présenté les objectifs fondamentaux du projet d'automatisation du banc d'essai de l'EPSU du Boeing 737 NG. En transformant un banc d'essai manuel en un système automatisé, l'objectif est d'optimiser l'efficacité opérationnelle, d'assurer la précision des tests et de garantir la conformité aux normes industrielles. Les sections suivantes détailleront les composants utilisés, les techniques de conception, et les résultats obtenus lors de la mise en œuvre de cette automatisation

5.2. Objectifs Principaux :

5.2.1. Amélioration de l'Efficacité des Tests :

- Réduire le temps nécessaire pour effectuer les tests de l'EPSU en automatisant les procédures de test manuelles.
- Automatiser les séquences de test complexes décrites dans le Component Maintenance Manual (CMM) du Boeing 737 NG pour garantir une exécution rapide et précise.

5.2.2. Précision et Répétabilité :

- Minimiser les erreurs humaines potentielles associées aux tests manuels, en assurant une reproductibilité précise des conditions de test à chaque exécution.
- Éliminer les variations de résultats dues à des méthodes manuelles en adoptant un processus automatisé contrôlé par des microcontrôleurs et des interfaces électroniques robustes.

523. Optimisation des Ressources :

- Utiliser efficacement les ressources matérielles et logicielles disponibles pour concevoir un banc d'essai automatisé rentable et adaptable.
- Réduire les coûts de maintenance et d'exploitation à long terme en minimisant les interventions humaines requises pour les tests périodiques.

524. Compatibilité avec les Standards Industriels :

- Conformer les procédures de test automatisées aux normes et recommandations du secteur aéronautique, garantissant ainsi la conformité réglementaire et la sécurité opérationnelle.

5.3. Problématiques des Bancs d'Essais Manuels :

L'utilisation de bancs d'essais manuels pour tester des composants complexes comme l'EPSU (Electronic Power Supply Unit) du Boeing 737 NG peut présenter plusieurs défis significatifs. Ce sous-chapitre explore en détail ces problématiques afin de justifier la nécessité d'une automatisation.

531. Complexité de la Manipulation Manuelle :

Les bancs d'essais manuels impliquent souvent une manipulation directe des composants par des opérateurs. Cela peut conduire à des erreurs humaines telles que des erreurs de câblage, des mauvaises connexions, ou des interprétations incorrectes des résultats des tests.

- **Erreurs de Câblage :** Des connexions incorrectes peuvent compromettre l'intégrité des tests, conduisant à des résultats faussés ou à une impossibilité de réaliser certains tests.
- **Complexité des Connexions :** La nécessité de manipuler plusieurs câbles et connecteurs peut augmenter la durée des tests et réduire la fiabilité globale du processus.

5.3.2 Limitations en Termes de Reproductibilité et de Consistance :

L'un des défis majeurs des bancs d'essais manuels réside dans la difficulté à reproduire exactement les mêmes conditions de test pour chaque essai.

- **Variabilité des Résultats :** Les résultats peuvent varier en fonction de la manière dont les tests sont exécutés par différents opérateurs, ce qui rend difficile la comparaison et l'analyse cohérente des performances de l'EPSU.
- **Manque de Consistance :** La consistance dans l'application des critères de test peut être compromise, affectant la fiabilité des résultats obtenus.

533. Temps de Test Prolongé et Productivité Réduite :

Les tests manuels peuvent être chronophages et nécessiter une supervision constante, ce qui limite la productivité globale du processus de test.

- **Temps de Préparation et de Configuration :** La configuration initiale du banc d'essai et la préparation des tests peuvent prendre beaucoup de temps, retardant ainsi le processus de validation de l'EPSU.
- **Supervision Continue :** L'opérateur doit être constamment présent pour surveiller les tests, ce qui peut ajouter des coûts et limiter la possibilité d'exécuter des tests de manière continue et efficace.

534. Besoins en Formation et Compétences Spécifiques :

L'utilisation efficace d'un banc d'essai manuel nécessite une formation approfondie et des compétences techniques spécifiques de la part des opérateurs.

- **Formation Initiale :** Les nouveaux opérateurs doivent être formés à la manipulation correcte du banc d'essai et à l'exécution des tests conformément aux normes établies.
- **Maintenance des Compétences :** La rotation du personnel ou l'évolution des procédures de test peuvent nécessiter une mise à jour continue des compétences, ce qui ajoute à la complexité opérationnelle

535. Sécurité et Risques Associés :

Enfin, l'utilisation de bancs d'essais manuels présente des risques potentiels pour la sécurité des opérateurs et la fiabilité des équipements testés.

- **Risques de Sécurité :** Les erreurs humaines peuvent entraîner des situations dangereuses telles que des court-circuits ou des dommages aux équipements.
- **Fiabilité et Intégrité des Tests :** La sécurité et l'intégrité des tests peuvent être compromises si les procédures de sécurité ne sont pas rigoureusement respectées

5.4. Présentation du Matériaux Utilisés :

5.4.1. Proteus Design Suite :

Proteus Design Suite a été utilisé comme outil de simulation pour valider et optimiser le schéma électrique du banc d'essai avant de passer à la phase d'implémentation matérielle.

- **Description :** Proteus est une suite logicielle complète permettant la conception, la simulation et la vérification de circuits électroniques complexes.
- **Utilisation :** Simulation des circuits intégrés, vérification de la connectivité et des performances avant la fabrication.
- **Avantages :**
 - ❖ Réduction des coûts en identifiant les erreurs de conception précocement.
 - ❖ Optimisation du schéma pour maximiser l'efficacité et la fiabilité du banc d'essai.

5.4.2. Arduino Mega :

Arduino Mega est une carte microcontrôleur robuste et polyvalente, choisie pour sa capacité à gérer efficacement les fonctions de contrôle et d'automatisation du banc d'essai.

- **Spécifications :**
 - ❖ Microcontrôleur : ATmega2560.
 - ❖ Mémoire Flash : 256 Ko.
 - ❖ SRAM : 8 Ko.
- **Fonctionnalités :**
 - ❖ Interface avec les périphériques d'entrée et de sortie.
 - ❖ Exécution de routines de test automatisées.
 - ❖ Gestion des protocoles de communication avec les composants du banc d'essai.

5.4.3. ULN2003 :

Le ULN2003 est un circuit intégré souvent utilisé pour son aptitude à contrôler des charges inductives à partir de signaux de commande logiques provenant de l'Arduino.

- **Description :** ULN2003 est un transistor Darlington avec des diodes de roue libre, idéal pour piloter des relais et d'autres charges inductives
- **Utilisation :**
 - ❖ Amplification de courant pour les relais de commutation.
 - ❖ Protection contre les surtensions grâce à ses diodes de roue libre intégrées.
- **Avantages :**
 - ❖ Fiabilité élevée dans les environnements où les charges inductives peuvent générer des pics de tension.
 - ❖ Facilité d'intégration avec les microcontrôleurs comme l'Arduino Mega.

544 Boutons-Poussoirs et LED :

Les boutons-poussoirs et les LED servent d'interfaces utilisateur et d'indicateurs visuels essentiels pour le fonctionnement et le diagnostic du banc d'essai automatique.

- **Boutons-Poussoirs :**
 - ❖ Utilisés pour démarrer des tests, sélectionner des modes de fonctionnement ou réinitialiser le système.
 - ❖ Interface utilisateur intuitive pour les opérateurs du banc d'essai.
- **LED :**
 - ❖ Indiquent l'état de fonctionnement du banc d'essai.
 - ❖ Fournissent des indications visuelles sur l'état des tests en cours.

545 Résistances de 470 Ohms :

Les résistances de 470 Ohms sont utilisées pour limiter le courant traversant les LED, garantissant ainsi leur durée de vie et leur fonctionnement stable.

- **Fonction :**
 - ❖ Protection des LED contre les surtensions.
 - ❖ Maintien d'un courant nominal pour assurer une luminosité optimale sans risque de dommage.

5.4.16. Relais Double de Référence SDS DS2E-M-DC5V-1 :

Les relais SDS DS2E-M-DC5V-1 sont choisis pour leur capacité à commuter des charges électriques importantes, typiquement utilisées dans le contrôle des systèmes électriques de l'EPSU du Boeing 737 NG.

- **Description :**
 - ❖ Relais double à bobine 5V DC.
 - ❖ Contact double pour une fiabilité accrue de la commutation.
- **Utilisation :**
 - ❖ Contrôle des circuits de puissance de l'EPSU pour les tests de fonctionnalité.
 - ❖ Intégration dans le banc d'essai pour automatiser les procédures de test.

5.4.7. Plaque de Projet Boards Model GL-36 :

La plaque de projet GL-36 est une plateforme de prototypage essentielle permettant l'organisation et l'intégration des différents composants électroniques du banc d'essai.

- **Description :**
 - ❖ Plateforme de montage pour les composants électroniques.
 - ❖ Facilite le câblage et la connexion des modules du banc d'essai.
- **Avantages :**
 - ❖ Réduction des erreurs de câblage grâce à une organisation structurée.
 - ❖ Simplification de l'assemblage et de la maintenance du banc d'essai.

5.4.8. Fiches Borne et Fils :

Les fiches borne et les fils sont utilisés pour assurer des connexions électriques fiables et sécurisées entre les différents composants du banc d'essai automatique.

- **Utilisation :**
 - ❖ Connexion des composants à la plaque de projet GL-36.
 - ❖ Facilitation de l'assemblage et du démontage pour la maintenance du banc d'essai.
- **Avantages :**
 - ❖ Réduction des risques de faux contacts ou de mauvais raccordements.
 - ❖ Facilité d'accès pour le dépannage et la modification des configurations.

5.5. Simulation :

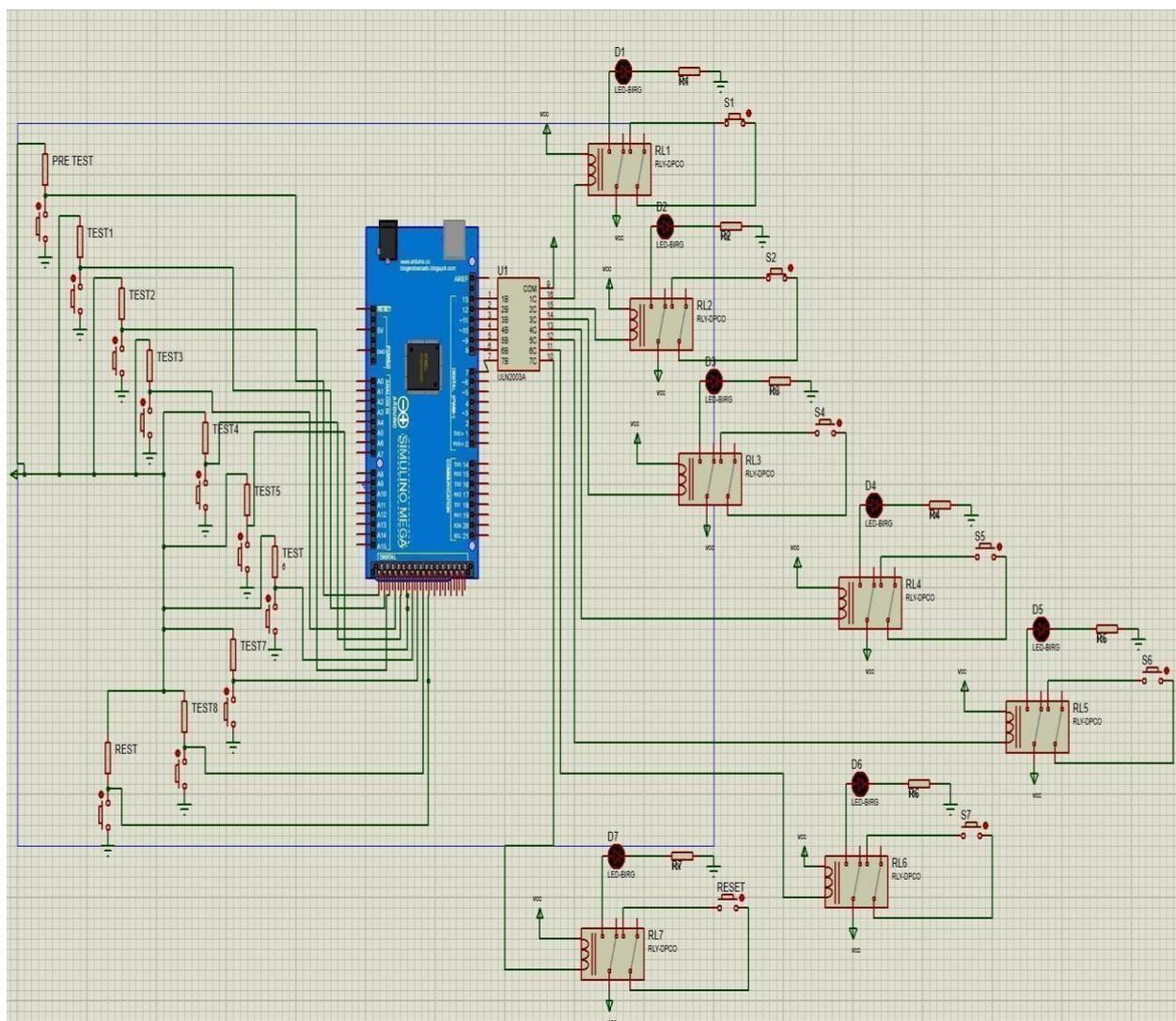


Figure 5.1: Représente la simulation de teste sur protues

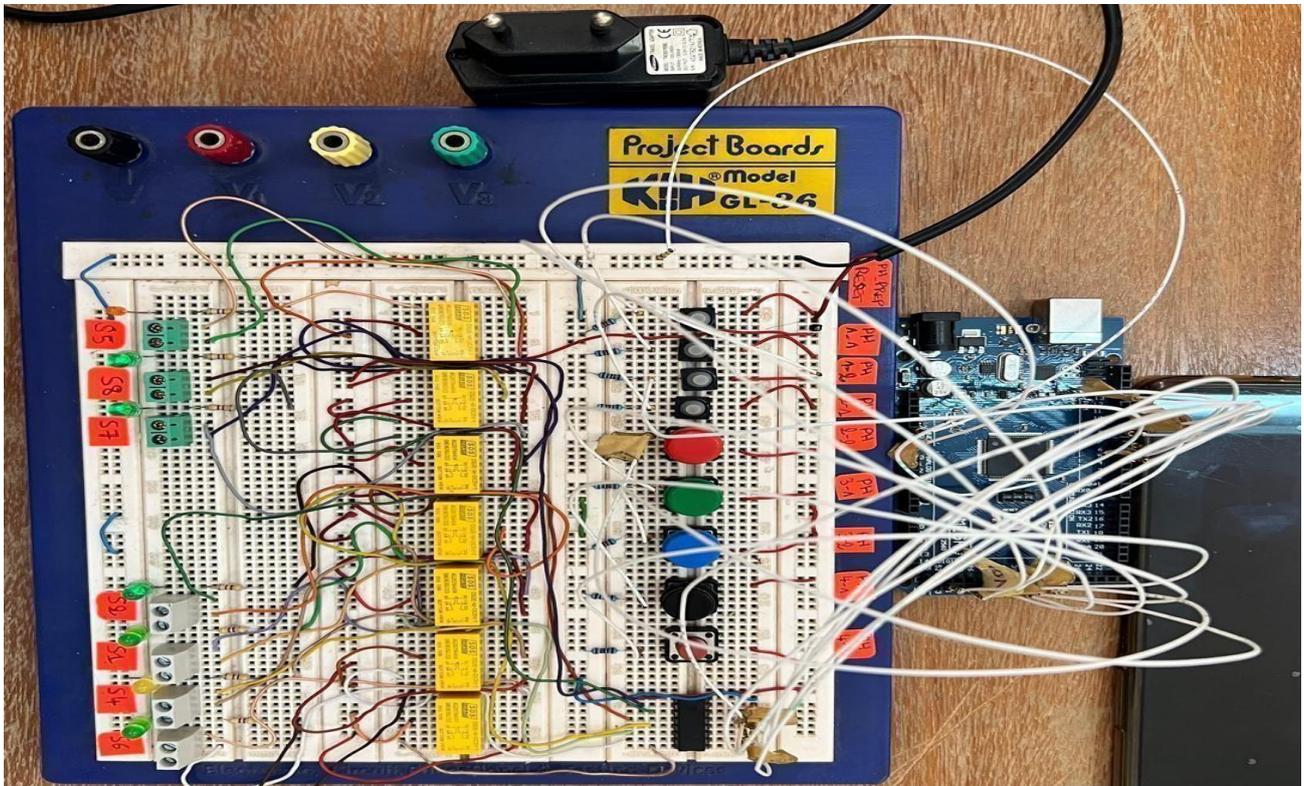


Figure 5.2 : Représente la réalisation de prototype pour le reste automatisé

Tableau5.1 : Représente la configuration de test de fonctionnement logique

Switch Boutton	S6	S4	S1	S2	S7	S8	S5
Phase pré	Normal	Fast charge	1	1	1	1	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase1-1	Normal	Fast charge	1	1	1	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase1-2	Normal	Fast charge	1	1	0	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase2-1	Normal	Fast charge	0	1	0	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase2-2	Normal	Fast charge	0	1	1	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9

Phase3-1	Normal	Fast charge	1	0	1	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase3-2	Normal	Fast charge	1	0	0	0	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase4-1	Normal	Fast charge	0	0	1	1	J9
RESET	Normal	Fast charge	0	0	0	0	J9
Phase4-2	Normal	Fast charge	0	0	1	0	J9

Conclusion

Durant la période de notre stage à la compagnie « AIR AGERIE » pour la préparation de ce mémoire de fin d'études, nous avons pu réaliser et automatiser un banc d'essai pour l'EPSU (Electrical Power Supply Unit) du Boeing 737 NG, sous la supervision de Monsieur Larab Djafer, chef d'atelier électricité. Ce projet s'est articulé autour de cinq chapitres principaux : le système d'éclairage, la génération électrique, l'EPS, la réalisation du banc d'essai et l'automatisation du banc d'essai.

Ce stage nous a permis de comprendre et de maîtriser les différents aspects de la mise en place d'un banc d'essai, en particulier les principes de fonctionnement de l'EPSU, ainsi que les circuits de protection, de surveillance et de régulation. Nous nous sommes familiarisés avec les méthodes et les techniques utilisées pour la maintenance et le test des équipements électriques à bord du Boeing 737 NG.

Il ressort de cette étude que l'avion possède un système de test et de maintenance sophistiqué pour l'EPSU, garantissant une sécurité optimale en vol. Le constructeur a prévu diverses procédures et équipements pour vérifier et valider le bon fonctionnement de l'EPSU, ce qui renforce la fiabilité globale de l'avion. En réalisant notre banc d'essai, nous avons pu constater l'importance de ces équipements dans la détection et la correction des pannes potentielles.

La réalisation du banc d'essai a été une expérience enrichissante, nous permettant de comprendre les exigences techniques et les défis liés à la conception et à la mise en œuvre d'un tel système. L'automatisation de ce banc d'essai, bien que nous n'ayons effectué qu'un seul test, celui de la logique de fonctionnement, a démontré l'efficacité et la précision nécessaires pour valider les performances de l'EPSU.

Nous avons également eu l'opportunité de nous immerger dans les conditions de travail des techniciens en charge de l'entretien et de la maintenance des équipements, ce qui nous a permis de mieux comprendre leur rôle crucial dans la sécurité et la fiabilité des opérations aériennes.

Enfin, nous souhaitons que notre projet serve de support pédagogique et technique pour les futurs étudiants, leur offrant une base solide pour la compréhension et l'amélioration des processus de maintenance et de test dans le domaine aéronautique.

REFERENCES

- [1] . **“Boeing 737 600/700/800/900 Elecrtical generation”** Manual ATA 24. [25.08.2020]
- [2] **AVIONIC INSTRUMENTS, LLC .COMPONENT MAINTENANCE MANUAL. “Component Maintenance Manual With Illustrated EMERGNECY LIGHT ”**[26.02.2009]
- [3] **MANUEL DE MAINTENANCE DES AÉRONEFS 737-600/700/800/900 AMM ATA33 ECCN 9E991 BOEING PROPRIETARY**
- [4] **Portions related to Qt v.5.9.4 are Copyright (C) 2017 The Qt Company Ltd. This Autodesk software contains Qt v.5.9.4, as modified by Autodesk.**
- [5] **D717-01-001/-02-001 24-35-01 CMM with IPL (DACM) EMERGENCY POWER SUPPLY Collins Aerospace / Goodrich Lighting Systems GMBH D8095 B737-NG AH 2021-03-11 Téléchargé Electronique 2020-05-01 12 Normal 0 2021-03-11 45 Atelier Electricité/Statique,Dept - BT Equipements**
- [6] **<https://fr.scribd.com/document/509613145/B737-Electrical-Notes>**
- [7] **<https://www.flightsim-corner.com/aller-plus-loin/737-800/commandes-de-vol-du-b737-800>**