

UNIVERSITE DE BLIDA 1

Institut d'aéronautique et des études spatiales

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du

MASTER EN AERONAUTIQUE

Spécialité : Opérations Aériennes

Présenté par

Mokhbat Akram & Addoui Mohamed Amine

PANNE MOTEUR AU DECOLLAGE (ENGINE OUT SID) POUR BOIENG 737-800 AVEC L'AERODROME DE JIJEL

Encadré par : Mr LAGHA Mohand

Blida, septembre 2014

Blida, septembre 2014

Remerciements

Tout d'abord, louange à «Allah» qui nous a guidé sur le droit chemin tout au long du travail et nous a inspiré les bons pas et les justes reflexes. Sans sa miséricorde, ce travail n'aurait pas abouti.

En préambule à ce mémoire, nous souhaitons adresser nos remerciements les plus sincères aux personnes qui nous ont apporté leur aide et qui ont contribué à l'élaboration de ce modeste travail ainsi qu'à la réussite de cette formation.

Nous tenons à exprimer notre reconnaissance à Monsieur **LAGHA Mohaned** ainsi qu'à Monsieur **DRIOUCHE Mouloud**, qui en tant que Directeurs de mémoire, se sont toujours montrés à l'écoute et très disponibles tout au long de la réalisation de ce mémoire.

Nos remerciements s'adressent également à : Monsieur **BOUAMRANI Farid** chef département performances dans la S/D Opérations Aériennes de la compagnie TASSILI AIRLINES, pour sa générosité et la grande patience dont il a fait preuve malgré ses charges professionnelles ainsi qu'au personnel de la S/D Opérations Aérienne et monsieur **RAMDHANI Omar** et de la Direction des Ressources Humaines qui ont très gentiment collaboré de près ou de loin dans la réalisation de cette tâche.

Nous exprimons notre gratitude à tous ceux qui nous ont aidé quand nous étions devant une impasse. Sans oublier tous nos proches et amis, qui nous ont toujours soutenus et encouragés au cours de la réalisation de ce mémoire.

Merci à toutes et à tous.

Dédicaces

Á Mes très chers parents qui ont toujours été là pour moi, et qui m'ont donné un magnifique modèle de labeur et de persévérance. J'espère qu'ils trouveront dans ce travail toute ma reconnaissance et tout mon amour.

Á Mes chers frères Malek, Rida, Abdrahim.

Á mon meilleur ami Sofiane.

Á mon oncle Talbi Mohamed.

Á mon binôme Akram.

Amine.

Á ma précieuse mère.

Á mes frères.

Á ma femme.

Á mes amis.

Á mon binôme Amine.

Akram.

On dédie ce mémoire.

TABLE DES MATIERES

page

RÉSUMÉ	
REMERCIEMENTS	
DEDICACES	
TABLES DES MATIERES	
LISTE DES ILLUSTRATION, GRAPHIQUES ET TABLEAUX	
INTRODUCTION	

Chapitre I

Présentation de la compagnie TASSILI AIRLINES

Présentation de la compagnie	11
I.1 Historique	11
I.2 IOSA	11
I.3 Structure de l'organisation	12
I.3.1 Organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne TAL	13
I.3.2 Organisation générale de la Direction Exploitation	14
I.4 La flotte exploitée par la compagnie aérienne	15
I.4.1 Boeing B737-800	15
I.4.2 Bombardier DASH 8-Q400	15
I.4.3 Bombardier DASH 8-Q200	15
I.4.4 Beech craft 1900D	16
I.4.5 Cessna 208G/C	16
I.4.6 Pilatus PC6	16
I.4.7 Bell 206LR	17
I.5 Activité	17
I.6 Partenariats	17
Présentation d'avion étudié	18
II.1 Présentation du constructeur Boeing	18
II.1.1 Historique de la compagnie	18
II.1.2 Types d'aéronefs produits	18
II.2 Présentation détaillée du 737-800:	22
II.2.1 Description générale	22
II.2.2 Le Boeing 737	23
II.2.3 Le B737-800 avec winglets:	23
II.2.4 moteurs	23

II.2.5	Cabine passagers Intérieurs	23
II.2.6	Escaliers escamotables intégrés	24
II.2.7	Auxiliaires de réservoirs de carburant	24
II.2.8	Dimensions	25
II.2.9	Performances	27

Chapitre II LES EXIGENCES REGLEMENTAIRES

II.1	Introduction	30
II.2	CONTEXTE	30
II.3	MISE EN ŒUVRE	33
II.4	SOURCES DE DONNÉES SUR LES OBSTACLES	33
II.5	EXIGENCES DES PROCÉDURES DE DÉPART MOTEUR EN PANNE	35
II.5.1	Critères de départ tous les moteurs en marche (AEO) par rapport aux critères moteur en panne	35
II.6	Procédures de départ moteur en panne (PDMP)	36
II.6.1	Transition vers l'aéroport de destination ou un autre aérodrome convenable	37
II.6.2	MÉTHODES D'ANALYSE	38
II.7	Facteurs relatifs à la conception des PDMP :	39
II.8	Tolérances de vol	39
II.8.1	Erreur technique de vol et guidage en vol	39
II.8.2	Tolérances de pilotage	40
II.9	Élaboration de PDMP pour des aérodromes particuliers	40
II.10	FIN DE LA PHASE DE DÉCOLLAGE	41
II.10.1	Fin de la trajectoire de vol au décollage	41
II.10.2	Transition vers l'aéroport de destination ou un autre aérodrome convenable	42
II.11	Méthode d'analyse de zone	42
II.11.1	Méthode d'analyse de la route de l'avion	43
II.11.2	Couloir en air calme de la FAA	43
II.12	Allocation pour le guidage de trajectoire au sol	44
II.12.1	Facteurs relatifs aux systèmes de navigation embarqués	44
II.13	Allocation pour le guidage de trajectoire visuel	45
II.14	ANALYSE DES VIRAGES	45
II.14.1	Angle d'inclinaison	46
II.14.2	Hauteur minimale pour amorcer les virages	47
II.14.3	Accélération dans les virages	48
II.14.4	Facteurs supplémentaires relatifs aux départs avec virages	49
II.15	FACTEURS SUPPLÉMENTAIRES	49
II.15.1	Données de l'AFM	49
II.15.2	Altitudes des segments d'accélération (passage en configuration lisse)	50
II.15.3	Profils verticaux de trajectoire de vol	51
II.15.4	Vols de validation	54

II.15.5	Hauteur-écran d'une piste mouillée ou contaminée	55
II.15.6	Performance de montée améliorée	55
II.16	INFORMATION REQUISE POUR LE PILOTE	56
II.16.1	Coordination et promulgation	56
II.16.2	Information requise pour le personnel navigant	56
II.16.3	Exposés au personnel navigant	57
II.16.4	Exposé avant décollage	57

Chapitre III Présentation de l'aérodrome

III.1	Historique	60
III.2	DAAV A DONNEES GEOGRAPHIQUES ET ADMINISTRATIVES RELATIVES A L'AERODROME	61
III.3	HEURES DE FONCTIONNEMENT	62
III.4	DAAV A AIRES DE TRAFIC, VOIES DE CIRCULATION ET EMBLEMES DE VERIFICATION	63
III.5	DAAV A SYSTEME DE GUIDAGE ET DE CONTRÔLE DES MOUVEMENTS A LA SURFACE ET BALISAGE	64
III.6	DAAVA OBSTACLES D'AERODROME	65
III.7	DAAV RENSEIGNEMENTS METEOROLOGIQUES FOURNIS	67
III.8	DAAV AD CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES PISTES	68
III.9	DAAV DISTANCES DECLAREES	69
III.10	DAAV ESPACE AERIENATS	70
III.11	DAAV INSTALLATIONS DE TELECOMMUNICATION DES SERVICES DE LA CIRCULATION AERIENNE	71
III.12	DAAV AIDES DE RADIONAVIGATION ET D'ATTERRISSAGE	72
III.12.1	Carte d'approche de l'aérodrome	73

Chapitre IV Conception De La Procédure

IV.1	Introduction	77
IV.2	Conception de la procédure	77
IV.2.1	Détermination de la température de référence	77
IV.2.2	Analyse de terrain topographique	78
IV.2.3	Etudes des obstacles	78
a.	DAAV- OBSTACLES D'AERODROME	78
b.	DAAV-OBSTACLES TOPOGRAPHIQUE	78
IV.2.4	RANWAY ANALYSIS MANUAL B737-800WSFP	79
IV.2.5	Choix de virage	80
IV.2.6	Fiche de limitation (27K)	80
IV.2.7	Runway Analysis Manual	80
a.	Tableau de Ranway Analysis Manual	81
b.	Information Sur la Partie Supérieure	82
c.	Information De la Partie Inférieure	83
IV.2.8	Détermination de la masse de décollage	84
a.	Calcul de la masse de décollage	85
IV.2.9	Détermination des vitesses associées au décollage	85

a.	Calcule des vitesses associés	86
IV.2.10	Détermination des rayon des virages	87
a.	Angle de virage	87
b.	Calcule de rayon de virages	87
c.	Types de virages	87
d.	Calcules de TAS (true air speed)	87
e.	Calcule rayon de Virage Nominal sans panne de moteur, (coordinated turn)	88
f.	Calcule de rayon de Virage avec panne de moteur à gauche INTO, (in coordinated turnin to failed engine)	90
g.	Calcule de rayon de Virage avec panne de moteur à gauche A WAY (in coordinated turn a way from failed engine)	91
h.	CORRECTION DU VENT	91
IV.3	Conclusion	92
	Conclusion générale	
	REFERENCES	

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

	page
Schéma 1.1- Organigramme de l'organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne	13
Schéma 1.2- Organigramme de l'organisation générale de la Direction Exploitation	14
Figure 1.3- Dimensions du B737/800	26
Figure 2.1- Profil de hauteur minimale d'accélération(Réf. : Fig.8.1.1, CAAP 235-4(0))	54
Figure 2.2- Profil d'altitude maximale de mise en palier (Réf. :Fig. 8.1.1, CAAP 235-4(0))	55
Figure 2.3- Profil de second segment prolongé(Réf. : Fig. 8.1.1, CAAP 235-4(0))	55
Figure 3.1- carte de piste de l'aérodrome de Jijel DAAV	70
Figure 3.2 –carte d'approche de l'aérodrome de Jijel DAAV	73
Figure 4.1- carte topographique de Jijel	79
Figure 4.2- Radius of Turn Chart-Coordinated turn for B737-800.	
Figure 4.3- Radius of Turn Chart- Uncoordinated Turn Into Field Engine For B737-800.	
Figure 4.4- Radius of Turn Chart—Uncoordinated Turn Away from Failed Engine for B737-800.	91

Tableaux

Tableau 1.1- Immatriculation des B737/800 de TAL	15
Tableau 1.2- Immatriculation des Bombardier DASH 8-Q400	15
Tableau 1.3- Immatriculation des Bombardier DASH 8-Q200	15
Tableau 1.4- Immatriculation des Beech craft 1900D	16
Tableau 1.5- Immatriculation des Cessna 208G/C	16
Tableau 1.6- Immatriculation des Pilatus PC6	16
Tableau 1.7- Description générale du B737/800	22
Tableau 1.8- Dimensions du B737/800	25
Tableau 1.9- Performance du B737/800	27
Tableau 2.1- Angles d'inclinaison maximums	46
Tableau 2.2- Ajustements de l'angle d'inclinaison	47
Tableau 4.1- RANWAYANALYSIS MANUAL B737-800WSFP	79

INTRODUCTION

Lors de calcul des performances au décollage notamment pour les aéroports non dotés des procédures Standard aux Instruments SID (Standard Instrument Departure), le cas de panne moteur doit être envisagé par les spécialistes des études opérationnelles des compagnies aériennes.

Malgré l'existence des procédures génériques des procédures panne Moteur (One Engine Out Procédure), une procédure spécifique de compagnie qui tiendra en compte les spécifications de l'avion ainsi que le terrain s'avère nécessaire.

Le but de notre projet est d'élaborer une procédure de panne moteur au décollage spécifique au type d'avion B737-800 exploité par Tassili Airlines.

Pour le réaliser nous avons choisi l'aéroport de Jijel comme exemple avec le B737-800 de Tassili Airlines.

Le mémoire est organisé en quatre chapitres comme suit :

- Chapitre I : Présentation de la compagnie Tassili Airlines.
- Chapitre II : Les exigences réglementaire.
- Chapitre III : consacré à la présentation de l'aérodrome de Jijel.
- Chapitre IV : présente la conception de la procédure.

Chapitre I
Présentation de la compagnie
TASSILI AIRLINES

Chapitre I

Présentation de la compagnie TASSILI AIRLINES

I. Présentation de la compagnie

TASSILI AIRLINES est une compagnie aérienne parapétrolière, sous l'action de l'entreprise SONATRACH, elle assure les services du Travail Aérien ainsi que le transport du personnel SONATRACH et ses partenaires des sociétés étrangères.

I.1 Historique

Tassili Airlines a été créée le 30 mars 1998, à l'origine il s'agissait d'une joint-venture entre le groupe pétrolier algérien SONATRACH (51% du capital social) et la compagnie aérienne Air Algérie (49% du capital social).

Sa mission était de réaliser des services aériens dédiés aux sociétés pétrolières et parapétrolières en Algérie.

En avril 2005, le groupe SONATRACH a racheté les parts que détenait Air Algérie pour en faire une filiale à part entière, pour arriver à la création d'une Société de transport aérien pour la prise en charge de la relève pétrolière et parapétrolière dans les meilleures conditions de sécurité, ponctualité, qualité, flexibilité et confort.

I.2 IOSA

Tassili Airlines s'est inscrite volontairement dans le programme IOSA (IATA Operational Safety Audit) en vue de rehausser le niveau de sécurité de ses activités.

I.3 Structure de l'organisation

La compagnie aérienne TASSILI AIRLINES englobe quatre départements généraux qui sont:

- ❖ S/Direction Qualité;
- ❖ S/Direction d'Informatique et Télécommunications;
- ❖ Bureau Sûreté Aérienne;
- ❖ Bureau Sécurité des vols.

Ainsi que six directions qui sont les suivantes:

- ❖ Direction Etudes Planification ;
- ❖ Direction des Ressources Humaines;
- ❖ Direction Finances et Comptabilité;
- ❖ Direction Commerciale;
- ❖ Direction Technique ;
- ❖ Direction Exploitation.

Le tout étant sous le patronat du Président Directeur Général (voir l'organigramme de l'organisation de la compagnie).

I.3.1 Organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne TAL

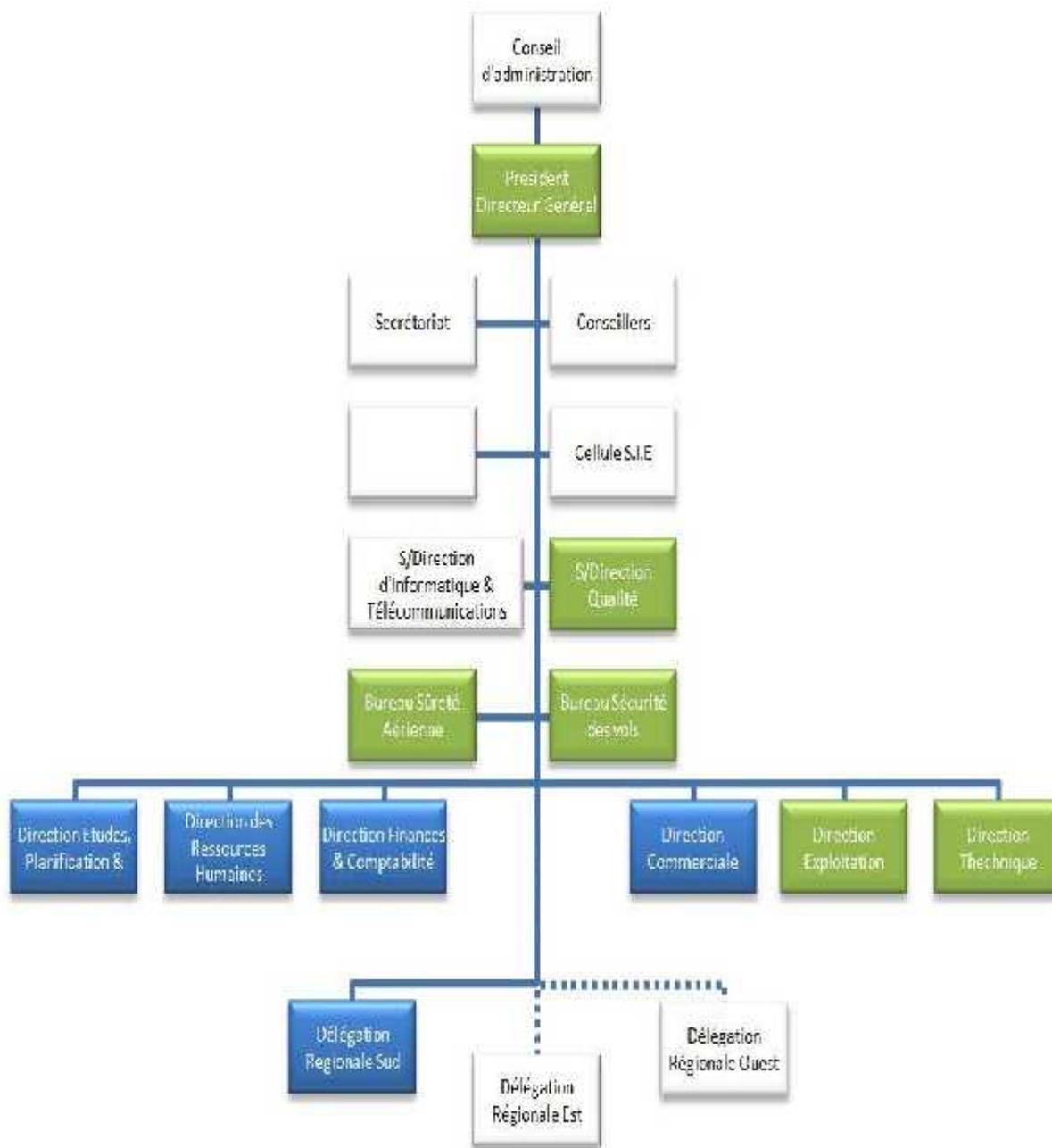


Schéma 1.1- Organigramme de l'organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne

I.3.2 Organisation générale de la Direction Exploitation

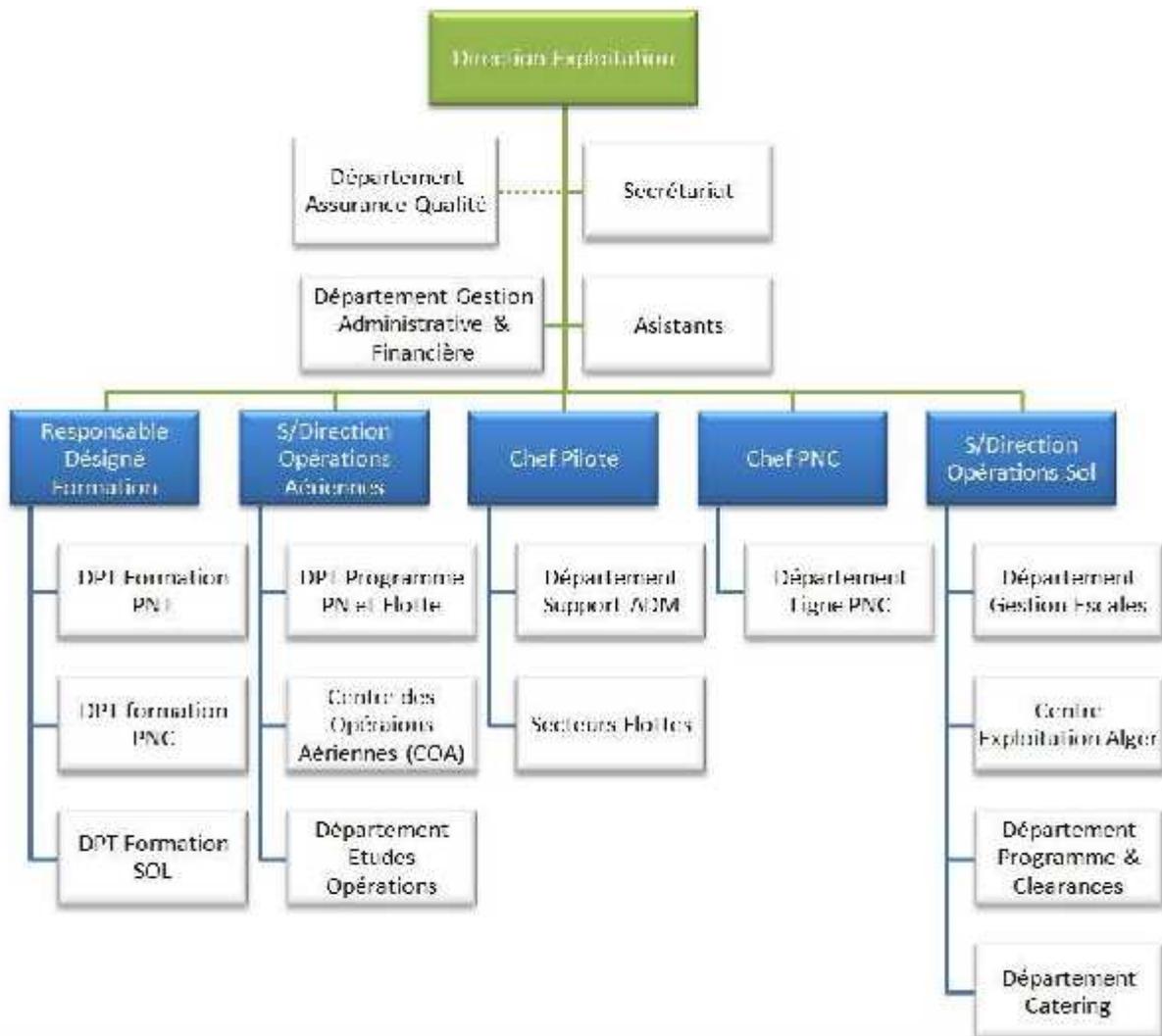


Schéma 1.2- Organigramme de l'organisation générale de la Direction Exploitation

I.4 La flotte exploitée par la compagnie aérienne

I.4.1 Boeing B737-800

Tableau 1.1- Immatriculation des B737/800 de TAL

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCA	155	5000km	900 km/h
7T-VCB			
7T-VCC			
7T-VCD			

I.4.2 Bombardier DASH 8-Q400

Tableau 1.2- Immatriculation des Bombardier DASH 8-Q400

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCA	74	2415km	667 km/h
7T-VCB			
7T-VCN			
7T-VCO			

I.4.3 Bombardier DASH 8-Q200

Tableau 1.3- Immatriculation des Bombardier DASH 8-Q200

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCP	37	1802km	537 km/h
7T-VCQ			
7T-VCR			
7T-VCS			

I.4.4 Beech craft 1900D

Tableau 1.4- Immatriculation des Beech craft 1900D

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VIO	18	2000km	480 km/h
7T-VIP			
7T-VIQ			

I.4.5 Cessna 208G/C

Tableau 1.5- Immatriculation des Cessna 208G/C

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-VIG	09	05h00	280 km/h
7T-VII			
7T-VIL			
7T-VIM			

I.4.6 Pilatus PC6

Tableau 1.5- Immatriculation des Pilatus PC6

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-VCG	07	07h40	220 km/h
7T-VCH			
7T-VCI			
7T-VCJ			
7T-VCK			

I.4.7 Bell 206LR

Tableau 1.7- Immatriculation des Bell 206LR

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-WUE	05	03h00	200 km/h
7T-WUF			
7T-WUH			
7T-WUJ			
7T-WUK			
7T-WUL			
7T-WUM			

I.5 Activité

- ❖ Charters pour la SONATRACH et ses filiales (Groupement sou Associations inclus)
- ❖ Mises à disposition permanente (hélicoptères, Beechcraft et STOL)
- ❖ EVASAN/Évacuations Sanitaires (en moyenne 2 par mois en Beechcraft)
- ❖ Vols à la demande (travail aérien, taxi aérien, VIP ou sensibles)
- ❖ Navettes SUD quotidiennes (depuis avril 2119) au départ d'Alger.

I.6 Partenariats

- ❖ Tassili Airlines entretient un partenariat avec Air Algérie à travers des conventions D'assistance:
 - ❖ Maintenance
 - ❖ Assistance au Sol
 - ❖ Assistance Technique
 - ❖ Catering.
- ❖ Contacts avec plusieurs entités en vue de développer des partenariats durables (compagnies aériennes, hôtels, aéroports).

II. Présentation d'avion étudié

II.1 Présentation du constructeur Boeing

Boeing (nom officiel en anglais The Boeing Company) est l'un des plus grands constructeurs aéronautiques et aérospatiaux au monde. Son siège social est situé à Chicago, dans l'Illinois. Ses deux plus grandes usines sont situées à Wichita au Kansas et à Everett, près de Seattle. Cet avionneur s'est spécialisé dans la conception d'avions civils, mais également dans l'aéronautique militaire, les hélicoptères ainsi que dans les satellites et les fusées avec sa division Boeing Integrated Defense Systems.

II.1.1 Historique de la compagnie

La compagnie est née le 15 juillet 1916 grâce à ses deux pères William E. Boeing et George Conrad Westger, baptisée «B&W». Peu après, son nom deviendra «Pacific Aero Products», et enfin «Boeing Airplane Company».

En 1917, avec l'entrée en guerre des États-Unis, la Navy commanda 50 hydravions d'entraînement Model C, la première commande de Boeing. En 1923 Boeing fabriqua un avion de transport postal le Model 40. En 1927 elle remporta un contrat pour assurer la liaison aéropostale San Francisco-Chicago.

Boeing créa alors «Boeing Air Transport» pour s'occuper de ses activités de transports aériens. Pendant la première année, près de 2000 passagers furent transportés et on entreprit alors de créer des avions spécialement étudiés pour le transport des passagers, c'est ainsi que le Model 80 fut lancé. Dans les années qui suivirent, Boeing se mit à acquérir de nombreuses entreprises de fabrication d'avions, de moteurs, des compagnies aériennes et en 1929, Boeing changea son nom en United Aircraft and Transport Corporation.

En 1934, Boeing est devenu une grande entreprise fabriquant des avions, des moteurs, transportant le courrier postal, s'occupant des aéroports et assurant de nombreuses lignes aériennes. Mais, sous la pression d'une loi anti-trust interdisant aux constructeurs d'exploiter des lignes aériennes, ses créateurs vendent leurs participations et «United Aircraft and Transport» est scindée en trois entités:

- ❖ United Airlines responsable du transport aérien;
- ❖ United Aircraft responsable de la fabrication dans l'Est du pays;
- ❖ Boeing Airplane Company responsable de la fabrication dans l'Ouest du pays.

Peu après, un accord avec la compagnie aérienne Pan American World Airways fut signé, pour développer et produire un hydravion commercial capable de transporter des passagers sur les routes transatlantiques. Le Boeing 314 Clipperfit son premier vol en juin 1938. C'était le plus gros avion civil de son temps, il pouvait transporter 90 passagers sur les vols de jour et 40 passagers sur les vols de nuit. Un an après, la première ligne commerciale des États-Unis au Royaume-Uni fut inaugurée. D'autres routes aériennes furent ouvertes qui exploitaient le Boeing 314.

En 1938, Boeing mit en service le 307 Stratoliner; c'était le premier avion de transport à cabine pressurisée; il était capable de voler à une altitude de croisière de 20000 pieds, donc au-dessus de la plupart des perturbations météorologiques. Ce qui fait de lui l'avion le plus résistant de la flotte Boeing.

Pendant la Seconde Guerre Mondiale, Boeing construisit un grand nombre de bombardiers B-17 et B-29. Beaucoup de travailleurs étaient des femmes dont les maris étaient partis à la guerre.

Quelques Chiffres:

Ses effectifs au 28 avril 2010 s'élèvent à 064495 personnes, répartis à travers le monde. Son chiffre d'affaires est de 68,595 milliards US\$(2010é).

II.1.2 Types d'aéronefs produits

a. Famille737

Le Boeing737 est un avion de ligne construit depuis 0965. Le737 est un avion régional ou moyen-courrier. Il s'agit d'un biréacteur. Il effectua son premier vol le 9 avril 0967.

C'était, en 2014, l'avion le plus vendu au monde, avec un total de plus de 0211 Boeing 737 de troisième génération vendus dans le monde entier, et plus de 4311 au total.

Variantes:

Il existe 9 modèles du 737 répartis en trois générations. Les modèles *originaux* sont les 737-011 et 211. Les *classiques* sont le 737-311, le 737-411 et le 737-511. Enfin la *Nouvelle Génération* comporte le 737-611, le 737-711, le 737-811 et le 737-911.

737-100: Première génération, motorisée par des réacteurs Pratt & Whitney JT8D (0044 ont été produits). L'avion partage 61% de sa cellule avec le Boeing 727, y compris les moteurs de même type (3 sur le B727); tout ceci dans le but de limiter les coûts de recherche et de production. Il a été lancé par la compagnie Lufthansa en 0964 et entra en service en 0968. Un total de 31 appareils a été construit et livré.

737-200: Cette version est une extension du 737-011 ciblant le marché des USA. United Airlines en est le premier acquéreur. Il est lancé en 0965 et entre en service en 0968. Il est ensuite mis à jour en tant que 737-211 Advanced qui devient la version standard de production.

737-300, 400 et 500: Deuxième génération «classique» (conception début des années 0981) équipée de réacteurs CFM56-3 plus modernes et plus économiques (0991 exemplaire ont été produits).

737-600, 700, 800 et 900: Nouvelle génération (737NG) équipée de réacteurs CFM56-7 et d'un cockpit ultra-moderne entièrement numérique. Déjà plus de 0211 appareils de cette génération ont été produits.

b. Famille 747

Le Boeing 747 est construit depuis 0968. Doté de quatre turboréacteurs, il offre une capacité maximale d'environ 551 passagers, grâce à une configuration à double pont partielle.

Dans une configuration courante avec plusieurs classes, il peut accueillir 381 passagers. Les 747 voles à vitesse subsonique (environ Mach 1.85, soit 902 km/h) pour un rayon d'action inter continental (03451 km pour la version 747-411), qui lui permet dans certaines configurations d'effectuer le trajet New York–Tokyo sans escale. En avril 2116, 0431 exemplaires avaient été commandés, toutes versions confondues.

c. Famille 757

Le Boeing 757 est un avion de ligne moyen-courrier qui prit le sairs pour la première fois le 19 février 1982. Il était destiné à remplacer le 727. Comme la plupart des avions Boeing, il possède deux réacteurs Pratt&Whitney PW2043 ou RollsRoyceRB211-535E4B

La production de cet avion a pris fin le 28 novembre 2005, le dernier avion étant livré à Shanghai Airlines.

Il existe quatre modèles de Boeing 757: **757-200**, **757PF**, **757-200combi**, **757-300** et le **757-200ER**.

d. Famille767

Le767 est un avion long-courrier. Il s'agit d'un biréacteur. Il effectua son premier vol le 26 septembre 1980.

Il existe différents modèles dont: **767-200**, **767-200ER**, **767-300**, **767-300ER** et le **767-400ER**.

e. Famille 777

Le Boeing 777 est un avion long-courrier biréacteur. Son premier vol eu lieu le 02 juin 1994. Concurrentdel'AirbusA341, de l'Airbus A331 pour les plus petits modèle set du futur Airbus A351, le Boeing 777 compte parmi les avions de ligne ayant la plus grande capacité d'accueil de passagers avec 551 places pour les modèles B777-311ER en version mono classe. Il se place ainsi juste derrière l'A381 et le Boeing 747.

f. Famille 787 Dreamliner

Le Boeing 787, également connu par son surnom Dreamliner, est un avion long-courrier dont la première livraison a eu lieu de 26 septembre 2011 à la compagnie All Nippon Airways.

Cet avion transportera entre 210 et 330 passagers selon les versions et configurations, et doit être plus économe en carburant: d'après les spécifications initiales de Boeing, une consommation inférieure de 20% à celle d'un Airbus A330 ou d'un Boeing 777.

II.2 Présentation détaillée du 737-800:

II.2.1 Description générale Voir le «Tableau2.4»

Manufacturer	BOEING
Model	737-800 W
Type	Twin-Engine Jet Transport
Wing span	35.79 m
Total length	39.50 m
Maximum number of passenger	155
Maximum Taxi Weight	79242 Kg
Max Take-Off Weight	79015 kg
Max Landing Weight	65317 kg
Max Zero Fuel Weight	62731 kg
Maximum operating altitude	41000 ft

II.2.2 Le Boeing 737

C'est un avion de ligne construit par la société Boeing depuis 1965. Il s'agit d'un biréacteur (deux moteurs, un sous chaque aile) court à moyen-courrier. Il a effectué son premier vol le 9 avril 1967.

C'est, en 2009, l'avion de ligne le plus vendu au monde, avec un total de plus de 1 200 de troisième génération vendus dans le monde entier, et plus de 6 000 construits au total en 2009.

II.2.3 Le B737-800 avec winglets:

Le 737-800 avion est également livré avec winglets. Configurations intérieures sont similaires aux modèles d'avion de base. Comme les avions BBJ, les ailettes assurent l'amélioration des capacités de performance de croisière. Ailettes sont installées sur des avions 737-800 comme une option de transport aérien après-marché. Les données pour cet avion est inclus pour informations sur les dimensions seulement.

II.2.4 moteurs

Le 737-800 avion sont équipés avec des dérivés avancées du 737-300 , -400 , -500 et moteurs . Ces moteurs (CFM56- 7) génèrent plus de poussée et présentent des caractéristiques de bruit qui sont en dessous des normes de bruit en vigueur.

II.2.5 Cabine passagers Intérieurs

Les premières 737 étaient équipés de type hatrack coffres à bagages . Les modèles postérieurs ont été équipés d'un intérieur "wide-bodylook" qui intègre des bacs de rangement dans les panneaux latéraux et le plafond pour simuler un intérieur de superjet . Configurations plus récentes comprennent des compartiments de fourre tout et l'intérieur de la technologie de pointe . Ces intérieurs fournissent plus de rangement au-dessus des sièges passagers .

II.2.6 Escaliers escamotables intégrés

Escaliers escamotables en option permettent le chargement et le déchargement des passagers dans les aéroports où il n'y a pas de ponts ou des escaliers chargement . Les escaliers escamotables avant sont montés sous le plancher de la cabine juste en dessous de la porte d'entrée vers l'avant . Les escalier arrière sont montées sur une porte d' entrée à l'arrière spéciale et sont déployées lorsque la porte est ouverte . L'option escalier arrière est disponible uniquement sur les 737-100 et 737-200 avions .

II.2.7 Auxiliaires de réservoirs de carburant

Réservoirs auxiliaires de carburant en option installés dans les compartiments de fret inférieurs, offrent une capacité de gamme supplémentaire . Bien que cette option augmente la plage , il diminue la charge utile.

Tableau 2.4- Fiche technique du B737/800

Capacité Réservoirs	
Litres	26.022
Kilogrammes	20.894

II.2.8 Dimensions Voir «figure 2.2 dimension de B737/800»

Tableau 2.5- Dimensions du B737/800

Dimensions	
Longueur	40m
Longueur du fuselage	30m
Envergure	34m
Hauteur	12.5m
Largeur cabine	4m
Hauteur cabine	2m
Volume bagage	45m³
Envergure Stabile	14.35M

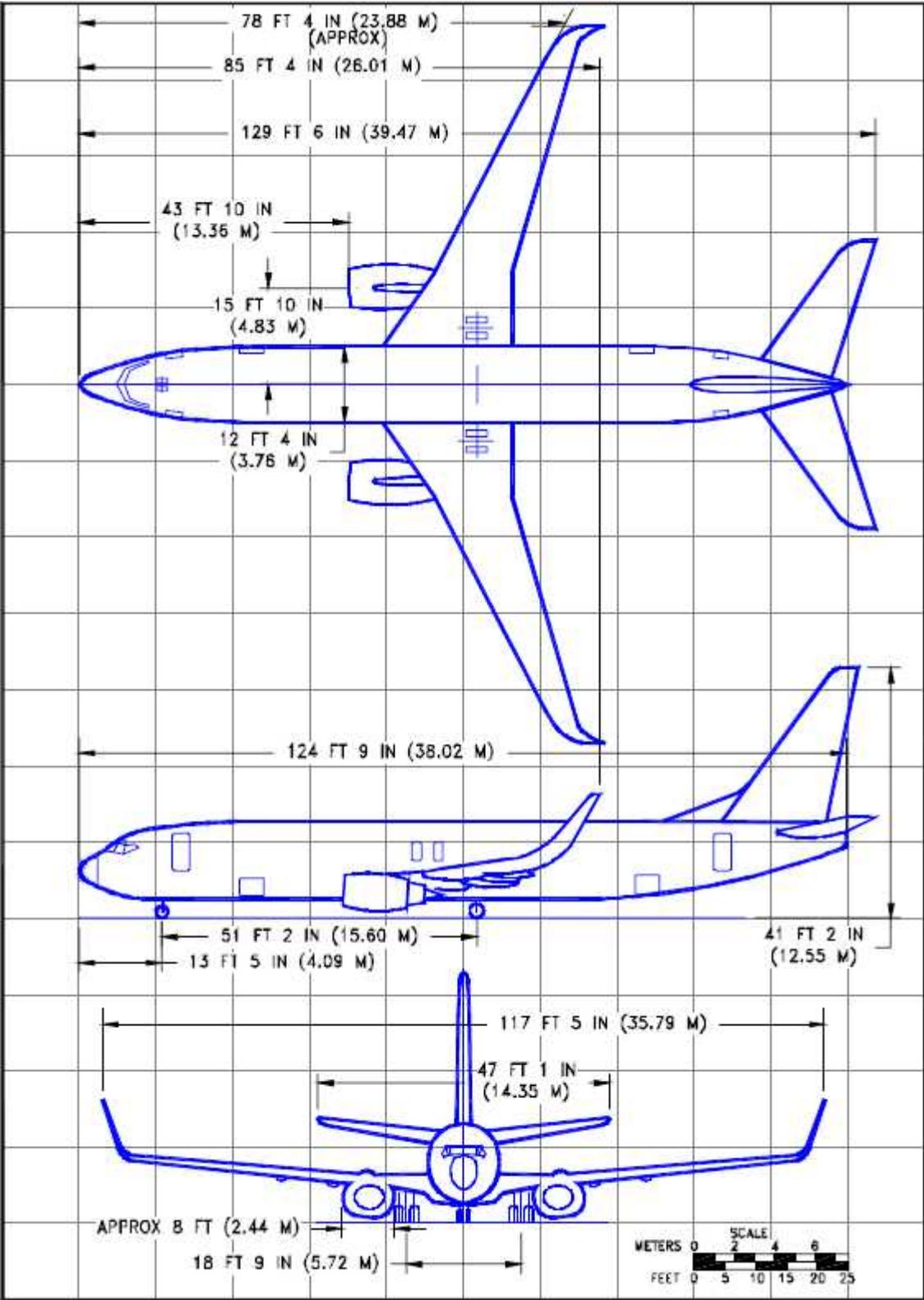


Figure.1.3- Dimensions du B737/800

II.2.9 Performances Voir «Tableau 2.6»

Performan	
Plafond	12497m
Vitesse de croisière	874
Vitesse max	0.79KT
Moteur	CF 56-
Poussémaxi	121.4kN
Distance de décollage enISA au niveau de la	2494
Rayond'actionpleinecharge	3,265NM

II.2.10 caractéristiques générales : Voir «Tableau 2.7»

CHARACTERISTICS	UNITS	MODEL 737-800, -800 WITH		
MAXDESIGN TAXI WEIGHT	POUNDS	156,000	173,000	174,900
	KILOGRAMS	70,760	78,471	79,333
MAXDESIGN TAKEOFF WEIGHT	POUNDS	155,500	172,500	174,200
	KILOGRAMS	70,534	78,245	79,016
MAXDESIGN LANDING WEIGHT	POUNDS	144,000	144,000	146,300
	KILOGRAMS	65,317	65,317	66,361
MAXDESIGN ZERO FUEL WEIGHT	POUNDS	136,000	136,000	138,300
	KILOGRAMS	61,689	61,689	62,732
OPERATING EMPTY WEIGHT (1)	POUNDS	91,300	91,300	91,300
	KILOGRAMS	41,413	41,413	41,413
MAX STRUCTUR	POUNDS	44,700	44,700	47,000
	KILOGRAMS	20,276	20,276	21,319
SEATING CAPACITY (1)	TWO-CLASS	160	160	160
	ALL-	184	184	184
MAX CARGO - LOWER DECK	CUBIC FEET	1555	1555	1555
	CUBICMETE	44.1	44.1	44.1
USABLEFUEL	USGALLONS	6875	6875	6875
	LITERS	26,022	26,022	26,022

Chapitre II
LES EXIGENCES
REGLEMENTAIRES

Chapitre II

LES EXIGENCES REGLEMENTAIRES

II.1 Introduction

La présente circulaire d'information (CI) vise à fournir des renseignements et des conseils. Elle peut décrire un moyen acceptable, parmi d'autres, de démontrer la conformité à la réglementation et aux normes en vigueur. Elle ne peut en elle-même ni modifier, ni créer une exigence réglementaire, ni peut-elle autoriser de changements ou de dérogations aux exigences réglementaires, ni établir de normes minimales.

II.2 CONTEXTE

- la limitation de la masse de l'avion pour assurer le franchissement vertical et horizontal des obstacles le long de la trajectoire nette de décollage. Les critères sont essentiellement identiques. De plus, pour les décollages RVR 1200 et 600, prescrivent de satisfaire aux critères de franchissement d'obstacles lors de décollages sous les visibilités des règles de vol aux instruments (IFR) minimales normales.
- Les exigences des règlements relatifs au franchissement d'obstacles vertical sont bien précisées dans les normes de certification des aéronefs (navigabilité) et sont à la base de l'information sur la performance relative au franchissement d'obstacles publiée dans le manuel de vol de l'aéronef (AFM). Les exigences relatives au franchissement d'obstacles horizontal ne sont pas définies dans les normes de certification des aéronefs, mais sont prescrites dans les règlements d'exploitation.

- l'avion doit franchir tous les obstacles le long de la trajectoire nette de décollage avec une marge d'au moins 35 pieds à la verticale ou d'au moins 200 pieds à l'horizontale à l'intérieur des limites de l'aérodrome et d'au moins 300 pieds à l'horizontale à l'extérieur de ces limites. Les règlements de la FAA relatifs à la limite de masse au décollage présentent des critères de franchissement d'obstacles similaires. La présente CI propose deux méthodes d'analyse de base visant à assurer les marges d'avec les obstacles : la méthode d'analyse de zone et la méthode d'analyse de la trajectoire de vol.
- Un examen des plans et pratiques de divers exploitants aériens a relevé des incohérences et des erreurs de compréhension dans les analyses et critères nécessaires au respect de la réglementation.
- Des conseils relatifs à ces dispositions réglementaires ont été offerts dans des circulaires d'information de l'aviation commerciale et d'affaires (CIAC), dans des circulaires d'information aux transporteurs aériens (CITA), *Performances des avions*. La présente C la pour objet de faire le point sur l'interprétation à donner à ces dispositions réglementaires et de fournir un moyen acceptable de se conformer aux articles ainsi qu'aux normes de la partie VII relatives au franchissement d'obstacles avec moteur en panne au cours de décollages par faible visibilité.
- La circulaire d'information, Airport Obstacle Analysis, propose une méthode acceptable d'analyse des obstacles pour assurer la conformité aux règlements de la FAA, notamment les 14 CFR§ 121.180 et 135.379. TCAC a élaboré la présente CI en s'inspirant de l'AC de la FAA en raison de la similitude des critères des règlements de la Federal Aviation Regulation (FAR) relatifs au franchissement d'obstacles.
- La présente CI donne des renseignements et présente des critères acceptables pour établir des marges sécuritaires de franchissement d'obstacles le long de la trajectoire de vol au décollage moteur en panne et pour tenir compte des facteurs pouvant provoquer un écart entre la trajectoire de vol réelle et la trajectoire de vol

prévue. La présente CI fournit aussi des conseils visant à aider l'exploitant aérien à élaborer des procédures d'approche interrompue moteur en panne pour le franchissement d'obstacles.

- La présente CI s'applique aux avions répondant aux exigences de performance équivalentes à celles de la certification dans la catégorie transport ou navette. On pourra utiliser, dans le cas des avions répondant à d'autres exigences de performance, des critères et des méthodes équivalentes à celles exposées dans la présente CI, pourvu qu'ils tiennent bien compte des performances spécifiées dans leur AFM.
- Les méthodes et lignes directrices exposées dans la présente CI ne sont pas obligatoires et ne constituent pas le seul moyen acceptable de se conformer aux exigences réglementaires. Les exploitants aériens peuvent avoir recours à d'autres méthodes s'il est démontré que ces méthodes offrent le niveau de sécurité nécessaire et que TCAC les juge acceptables.
- La présente CI ne prétend pas constituer la seule base pour établir si un programme d'analyse des obstacles répond au but visé par la réglementation. Cependant, les méthodes et les lignes directrices exposées dans la présente CI sont tirées de la très grande expérience acquise par TCAC, par la FAA et par l'industrie, et TCAC les juge acceptables lorsqu'elles sont utilisées à bon escient.
- L'emploi des verbes « devoir » et « falloir » dans leurs différentes formes ne s'applique qu'aux personnes cherchant à montrer qu'elles respectent une règle spécifique en ayant recours à une méthode exposée dans la présente CI sans s'en écarter d'aucune façon.

II.3 MISE EN ŒUVRE

- Les lignes directrices contenues dans la présente CI s'appliquent aux procédures moteur en panne déjà en vigueur comme aux nouvelles. Les lignes directrices proposées dans la présente CI peuvent contenir des critères dont les procédures moteur en panne déjà en vigueur ne tiennent pas compte. TCAC recommande donc aux exploitants aériens d'examiner les procédures moteur en panne en vigueur et d'élaborer un plan de mise en œuvre des lignes directrices de la présente CI, dans lequel sera précisé les étapes de son organisation et de sa mise en place.
- L'établissement d'un service à un nouvel emplacement d'aérodrome ou la mise au point de nouvelles données ou de données révisées sur les obstacles d'un aéroport/aérodrome présentent des occasions de mise en œuvre. TCAC s'attend à ce que les exploitants aériens utilisent les données disponibles les plus complètes pour l'analyse des obstacles des Aérodomes, révisent en permanence ces données et aient recours à de meilleures données dès qu'elles sont disponibles. Il faut placer en tête des priorités les aéroports présentant un relief ou des obstacles critiques. TCAC incite fortement les exploitants aériens à examiner ou analyser de nouveau les aérodomes présentant un relief ou des obstacles critiques à la lumière des lignes directrices données dans la présente CI, dans les deux ans des a date de publication.

II.4 SOURCES DE DONNÉES SUR LES OBSTACLES

- On s'attend à ce que les exploitants aériens utilisent les données disponibles les plus complètes, les plus récentes et les plus précises sur les obstacles d'un aérodomes en particulier, au moment de l'analyse. Il n'est pas nécessaire que TCAC approuve spécifiquement les sources des données.
- Les sources les plus courantes de données sur les obstacles sont les relevés d'obstacles et les cartes des obstacles des aéroports de type A de l'OACI. Ces cartes signalent d'ordinaire les obstacles rapprochés dans les limites de l'aéroport, mais elles aussi peuvent signaler des obstacles situés dans un rayon de dix milles de l'aéroport en région montagneuse. Les exploitants aériens doivent savoir que les cartes de type A de l'OACI ou toute autre source Unique de données peuvent ne pas

contenir tous les renseignements pertinents nécessaires pour effectuer une analyse de décollage. Il peut être nécessaire d'avoir recours à d'autres documents de référence et sources de données sur les obstacles du relief environnant.

- Voici une liste de sources possibles de données sur les obstacles que l'exploitant aérien pourra consulter:
 - AIRAC Canada;
 - Airport Characteristics Data Bank (ACDB), volumes 1 à 6;
 - AODB (Airport and Obstacle Database) de l'Association du transport aérien international (IATA).
 - Base de données des caractéristiques des aéroports de l'OACI;
 - Cartes d'approche de navigation des surface;
 - Cartes de type A/B/C de l'OACI;
 - Cartes Topographiques;
 - Digital Obstacle File de la FAA;
 - Données issues d'un modèle altimétrique numérique (MAN) ou d'une représentation matricielle numérisée (RMN);
 - Formulaire 5010-1 de la FAA – Airport Master Record;
 - Imagerie aérienne ou satellite courante;
 - Jeppesen –Obstacles Database and Airway Manuals;
 - Jeppesen – Lido Departure and Approach Charts; n) National Geodetic Survey (NGS) des États-Unis; o) Nav Canada;
 - NOTAM;
 - Obstruction Charts de la FAA (aéroports des États-Unis);
 - Procédures d'approche aux instruments publiées;
 - Procédures SID et de départ publiées;
 - Publications d'information aéronautique(AIP);
 - Relevé des approches effectuées par système de navigation de surface (ANA);
 - Relevés d'obstacles;
 - Société internationale de télécommunications aéronautiques (SITA);
 - www.AIRNAV.com ou www.gcr1.com/5010web.

II.5 EXIGENCES DES PROCÉDURES DE DÉPART MOTEUR EN PANNE

II.5.1 Critères de départ tous les moteurs en marche (AEO) par rapport aux critères moteur en panne

- Les procédures de départ normalisé aux instruments (SID) et les procédures de départ sont fondées sur la publication TP 308 – *Critères de construction des procédures aux instruments*. Le document constitue la base des procédures de départ. La FAA Order 8260.3B, United States Standard for Terminal Instrument Procedures (TERPS), contient des critères similaires à la circulaire d'information de la FAA AC; les critères de l'OACI se trouvent dans les *Procédures pour les services de navigation aérienne – Exploitation technique des aéronefs* (PANS-OPS) de l'OACI. Les exigences relatives au franchissement d'obstacles de ces normes sont fixées en fonction des opérations en route tous les AEO.

Note : Les exigences de franchissement d'obstacles moteur en panne (OEI) et les exigences tous les moteurs en marche d'un document TP 308 sont indépendants les uns des autres.

- Il n'est pas nécessaire que les Procédures de départ avec moteur en panne (PDMP) satisfassent aux critères ou exigences du document TP 308 ou à des critères ou exigences semblables. La conformité aux exigences de pente de montée tous les moteurs en marche du document TP 308 ne confirme pas nécessairement que les exigences de franchissement d'obstacles moteur en panne sont satisfaites. Le document TP308 utilise habituellement des pentes de montée tous les moteurs en marche jusqu'à une altitude spécifiée plutôt que les performances certifiées d'avion moteur en panne.
- Les procédures de départ du CAP ont été élaborées en présumant que l'aéronef conservera une pente de montée minimale de 200 pieds par mille nautique (NM) pendant l'ascension jusqu'à ce qu'il atteigne l'altitude IFR minimale pour les opérations en route. Une pente plus forte peut être publiée si nécessaire, auquel cas l'aéronef devra conserver cette pente jusqu'à une certaine altitude ou un certain repère, puis poursuivre sa montée à une pente minimale de 200 pieds par

NM jusqu'à atteindre l'altitude IFR minimale pour le vol normal. Pour les fins de l'analyse des performances relatives aux procédures élaborées en fonction du document TP 308 (TERPS ou PANS-OPS), il est entendu que toute exigence relative à la pente, publiée ou pas, sera considérée comme un plan ne pouvant être pénétré par le dessus jusqu'à ce que la hauteur indiquée soit atteinte plutôt qu'une pente devant être dépassée en tous points de la trajectoire.

- Les exploitants aériens doivent se conformer aux règlements et normes de la partie VII du RAC s'appliquant à l'élaboration des données de performance et procédures de décollage. Il existe des différences entre les critères du document TP 308 et les critères moteur en panne, notamment les exigences de franchissement d'obstacles latéral et vertical.

Note : Une panne de moteur au cours du décollage est une condition anormale. Elle a donc préséance sur les facteurs relatifs à l'atténuation du bruit, à la circulation aérienne, aux SID, aux procédures de départ et autres facteurs normaux des opérations.

- L'exploitant aérien doit veiller à ce que le commandant de bord soit conscient de son pouvoir de déclarer une urgence afin de déroger aux autorisations et instructions données par le contrôle de la circulation aérienne (ATC). Déclarer une urgence peut aider l'équipage de conduite à compenser la diminution des performances et la charge de travail accrue associées à la panne de moteur, en naviguant de manière à franchir les obstacles et/ou le relief.

II.6 Procédures de départ moteur en panne (PDMP)

Les PDMP sont publiées sous forme de routes spécifiques à suivre accompagnées des pentes de conception des procédures et de précisions sur les obstacles importants.

II.6.1 Transition vers l'aéroport de destination ou un autre aérodrome convenable

Au cas où l'avion ne peut retourner vers l'aérodrome de départ et y atterrir, la trajectoire de vol au décollage doit rejoindre un trajet en route approprié pour la destination prévue ou un autre aérodrome convenable. Il pourra être nécessaire de tenir compte du temps de vol prolongé et des exigences modifiées en carburant pour monter jusqu'à une trajectoire d'attente avec les pentes de montée réduites inhérentes aux virages effectués un moteur en panne.

II.6.2 MÉTHODES D'ANALYSE

- la trajectoire nette de décollage franchisse tous les obstacles par des marges verticales de 35 pieds et latérales de 200 pieds à l'intérieur des limites de l'aérodrome et latérales de 300 pieds à l'extérieur de ces limites.
- On publie d'ordinaire des PDMP pour chaque piste susceptible de servir à un départ aux instruments ou pour laquelle des SID sont publiées, et on établit des procédures de départ pour les diverses catégories d'aéronef utilisé. Il faut concevoir les PDMP de manière à respecter les SID normales dans la mesure du possible, afin de réduire la complexité au minimum et de veiller à ce que la trajectoire de vol de l'aéronef soit prévisible pour l'ATC.
- La différence essentielle entre les SID et les PDMP réside dans le fait que les SID indiquent les facteurs de performance minimale à respecter pour satisfaire aux exigences de départ tous les moteurs en marche, alors que les PDMP sont fondées sur les performances moteur en panne pour le franchissement d'obstacles.
- L'industrie désigne aussi les PDMP en anglais par les termes : engine out contingency procedures, engine out escape paths, engine out SIDs et emergency escape manoeuvres. Pour les fins de la présente CI, on utilisera le terme PDMP dans les lignes directrices relatives au décollage moteur en panne.

II.7 Facteurs relatifs à la conception des PDMP :

- Afin de pouvoir établir qu'un départ respecte les exigences de franchissement d'obstacles moteur en panne, l'exploitant aérien devra tenir compte du fait qu'une panne de moteur peut se produire en tout point de la trajectoire de vol de départ.
- La procédure la plus courante pour optimiser la masse au décollage lorsque des obstacles importants se trouvent sur la route normale de départ est d'avoir recours à une route spéciale de départ moteur en panne. S'il existe des procédures distinctes de départ moteur en panne, les obstacles le long de la trajectoire serviront à établir la masse maximale au décollage pour la piste.
- Il faut tenir compte de la possibilité qu'une panne de moteur se produise une fois franchi le point où la trajectoire moteur en panne s'écarte de la trajectoire normale de départ. Un choix judicieux de ce point simplifiera les procédures et facilitera l'analyse. On y parvient d'ordinaire en s'efforçant de conserver les deux trajectoires identiques sur la plus grande longueur possible.
- Dans certains cas, il pourra être nécessaire de disposer de deux trajectoires moteur en panne spéciales ou davantage afin de prévoir tous les scénarios possibles de panne de moteur.
- Lors de la conception des PDMP, il ne faut pas oublier que l'équipage sera peut-être aux prises avec une urgence liée à une panne moteur. Les PDMP doivent être simples. Dans la mesure du possible, les PDMP ne devraient pas trop s'éloigner des SID ou des procédures de départs publiés, et elles devraient garantir le franchissement d'obstacles et du relief malgré une panne moteur. Il faut éviter autant que possible des procédures complexes demandant plusieurs virages, des instructions conditionnelles, des limites de vitesse, la sélection et la syntonisation de moyens de radionavigation, etc.
- Il faut, au moment de la conception des PDMP, effectuer une évaluation du risque afin d'établir quels sont les éléments du départ présentant le plus de risques, ce qui peut comprendre le relief et les obstacles environnants, les limites des performances de l'aéronef, les phénomènes météorologiques, etc., et y porter une attention particulière. Le choix d'une trajectoire évitant des accidents importants du relief ou l'adoption d'une procédure d'attente permettant de monter à une altitude

en route sécuritaire sont des méthodes permettant de ramener à un niveau acceptable les risques des PDMP.

- L'analyse d'une panne de moteur après le décollage peut exiger l'utilisation de données pertinentes sur les performances s'ajoutant à celles indiquées dans l'AFM (rubrique 14.1 de la présente CI.)
- Il faut publier les exigences météorologiques minimales (vent, OAT, QNH, plafonds et visibilités minimums) pour les PDMP.
- Les PDMP devraient identifier ou décrire des obstacles ou un relief importants ou donner des renseignements à leur égard.
- La conception de la route des PDMP doit éviter l'espace aérien réglementé ou interdit.
- La conception des PDMP doit éviter le déclenchement d'alertes du système d'alarme et d'avertissement d'impact (TAWS) lorsque l'aéronef vole sur sa route dans les limites des tolérances spécifiées. Si on s'attend à des alertes TAWS, il faut informer le personnel navigant des endroits des PDMP où peuvent se produire des alertes TAWS et à quelles alertes TAWS spécifiques on peut s'attendre.

II.8 Tolérances de vol

Il faut s'assurer, pendant l'élaboration des procédures moteur en panne, qu'on puisse suivre la trajectoire de vol requise sans avoir à faire preuve d'un excès de précision.

II.8.1 Erreur technique de vol et guidage en vol

L'erreur technique de vol (FTE) désigne la précision avec laquelle l'aéronef est maîtrisée, telle que mesurée par la position indiquée de l'aéronef, par rapport à une position définie de la trajectoire de vol. La FTE concerne le guidage en vol donné au pilote. En général, la FTE s'améliore à mesure qu'augmentent les niveaux de guidage en volet d'automatisation utilisés. La FTE admissible des systèmes de Navigation de surface (RNAV) ou de positionnement mondiale (GPS) peut être une fonction de la phase de navigation de vol dans laquelle l'aéronef se trouve (région terminale, en route ou approche). Il faut consulter l'AFM pour connaître les valeurs particulières de FTE.

II.8.2 Tolérances de pilotage

- Il faut, pour la conception des procédures moteur en panne, tenir compte des valeurs de tolérance indiquées ci-après, peu importe le système de guidage en vol équipant l'aéronef. Les valeurs fournies ci-après s'inspirent du document, *Vérifications de compétence pilote et qualification de type d'aéronef – Guide de test en vol*.
- Cap : +/- 10 degrés;

Note : Il faut tenir compte d'un écart initial de cap de +/- 20 degrés au cours de l'événement de panne de moteur avant la stabilisation à une tolérance de +/- 10 degrés.

- De route : +/- 10 degrés ou écart de +/- ½ intervalle;

Nota : Lorsque la navigation est guidée par un système de navigation embarqué, il est nécessaire de pondérer l'écart en fonction de la phase de vol, tel qu'approche, région terminale ou en route.

- De route : +/- 5 degrés;
- Altitude : 100 pieds, sauf +100 et moins zéro pied à l'altitude minimale;
- Vitesse indiquée : 10 nœuds, sauf :
 - +10 et moins zéro nœuds en vitesse minimum de montée sécuritaire (V2);
 - +10/-5 nœuds au cours de l'approche, de l'atterrissage, d'un atterrissage interrompu ou d'une remise des gaz.

II.9 Élaboration de PDMP pour des aérodromes particuliers

- On peut diminuer la charge de travail du pilote et de l'ATC à un aérodrome particulier si l'ATC est informé à l'avance des procédures de départ moteur en panne publiées. On invite les exploitants aériens, lorsqu'ils élaborent des PDMP ou d'autres procédures, à rencontrer toutes les parties intéressées et tous les intervenants afin de discuter des exigences tous moteurs en marche Moteur en panne à un aérodrome particulier. Les parties intéressées peuvent comprendre, l'exploitant de l'aérodrome et les autres exploitants aériens.

- Les exploitants aériens doivent être prêts à envisager les substituts à leur proposition spécifique de procédures de départ qui tiennent compte des exigences tous les moteurs en marche et moteur en panne. Les exploitants aériens devraient tenter de s'entendre sur une piste standard moteur en panne et s'efforcer d'élaborer les PDMP et (ou) procédures de départ IFR correspondantes. Les exploitants aériens doivent comprendre que les changements apportés aux départs SID ou IFR peuvent entraîner la modification des minimums météorologiques ou de la longueur de la route de départ. En raison des différences dans les caractéristiques de performance des divers avions et des politiques d'exploitation des lignes aériennes, cet effort peut ne pas déboucher sur une normalisation complète des procédures, mais il y va de l'intérêt de toutes les parties de réduire le nombre de procédures spéciales.

II.10 FIN DE LA PHASE DE DÉCOLLAGE

II.10.1 Fin de la trajectoire de vol au décollage

- Les normes de certification des aéronefs définissent la fin de la trajectoire de vol au décollage comme se trouvant à 1 500 pieds au-dessus de la surface de décollage ou au point auquel la transition entre la configuration de décollage et la configuration en route est achevée, selon le point le plus élevé (rubrique 2.3 de la présente CI). Aux fins de l'analyse de franchissement d'obstacles au décollage, on jugera que la fin de la trajectoire de vol au décollage se produit lorsque :
 - L'avion a atteint l'altitude minimale spécifiée pour un repère ou l'altitude minimale en route (MEA) pour le trajet vers la destination prévue;
 - L'avion est en mesure de se conformer aux exigences de franchissement d'obstacles en route (articles 704.48, 705.58 et 705.59 du RAC);
 - L'avion a atteint l'altitude minimale de guidage ou un repère et une altitude à partir desquels on peut initier une approche, si les procédures d'urgence de l'exploitant aérien prévoient le retour immédiat à l'aérodrome de départ ou un

déroutement vers l'aérodrome de dégagement du ministère en cas de panne de moteur au cours du décollage.

II.10.2 Transition vers l'aéroport de destination ou un autre aérodrome convenable

Au cas où l'avion ne peut retourner vers l'aérodrome de départ et y atterrir, la trajectoire de vol au décollage doit rejoindre un trajet en route approprié pour la destination prévue ou un autre aérodrome convenable. Il pourra être nécessaire de tenir compte du temps de vol prolongé et des exigences modifiées en carburant pour monter jusqu'à une trajectoire d'attente avec les pentes de montée réduits inhérentes aux virages effectués un moteur en panne.

II.11 Méthode d'analyse de zone

- La méthode d'analyse de zone délimite une zone de prise en compte des obstacles au sein de laquelle il faut une marge verticale pour tous les obstacles selon les exigences réglementaires. La zone de prise en compte des obstacles a pour axe la route prévue de l'avion et ses dimensions sont établies aux paragraphes 10.2 et 10.3 de la présente CI. Il n'est habituellement pas nécessaire de tenir compte des effets du vent et de guidage de trajectoire disponibles au cours des départs directs avec un changement cumulatif de tracé de 15 degrés ou moins.
- L'OACI propose des critères de définition de zone de prise en compte des obstacles couramment appelés *Évasement OACI*. La zone de prise en compte des obstacles de l'Évasement OACI présente de plus grandes dimensions que la zone de prise en compte des obstacles prévue dans les rubriques 10.2 et 10.3 de la présente CI. La zone de prise en compte des obstacles de l'OACI est par conséquent réputée constituer une zone de prise en compte des obstacles acceptable pour les fins de la présente CI. L'Appendice B de la présente CI indique les dimensions de l'*Évasement OACI*.

II.11.1 Méthode d'analyse de la route de l'avion

La méthode d'analyse de la route de l'avion est un moyen de substitution pour délimiter une zone de prise en compte des obstacles en fonction des capacités de navigation de l'aéronef. Cette méthode exige que l'exploitant aérien évalue l'effet du vent et de guidage de trajectoire disponible sur la route au sol réelle. Bien que cette méthode soit plus compliquée, elle peut donner une

zone de prise en compte des obstacles de plus petites dimensions que celle délimitée par la méthode d'analyse de zone.

II.11.2 Couloir en air calme de la FAA

- Une pratique de l'industrie consiste à utiliser une zone de prise en compte des obstacles délimitée par des marges latérales de franchissement d'obstacles établies en fonction des règlements de la FAA sur la trajectoire nette de décollage, et elle est couramment appelée *couloir en air calme* de la FAA. Le *couloir en air calme* de la FAA est une zone de prise en compte des obstacles de forme rectangulaire et d'une largeur de 400 pieds à l'intérieur des limites de l'aérodrome et passant (sans évasement) à une largeur de 600 pieds à l'extérieur des limites.
- Les dimensions du *couloir en air calme* de la FAA sont insuffisantes pour servir en tant que zone de prise en compte des obstacles sans tenir compte de la dérive du vent de travers, des erreurs dues aux instruments et des erreurs techniques de vol. Le *couloir en air calme* de la FAA est aussi plus étroit que les marges exigées pour le guidage de trajectoire au sol (rubrique 13.0 de la présente CI) et aucun système de navigation d'aéronef n'est présentement certifié capable de suivre précisément le centre du *couloir en air calme* de la FAA, afin d'assurer le franchissement d'obstacles latéral requis.
- TP 12772 exige de tenir compte de l'effet du vent de travers sur la route de l'aéronef pour l'utilisation du *couloir en air calme* de la FAA. Lorsqu'on tient compte du vent, le résultat net pourra être une zone de prise en compte des obstacles

présentant un écart de dimensions semblables à celles prévues dans la présente CI ou par l'Évasement OACI. **12.0 GUIDAGE DE TRAJECTOIRE**

Les exploitants aériens peuvent porter à leur crédit le guidage de trajectoire disponible dans le calcul de l'emplacement latéral de la route réelle par rapport à la route prévue dans le cadre de l'analyse de la route de l'avion.

II.12 Allocation pour le guidage de trajectoire au sol

- Lorsqu'un guidage de trajectoire au sol est disponible pour l'analyse de la route de l'avion, on peut utiliser les allocations nominales ci-après, à moins que l'exploitant aérien ne puisse justifier des allocations plus serrées en raison de la présence d'aides à la navigation spécifiques à un aéroport particulier :
 - Radiophare d'alignement de piste (LOC) – +/- 1,25 degré d'écart avec une moitié de largeur minimale de 300 pieds. (La largeur minimale prévaut jusqu'à 2,25 NM du LOC.)
 - Radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) – +/- 3,5 degrés d'écart avec une moitié de largeur minimale de 600 pieds. (La largeur minimale prévaut jusqu'à 1,6 NM du VOR.)
 - Radiogoniomètre automatique (ADF) – +/- 5 degrés d'écart avec une moitié de largeur minimale de 1 000 pieds. (La largeur minimale prévaut jusqu'à 1,9 NM de l'ADF.)
 - Repère équipement de mesure de distance (DME) – +/- 1 repère d'affichage minimal de l'instrument, mais pas moins de +/- 0,25 NM.
 - Arc DME – +/- 2 repères d'affichage minimal de l'instrument, mais pas moins de +/- 1 NM.

II.12.1 Facteurs relatifs aux systèmes de navigation embarqués

Il faut tenir compte des entrées, alertes et annonces ainsi que de la disponibilité et du caractère approprié des capteurs propres à un système de navigation particulier. Les procédures moteur en panne doivent publier les aides à la radionavigation nécessaires.

II.13 Allocation pour le guidage de trajectoire visuel

- La navigation par références visuelles avec le sol est une autre forme de guidage de trajectoire.

Pour tirer profit d'un guidage visuel de trajectoire, il faut cependant effectuer une analyse de la route de l'avion.

- L'action d'éviter latéralement les obstacles par référence visuelle peut se faire avec précision, si on peut voir les obstacles et s'ils sont évidents. Il incombe à l'exploitant aérien d'exploiter l'aéronef dans des conditions météorologiques, y compris en terme de plafond et de visibilité au moment du vol, appropriées à l'utilisation de points de référence visuels au sol pour la navigation sur laquelle est axée l'analyse des obstacles.
- L'exploitant aérien devra d'ordinaire demander une autorisation, sous forme de spécifications d'exploitation (OPS SPEC), pour effectuer des PDMP axées sur un guidage de trajectoire visuel.

II.14 ANALYSE DES VIRAGES

- Les règlements sur la trajectoire nette de décollage fournissent des critères relatifs aux angles d'inclinaison permis lorsqu'il est nécessaire de virer pour éviter un obstacle. On peut utiliser un virage pour éviter un obstacle contraignant le long d'une route de départ direct et permettre ainsi d'augmenter la masse maximale permise au décollage. Un virage fera entrer en jeu d'autres facteurs tel que de nouveaux obstacles, des marges de décrochage réduites et des pentes de montée réduites.
- Dans le cas des départs avec virages, on pourra fixer et (ou) moduler l'angle d'inclinaison, la vitesse et le rayon de virage afin d'obtenir le résultat requis. La décision de fixer ou non l'angle d'inclinaison ou le rayon de virage dépendra du guidage de trajectoire disponible dans le virage et de l'utilisation ou non d'une méthode d'analyse de zone ou d'analyse de la route de l'avion. (Voir la rubrique 10.5 de la présente CI pour les facteurs relatifs à la méthode d'analyse de zone en ce qui a trait au guidage de trajectoire disponible.)

II.14.1 Angle d'inclinaison

- Aux termes des articles 704.47 et 705.57 du RAC, on ne peut pas incliner l'avion avant d'avoir atteint une hauteur de 50 pieds et l'angle d'inclinaison maximum ne peut pas dépasser 15 degrés à 400 pieds ou moins et 25 degrés au-dessus de 400 pieds, si la vitesse et la configuration de l'aéronef le permettent. Le fait d'augmenter l'angle d'inclinaison diminue le dégagement vertical entre les obstacles et le bout d'aile de l'avion et a un effet défavorable sur les performances de l'avion.
- On peut améliorer le franchissement d'obstacles à certains aérodromes en utilisant des angles d'inclinaison supérieurs à 15 degrés. Il faut obtenir une autorisation, sous la forme de OPS SPEC, pour utiliser un angle d'inclinaison supérieur à 15 degrés à 400 pieds ou moins. Il faut planifier les angles d'inclinaison à des hauteurs de 100 à 400 pieds de manière à ce qu'ils ne dépassent pas 20 degrés. Tout angle d'inclinaison supérieur à 25 degrés au-dessus de 400 pieds exige une évaluation spécifique et pourrait demander une autorisation supplémentaire du ministre.

Angles d'inclinaison maximums

Tableau 2.1- Angles d'inclinaison maximums

Hauteur(h) (au-dessus de l'extrémité de départ de la piste – pieds)	Angle d'inclinaison maximum (degrés)
100 > h > 50*	15
400 > h > 100 *	20
h > 400	25

- L'AFM prévoit en général une diminution de la pente de montée pour un angle d'inclinaison de 15 degrés. Dans le cas des angles d'inclinaison de moins de 15 degrés, on peut utiliser une diminution proportionnellement plus faible de la valeur s'appliquant à l'angle de 15 degrés, à moins que le constructeur ou l'AFM n'ait fourni d'autres données. Les angles d'inclinaison de plus de 15 degrés exigent une diminution plus marquée de la pente.

- Si on utilise des angles d'inclinaison de plus de 15 degrés, on devrait augmenter la vitesse V_2 afin d'obtenir une marge équivalente de décrochage et un contrôle adéquat (c.-à-d. la VMCA– vitesse minimale de contrôle). À moins d'indication contraire de l'AFM ou d'un autre manuel de performances ou d'exploitation du constructeur, le tableau ci-après pourra fournir les ajustements acceptables pour assurer une marge de décrochage et une diminution de la pente adéquates.

Ajustements de l'angle d'inclinaison

Tableau 2.2- Ajustements de l'angle d'inclinaison

Angle d'inclinaison	Vitesse	Accélération	Perte de pente
15°	V_2	1.035	Perte à 15° de l'AFM
20°	$V_2 + XX/2$	1.064	2 x perte à 15° de l'AFM
25°	$V_2 + XX$	1.103	3 x perte à 15° de l'AFM

Où « XX » = unité d'accélération en vol tous les moteurs en marche (d'ordinaire 10 ou 15 nœud)

II.14.2 Hauteur minimale pour amorcer les virages

- On ne doit pas permettre d'amorcer des changements de route avant que la trajectoire de vol au décollage suivante n'ait atteint une hauteur égale à la moitié de l'envergure, ni à moins de 50 pieds, tel qu'il est prescrit par la réglementation sur la trajectoire nette de décollage. Par la suite, la trajectoire nette de décollage doit respecter une marge de franchissement d'obstacles de 35 pieds. La marge de franchissement d'obstacles requise se calculera à partir de la partie de l'avion la plus basse dans un virage. (Voir le paragraphe 13.1 (6) de la présente CI). La réglementation de l'ACA (JAR-OPS 1.495, *Take-off obstacle clearance*), exige que la trajectoire nette de décollage franchisse en tout point les obstacles par une marge verticale d'au moins 50 pieds lorsque l'avion présente un angle d'inclinaison supérieur à 15 degrés.

- On peut prévoir effectuer un virage immédiatement après avoir atteint la hauteur sécuritaire minimale établie pour amorcer un virage. Ce point peut être atteint au-dessus de la piste ou fixé à l'extrémité départ de la piste. Il n'est pas nécessaire de tenir compte des obstacles qui se présentent avant l'extrémité de la piste, à moins d'effectuer un virage avant l'extrémité de la piste

a. Repères définis pour les virages

Le point d'amorce de tout virage doit être défini par un repère de navigation, un repère visuel ou tout autre point de référence plutôt que par une valeur d'altitude préétablie. Si on définit le point d'amorce d'un virage par une altitude préétablie, on fait appel aux capacités des performances de l'aéronef et le point sera par conséquent variable. Dans un tel cas, il faut tenir compte de toute variation du point d'amorce du virage.

II.14.3 Accélération dans les virages

- On ne doit pas planifier de segment d'accélération dans les virages, car l'augmentation de la VV dans un virage élargira le rayon de virage. L'accélération dans les virages peut compliquer la planification et exiger une augmentation de la moitié de la largeur de la zone de prise en compte des obstacles afin de s'assurer que l'aéronef ne dérivera pas à l'extérieur de la zone en question. En outre, il faudra augmenter la distance le long du 3^e segment en raison de la diminution de la capacité d'accélération associée à la perte de pente dans le virage.
- Il faut planifier les virages aux moments où le réglage de puissance (la poussée), la vitesse et la configuration de l'avion sont constants. Cela simplifie la planification exigée par le virage, puisque nombre d'AFM ne publient pas de données pour les segments des procédures de départ moteur en panne à moins que les conditions ne soient constantes. On publie d'ordinaire des données sur les virages pour le second et le dernier segments du décollage.
- Il peut être nécessaire d'amorcer un virage dès que possible après le décollage afin d'éviter d'avoir à virer pendant le segment d'accélération. Il peut aussi être nécessaire de devoir retarder un virage jusqu'à ce que le segment final du décollage soit amorcé.

- Certains AFM électroniques peuvent prendre en charge l'analyse associée à un virage au cours d'un segment d'accélération. Des virages au cours du segment d'accélération sont également possibles lorsqu'un guidage de trajectoire est disponible pour conserver la route requise dans le virage.

II.14.4 Facteurs supplémentaires relatifs aux départs avec virages

- On pourrait devoir hausser les minimums météorologiques pour les départs avec virages afin de s'assurer de disposer de repères visuels suffisants pour éviter les obstacles. Un guidage visuel pourra être nécessaire pour assurer la précision de la navigation.
- Il faut fournir au personnel navigant une formation spécifique pour les départs moteur en panne « complexes ». Des PDMP sont complexes lorsqu'ils exigent des virages immédiats, plusieurs virages ou des virages à angle d'inclinaison variable. Des PDMP complexes peuvent comprendre des montées navette, des limites de vitesse, des configurations spécifiques ou toute autre exigence de vol spéciale. (Voir la rubrique 17.0 de la présente CI.)

II.15 FACTEURS SUPPLÉMENTAIRES

II.15.1 Données de l'AFM

- À moins de disposer d'une autorisation à l'effet contraire, il faut utiliser les données de l'AFM pour l'analyse des départs moteur en panne. Il est reconnu que bon nombre d'AFM ne contiennent habituellement que les performances moteur en panne à V1, en cas de panne de moteur au décollage. Il faut aussi tenir compte des performances tous les moteurs en marche afin d'établir la route de l'avion en cas de panne de moteur à un point de la route après V1. Il faut utiliser les meilleures données tous les moteurs en marche de pair avec les meilleures pratiques sur le plan technique.
- Les exploitants aériens pourront obtenir des données pertinentes acceptables de diverses sources, tel que les documents sur le niveau de bruit ambiant, les manuels

des performances des ingénieurs, les manuels de caractéristiques de volet les programmes informatiques des constructeurs.

- Certains aérodromes peuvent présenter des situations sortant des points couverts par l'AFM. On ne doit pas extrapoler à partir des données de l'AFM à moins d'obtenir une dérogation de TCAC. Il faut transmettre la demande de dérogation, avec données à l'appui, à la Direction des normes par l'intermédiaire de l'inspecteur principal de l'exploitation (IPE) de l'exploitant aérien.

II.15.2 Altitudes des segments d'accélération (passage en configuration lisse)

- Aux termes des exigences de certification des aéronefs relatives aux trajectoires de décollage, un avion de catégorie transport doit monter (à vitesse minimum V_2) jusqu'à 400 pieds au-dessus de la surface de décollage. Quatre cents pieds représentent la hauteur brute minimale à laquelle peut s'amorcer le segment d'accélération pourvu que toutes les contraintes pertinentes soient satisfaites, et cette hauteur peut être augmentée pour assurer la marge de franchissement d'obstacles requise. Une fois que l'avion a atteint l'altitude d'accélération, il doit pouvoir adopter une pente de montée minimale de 1,2% pour les bimoteurs, 1,5 % pour les trimoteurs et 1,7 % pour les quadrimoteurs. C'est cette capacité de montée qui sert à faire accélérer l'avion jusqu'à la vitesse en route moteur en panne tout en adoptant la configuration de montée en route (volets rentrés).
- Afin de normaliser les procédures d'exploitation, beaucoup d'exploitants aériens choisissent une altitude standard de passage en configuration lisse plus élevée que ce qui est nécessaire pour le franchissement d'obstacles à la plupart des aérodromes. On choisit l'altitude standard de passage en configuration lisse afin de s'assurer de respecter la marge de franchissement d'obstacles requise dans des températures plus froides que la normale et de pouvoir effectuer l'accélération et le passage en configuration lisse pendant le temps d'utilisation de la puissance de décollage par des températures plus chaudes que la normale.
- L'analyse des obstacles tient d'ordinaire compte d'une mise en palier pour le passage en configuration lisse, mais il n'existe aucune exigence d'exploitation

relative à cette mise en palier, notamment si l'avion peut satisfaire aux exigences de pente de montée minimale à l'amorce du segment d'accélération. Il peut être nécessaire d'effectuer une mise en palier dans le cas d'un obstacle éloigné devant être franchi au cours du segment final.

II.15.3 Profils verticaux de trajectoire de vol

- figure 2.3.1 montre une trajectoire nette de vol en regard d'une trajectoire réelle (ou brute) de vol. Les exigences de certification des aéronefs définissent la trajectoire nette de vol comme une trajectoire brute de vol diminuée d'une marge spécifiée (FAR 25.115 – Take-off Flight Path). Cette définition peut engendrer de la confusion lorsqu'on utilise la trajectoire nette de vol pour l'analyse des départs moteur en panne.
- Dans le cas d'une analyse de départ moteur en panne, la trajectoire nette de vol est établie d'après une évaluation des obstacles se trouvant dans une zone de prise en compte des obstacles ou d'après la méthode d'analyse de la route de l'avion. Les obstacles détermineront la pente requise à atteindre pour un départ spécifique et définiront la trajectoire de franchissement d'obstacles comme le montre la figure 2.3.1. La trajectoire nette de vol est la trajectoire de franchissement d'obstacles à laquelle on ajoute une marge de 35 pieds. La trajectoire réelle (ou brute) de vol est la trajectoire nette de vol à laquelle s'ajoute la marge de pourcentage fournie dans la 14 CFR § 25.115.
- La limite de masse permettant de suivre la trajectoire nette de vol est tirée de l'AFM. La trajectoire réelle (ou brute) de vol est la route verticale que l'avion doit suivre à la masse tirée de l'AFM pour la trajectoire nette de vol correspondante.
- On peut concevoir une route dans le plan vertical afin d'atteindre la hauteur optimale d'accélération pour le franchissement d'obstacles et (ou) l'altitude standard de passage en configuration lisse d'un exploitant aérien. On conçoit d'ordinaire la trajectoire de vol conformément aux données fournies par l'AFM.

Il existe trois profils de trajectoire de vol fondamentaux:

- un profil de hauteur minimale d'accélération (Figure 14.1);

- un profil de hauteur maximale d'accélération (Figure 14.2);
- un profil de second segment prolongé (Figure 14.3).
- Il peut être nécessaire d'effectuer une évaluation des trois profils pour optimiser la masse au décollage. Un virage s'écartant d'un obstacle ou d'un relief peut mener à la masse au décollage la plus sévèrement limitée par un obstacle. Tel qu'il est mentionné dans le paragraphe 14.2 (2) de la présente CI, l'exploitant aérien peut choisir une altitude standard de passage en configuration lisse (hauteur d'accélération) supérieure à la hauteur minimale et inférieure à la hauteur maximale d'accélération.
- Le profil de hauteur minimale d'accélération peut s'avérer optimal dans les cas où il faut franchir un obstacle éloigné au cours du segment final du décollage. On peut utiliser ce profil lorsqu'un avion en configuration de montée en route avec poussée constante maximale présente une plus grande capacité de pente de montée que dans la configuration de montée du second segment avec une poussée au décollage.

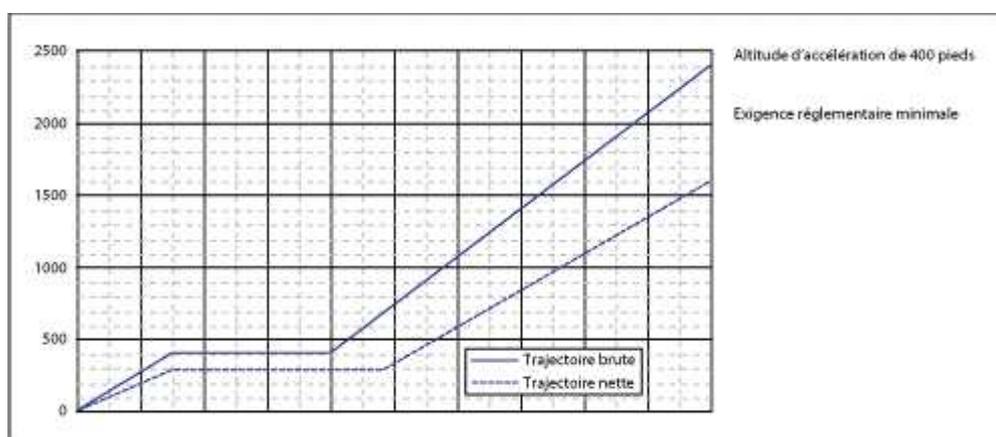


Figure 2.1- Profil de hauteur minimale d'accélération (Réf. : Fig.8.1.1, CAAP 235-4(0))

- On peut utiliser le profil de hauteur maximale d'accélération lorsqu'une hauteur d'accélération supérieure à la normale est nécessaire pour franchir des obstacles plus rapprochés tout en permettant de terminer le troisième segment dans la limite de temps d'utilisation de la poussée du moteur indiquée dans l'AFM.

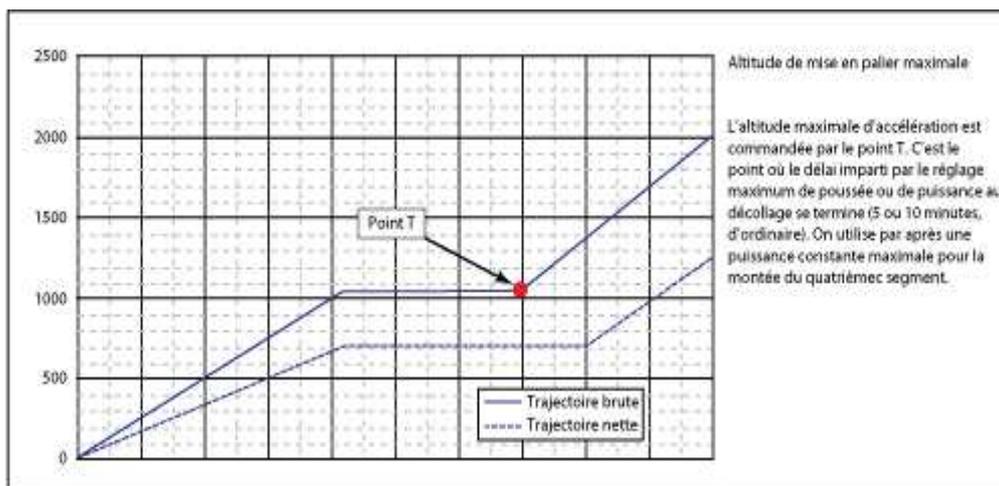


Figure 2.2- Profil d'altitude maximale de mise en palier (Réf. :Fig. 8.1.1, CAAP 235-4(0))

- Un second segment prolongé est optimal pour les obstacles rapprochés contraignants, tout particulièrement s'il n'y a pas d'autres obstacles dans la trajectoire de vol au décollage. L'avion monte au second segment jusqu'à la limite d'utilisation de la poussée maximale au décollage. L'avion effectue alors un passage en configuration lisse pour passer à la configuration de montée en route à poussée constante maximale. Il est nécessaire de veiller à ce que, à la fin du second segment prolongé, le bimoteur, le trimoteur ou le quadrimoteur possède encore, au besoin, une capacité de pente de montée de 1,2 %, 1,5 % et 1,7 %, respectivement.

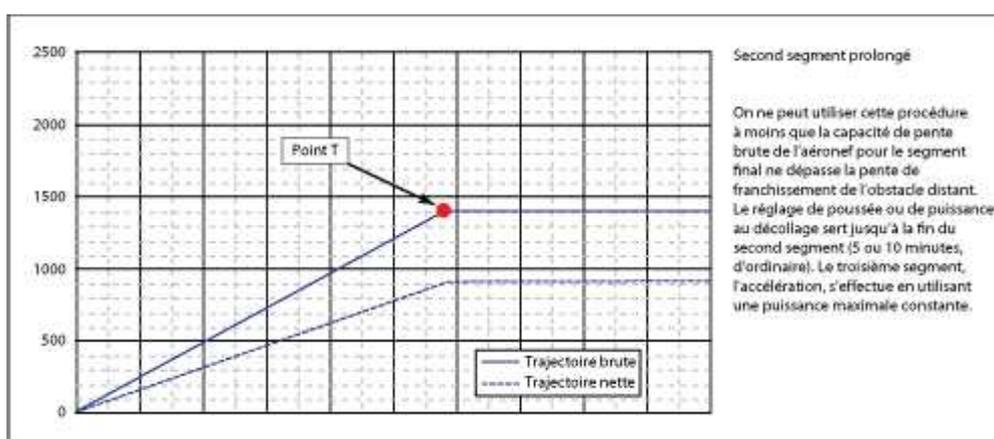


Figure 2.3- Profil de second segment prolongé (Réf. : Fig. 8.1.1, CAAP 235-4(0))

II.15.4 Vols de validation

- Il faut envisager de mener une évaluation en vol ou en simulateur pour confirmer la capacité du personnel navigant d'effectuer des PDMP réelles et pour déceler tout problème éventuel associé à ces procédures. Des problèmes peuvent se présenter si les PDMP diffèrent considérablement des procédures tous les moteurs en marche ou si le relief rend le guidage de trajectoire douteux aux altitudes moteur en panne. Il faut procéder à des évaluations pour s'assurer que les routes de départ moteur en panne sont compatibles avec les domaines d'alerte des TAWS.
- Il faut souligner que le but de cette évaluation en vol ou en simulateur n'est pas de prouver la validité des données de performance ou de démontrer le franchissement d'obstacles. On évalue mieux en simulateur les facteurs relatifs à la charge de travail du personnel navigant et les caractéristiques des vitesses minimales de contrôle. Un simulateur du modèle et de la qualification approprié est exigé pour toute validation effectuée dans un simulateur. Si un vol de validation sur aéronef est nécessaire, il est recommandé d'effectuer au préalable un vol de pré-validation en simulateur afin de mettre à l'essai les conditions et procédures de l'évaluation/la validation réelle. Il peut aussi être possible que l'expérience déjà acquise sur un autre type d'aéronef et (ou) par un exploitant aérien fournisse une confirmation suffisante des procédures. Les vols de validation à bord d'un aéronef doivent être effectués dans des conditions VMC le jour. En AUCUNE circonstance on ne doit effectuer des vols de validation avec des passagers ou du personnel non essentiel à bord.
- Il n'est pas recommandé d'effectuer un vol de confirmation avec panne de moteur simulée à V1.

Parmi les techniques acceptables utilisées pour ces vols, on compte les suivantes :

- Amorcer les procédures par un passage bas au-dessus de la piste avec une configuration, une vitesse et une altitude représentatives des conditions de décollage.
- Utiliser pour tous les moteurs un réglage de puissance/poussée ajusté de manière à reproduire le rapport poussée/masse d'une situation moteur en panne.

- Régler un moteur au ralenti afin d'obtenir un rapport poussée/masse reproduisant une situation moteur en panne.

II.15.5 Hauteur-écran d'une piste mouillée ou contaminée

- Les avions certifiés pour des performances moteur en panne sur piste mouillée ou contaminée ont une hauteur-écran réduite à 15 pieds par rapport à la hauteur-écran standard de 35 pieds pour une piste sèche.
- Bien que la réglementation sur le franchissement d'obstacles exige que la trajectoire nette de décollage débute à 35 pieds à la fin de la distance de décollage, la trajectoire brute de vol commence à 15 pieds. Si une panne de moteur se produit à V1 au cours d'un décollage d'une piste mouillée ou contaminée, l'avion peut initialement se trouver jusqu'à 20 pieds sous la trajectoire nette de décollage et la marge de franchissement des obstacles rapprochés peut n'être que de 15 pieds. L'avion aura une marge de sécurité réduite jusqu'à ce qu'il monte au-dessus de la trajectoire brute de décollage en fonction d'une marge de franchissement d'obstacles de 35 pieds le long de la trajectoire nette de décollage.
- L'exploitant aérien devrait mener une évaluation des risques liés à une zone de marge réduite de franchissement d'obstacles afin d'établir toute mesure d'atténuation nécessaire pour augmenter la marge de sécurité jusqu'à celle d'une hauteur-écran de 35 pieds. Il faudra peut-être diminuer la masse au décollage pour réduire l'exposition de l'avion au danger lorsqu'il se trouve sous la trajectoire nette de décollage.

II.15.6 Performance de montée améliorée

- La performance de montée améliorée (aussi appelée sur vitesse), lorsqu'elle est certifiée dans l'AFM, sert à augmenter la masse maximale permise au décollage lorsque l'aéronef a une capacité de montée restreinte. Il faut, pour utiliser la montée améliorée, que la masse de l'avion au décollage ne soit pas limitée par des exigences de performance au sol (il faut donc que la piste soit plus longue que nécessaire) ni limitée par des performances liées à la vitesse d'utilisation des pneus, à l'énergie de freinage et au franchissement d'obstacles.

- La procédure de montée améliorée améliore la V2 standard et, de ce fait, augmente la capacité de montée de l'aéronef. Il faut aussi augmenter V1 et VR si V2 est augmentée. Une V2 augmentée améliore la protection d'angle d'inclinaison. On y arrive en augmentant la marge au-dessus de la vitesse de décrochage pour la configuration spécifique de décollage de l'aéronef.

II.16 INFORMATION REQUISE POUR LE PILOTE

II.16.1 Coordination et promulgation

Il faut coordonner l'élaboration et la mise en œuvre des PDMP et des procédures spéciales de départ et de remise des gaz avec le service des opérations aériennes de l'exploitant aérien. Le personnel navigant doit recevoir par des moyens appropriés les instructions concernant ces procédures. Selon leur complexité, on pourra communiquer ces instructions sous forme de bulletins d'opérations aériennes, de révisions apportées aux manuels du personnel navigant concernés, de tableaux de décollage, de cartes d'approche, de NOTAM, ou de formation spéciale au sol ou en simulateur.

II.16.2 Information requise pour le personnel navigant

L'exploitant aérien doit informer le personnel navigant des éléments suivants (cela peut se faire sous la forme d'une politique générale pour tous les aérodromes en notant les exceptions le cas échéant, ou d'une politique propre à chaque aérodrome) :

- la façon d'atteindre la vitesse V en fonction de la masse permise, en portant une attention particulière aux effets du vent, à la pente, à la performance améliorée de montée et aux contaminants;
- la route prévue en cas de panne de moteur. (Certains exploitants aériens ont pour politique générale de voler dans l'axe de la piste après une panne de moteur; d'autres suivent systématiquement la route au sol tous les moteurs en marche à moins d'une indication contraire expresse.) Dans tous les cas, la route prévue doit être évidente pour le personnel navigant, et il faut envisager la panne en tout point le long de la route;

- les vitesses (par rapport à V2) et les angles d'inclinaison auxquels il faut voler, tous les moteurs en marche et moteur en panne;
- les points de la trajectoire de vol où faut amorcer la séquence de rentrée des volets et de réduction de poussée;
- les virages initiaux doivent être bien définis. (Dans le cas des virages « immédiats », il faut préciser l'altitude minimale d'amorce du virage et un emplacement facilement repérable près de la piste ou encore un repère de navigation);
- les hauteurs ou altitudes auxquelles il faut entamer le segment d'accélération et (ou) la rentrée des volets et le passage en configuration lisse;
- tout obstacle ou relief critique.

II.16.3 Exposés au personnel navigant

Un exposé avant décollage devrait porter sur l'information critique ou les mesures d'urgence en cas de panne de moteur au décollage. De même manière, l'exposé avant l'approche devrait traiter des mesures d'urgence en cas de panne de moteur pendant une approche et (ou) une approche interrompue ou une remise des gaz moteur en panne.

II.16.4 Exposé avant décollage

L'exposé avant décollage comprendra les éléments ci-après, selon le cas, afin de préparer le personnel navigant à une panne de moteur au cours du décollage:

- les routes de départ moteur en panne à suivre;
- l'examen de tout obstacle ou relief critique;
- les aides à la navigation dont l'utilisation est requise au cours d'un départ moteur en panne;
- le choix de la route de départ moteur en panne qui convient, si plus d'une route de départ est publiée;
- les vitesses à utiliser pour un départ moteur en panne;
- les communications avec l'ATC et la déclaration d'urgence;
- l'altitude d'accélération et les configurations pour le passage en configuration lisse;
- l'altitude minimale et tout point de cheminement associés à l'amorce d'un virage

- l'altitude minimale sécuritaire pour le retour à l'aérodrome ou la poursuite vers la destination ou un aéroport de dégagement convenable;
- les facteurs relatifs à la masse maximale à l'atterrissage;
- toute autre information figurant sur les PDMP.

Chapitre III

Présentation de l'aérodrome

Chapitre III

Présentation de l'aérodrome

L'aéroport de Jijel - Ferhat Abbas ([code AITA](#) : GJL [code OACI](#) : DAAV) est un [aéroport algérien](#), situé 14 km à l'est de la ville de [Jijel](#) dans la commune de [Taher](#), c'est un aéroport civil international desservant la ville de Jijel et sa région (wilaya de Jijel).il géré par l'EGSA de costantine.

III.1 Historique

Le terrain d'aviation de Taher a été - dans sa version initiale - construit en 1956 par la 2^e compagnie du 45^e bataillon du Génie de l'Air de l'Armée Française. La plate-forme en tout -venant- sur une assise en sable dans sa partie nord- grâce à son épaisseur de 60 à 80 cm, était prévue pour être utilisée durant les inondations de l'oued qui bordait la piste. Il comprenait un parking permettant d'accueillir quelques aéronefs. Le cantonnement sous tentes se situait autour de l'ancienne école d'Achouat, le long de la route de Djijelli à Taher.

L'aéroport a été nommé Ferhat Abbas en hommage à l'ancien chef de l'État algérien.

Depuis le 29 juin 2010, l'aéroport est devenu un aéroport international en proposant des liaisons de et vers la France.

III.2 DAAV DONNEES GEOGRAPHIQUES ET ADMINISTRATIVES RELATIVES A L'AERODROME (2)

1	<i>Coordonnées du point de référence et emplacement de l'aérodrome</i>	364740N0055225E Intersection RWY avec TWYA.
2	<i>Direction et distance de(Ville)</i>	5.4NMàSudEst de la ville de Jijel.
3	<i>Altitude/Température de référence</i>	11M/31.3°C.
4	<i>Déclinaison magnétique/ Variation annuelle</i>	0°E (2005)
5	<i>Administration, adresse, Téléphone, télécopieur, télex, SFA de</i>	AERODROME DE JIJEL/ FERHATABBAS DIRECTION DE LA SECURITE AERONAUTIQUE BP 37-TAHER – WILAYA DE JIJEL DSA: TEL(034)445055-Fax(034)446259- TWR: TEL(030)478484 -(034)446460-MTO: (034)449207
6	<i>Types de trafic autorisés (IFR/VFR)</i>	IFR/VFR
7	<i>Observations</i>	Néant

III.3 HEURES DE FONCTIONNEMENT (2)

1	<i>Administration de l'aérodrome</i>	0700/1500
2	<i>Douane et contrôle des personnes</i>	
3	<i>Santé et services sanitaires</i>	
4	<i>Bureau de piste AIS</i>	0600/1800
5	<i>Bureau de piste ATS(ARO)</i>	0600/1800
6	<i>Bureau de piste MET</i>	H24
7	<i>Services de la circulation aérienne</i>	0600/1800(1)
8	<i>Avitaillement en carburant</i>	
9	<i>Services d'escale</i>	Assuré par compagnies basées sur l'aérodrome
10	<i>Sûreté</i>	H24
11	<i>Dégivrage</i>	
12	<i>Observations</i>	(1)EndehorsdeceshorairesunPNavant1200heuresseraadreserà DAAVYDYD.

III.4 DAAV AIRES DE TRAFIC, VOIES DE CIRCULATION ET EMBLEMES DE VERIFICATION (2)

1	<i>Surface et résistance de l'aire de trafic</i>	Type de surface: béton bitumineux Résistance: PCN 60F/D/X/T			
2	<i>Largeur, surface et résistance des voies de circulation</i>	T W Y	Largeur	Type de surface	Résistance
		A, B	25M	Béton bitumineux	PCN 60F/D/X/T
3	<i>Position et altitude des emplacements de vérification des altimètres</i>	<i>Position:</i> <i>Altitude:</i>			
4	<i>Emplacements des points de vérification VOR et INS</i>	V O R			
5	<i>Observations</i>				

III.5 DAAV SYSTEME DE GUIDAGE ET DE CONTRÔLE DES MOUVEMENTS A LA SURFACE ET BALISAGE (2)

1	Panneaux d'identification des postes de stationnement d'aéronef	Quatre(04) postes de stationnement.
	Lignes de guidage TWY	Ligne de guidage axial (marques jaunes).
	Système de guidage visuel aux postes de Stationnement des aéronefs.	Ligne de guidage au sol.
2	Balisage des RWY et TWY	Feux de bord RWY, Feux de seuils, Feux d'extrémités piste, Feux de raquettes. Feux de bord TWY.
	Marquage des RWY et TWY	Marques axiales RWY, Marques de bord RWY, Marques des seuils, Marques, numéro d'identification RWY, Marques de TDZ, Marques de distances constantes.
3	Barres d'arrêt	Disponible sur les deux TWY 'A' et 'B'.
4	Observations	Néant

III.6 DAAV OBSTACLES D'AERODROME (2)

Aires d'approche et de décollage				
1				
PISTE Ou Aire concerné	Type d'obstacles Hauteur Marquage et balisage lumineux			Coordonnées
	Type d'obstacle	Hauteur	Marquage et balisage lumineux	
A	B			c
RWY 17	03Cheminées	80M ALT85M	Balisé jour et nuit	364852.57N0055232.60E
				364851.17N0055231.82E
				364849.33N0055230.84E
	Ligne HT	60 M	Balisé de jour	
RWY 35	Usine	27M ALT40 M	Non balisé	364658.84N0055243.51E
	Ligne MT	35M	Balisé de jour	
	Usine	30M ALT64M	Non Balisé	364602.07N0055235.75E

<i>Aires de manœuvres à vue et aérodrome</i>				<i>Observations</i>
2				3
<i>Type d'obstacles Hauteur Marquage et balisage lumineux</i>			<i>Coordonnées</i>	
<i>Type d'obstacle</i>	<i>Hauteur</i>	<i>Marque et balisage</i>		
<i>a</i>			<i>B</i>	
04 Pylônes PRKG	22M ALT:31 M	Balisés jour et nuit	364741.1N055234 .8 ^E	
			364739.3N005523 5.1 ^E	
			364737.51N055235 .7 ^E	
			364735.7N 0055243.7 ^E	
TWR	19M ALT:25	Balisé jour et nuit	364740N 0055240 ^E	
Antenne	30M ALT:41 M	Balisé jour et nuit	364733.9N 0055247.2 ^E	
Antenne	35MAL T: 145M	Balisé jour et nuit	3647412N 0054929 ^E	
Antenne DVOR/DME	9M ALT:17 M	Balisé jour et nuit	364751.3N 0055231.7 ^E	
Cabine saharienne	3M ALT:9 M	Balisé de jour	364657.2N 0055264.5 ^E	

Cabine saharienne	3M ALT: 10M	Balisé de jour	364825N 0055223E
Antenne	24M	Balisé jour et Nuit	364746.0N 0055243.7 ^E

III.7 DAAV RENSEIGNEMENTS METEOROLOGIQUES FOURNIS (2)

1	<i>Centre météorologique associé à l'aérodrome</i>	Station METEO de JIJEL/ Ferhat Abbas.
2	Heures de service <i>Centre météorologique responsable en dehors de ces heures</i>	H24
3	Centre responsable de la préparation des TAF et périodes de validité des prévisions	Centre de prévision de Constantine. TAFS courts et longs validité 09 et 24 heures.
4	<i>Types de prévisions d'atterrissage disponibles et intervalle de publication</i>	METAR chaque heure+Spéci.
5	<i>Exposés verbaux/ Consultations assurés</i>	METAR-TAFS.
6	<i>Documentation de vol et langue(s) utilisée(s) dans cette documentation</i>	METAR-TAFS –protection à la demande, Fr.
7	<i>Cartes et autres renseignements disponibles pour les exposés verbaux ou la consultation</i>	Cartes de vent(700-850)-(300-500-200-250). TAFS-TEMSEI-METARS-Directives techniques.
8	<i>Equipement complémentaire de renseignement</i>	

9	Organes ATS aux quels sont fournis les renseignements	TWR
10	Renseignements supplémentaires (limitation du service, etc.)	Néant.

III.8 DAAV CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES PISTES (2)

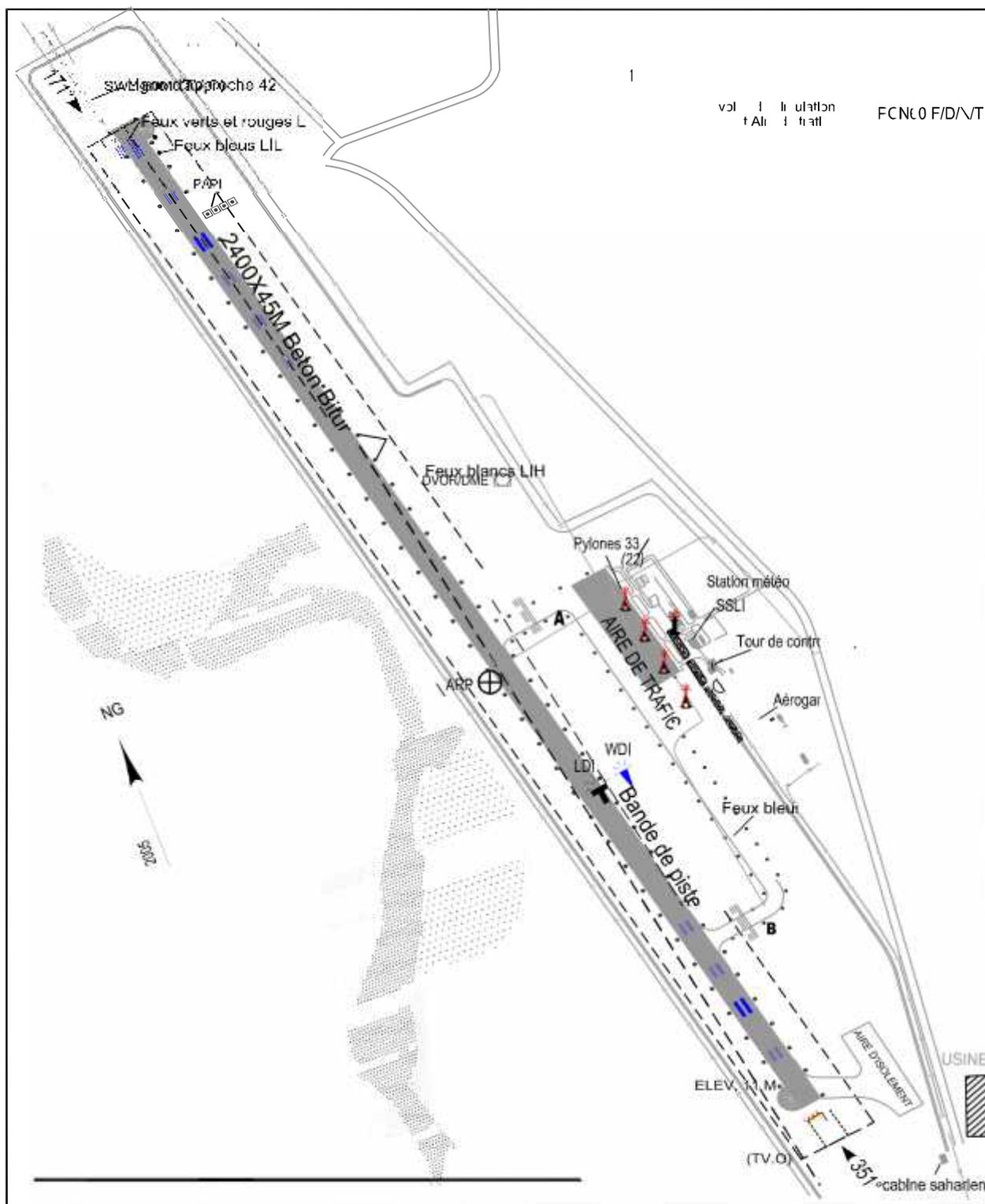
Numéro de piste	Relèvements		Dimension des RWY (m)	Résistance(P CN) et revêtement des RWY et SWY	Coordonnées du seuil	Altitude du seuil et altitude du point le plus élevé de la TDZ de la piste de précision	
	VRAI	MAG				THR	T D Z
1	2		3	4	5	6	
17	171°	171°	2400x45	RWY : 60F/D/X/T Béton Bitumineux	364820.90N 0055217.05E	6M	
35	351°	351°		SWY : Tout-venant	364704.00N 0055232.17E	11M	

<i>Pente de RWY- SWY</i>	<i>DIMENSIONS SWY (m)</i>	<i>Dimensions CWY (m)</i>	<i>Dimensions de la bande (m)</i>	<i>Zone dégagée d'obstacle</i>	<i>Observations</i>
7	8	9	10	11	12
+0,21%	100	Néant	2560x150	--	Néant
-0,21%	60	Néant		-	Néant

III.9 DAAV DISTANCES DECLAREES (2)

<i>Désignation De la piste</i>	<i>TORA (m)</i>	<i>TODA (m)</i>	<i>ASDA (m)</i>	<i>LDA (m)</i>	<i>Observations</i>
1	2	3	4	5	6
17	2400	2400	2500	2400	Néant
35	2400	2400	2460	2400	Néant

Figure 3.1- carte de piste de l'aérodrome de Jijel DAAV



III.10 DAAV ESPACE AERIENS (2)

1	Désignation et limites latérales	JIJELCTR Cercle de 10NM de rayon centré sur ARP (364740N0055225E)
2	Limites verticales	900M/ GND
3	Classification de l'espace aérien	D
4	Indicatif d'appel et langues de l'organe ATS	JIJEL Tour, Fr. En
5	Altitude de transition	1950M
6	Observations	Néant

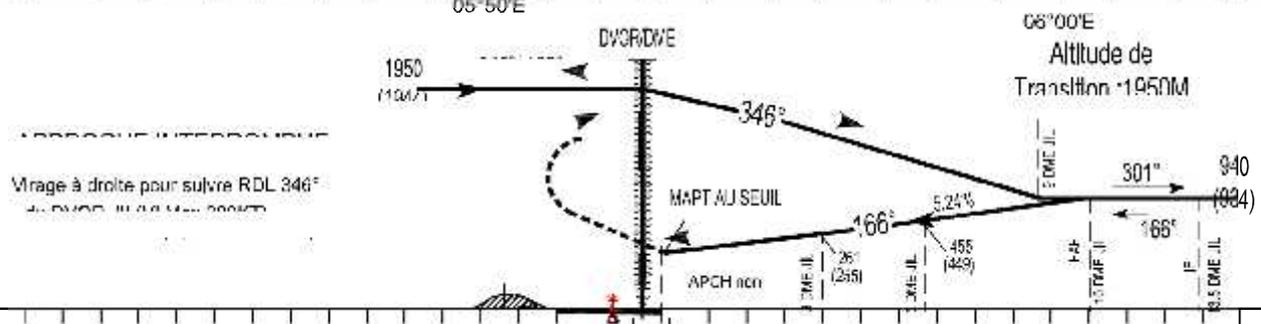
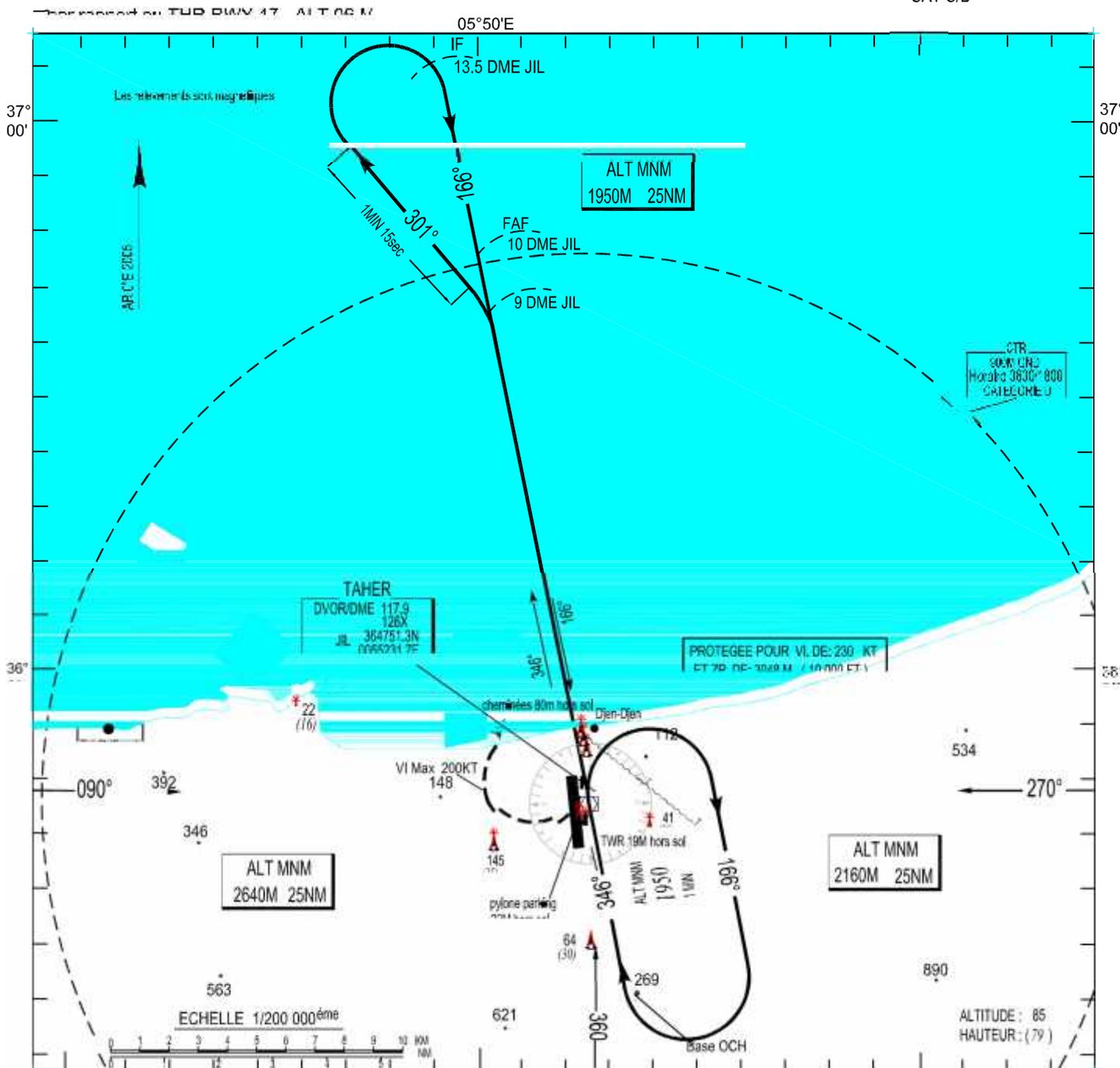
III.11 DAAV INSTALLATIONS DE TELECOMMUNICATION DES SERVICES DE LA CIRCULATION AERIENNE

Désignation Du service	Indicatif d'appel	Fréquences	Heures de fonctionnement	Observations
1	2	3	4	5
TWR	JIJELTOUR	119.7Mhz	0600/1800	Néant

III.12 DAAV AIDES DE RADIONAVIGATION ET D'ATTERRISSAGE

Type d'aide CAT d'ILS/ MLS (pour VOR/ILS/M LS indiquer déclinaison)	Identificatio n	Fréque- nces	Heures de fonctionneme nt	Coordonnées de l'emplacement de l'antenne d'émission	Altitude De l'antenne d'émission DME	Observations
1	2	3	4	5	6	7
DVOR/D ME (0°E2005)	JIL	117. 9M hz CAN AL12 6X	H24	364751.3N00552 31.7E	17M	

III.12.1 Carte d'approche de l'aérodrome



ACFT CAT	LVOF/DME FW / 17			Altitude		
	OCH	MEH	VH	OCH	MEH	VH
C	11.0M	0FT	200M	3 M	1 00FT	000M
C	11.0M	0FT	4000M	3 M	1 00FT	000M

Chapitre IV

Conception de la procédure

Chapitre IV

Conception de la procédure

Chapitre IV

Conception de la procédure

IV.1 Introduction

Le but de cette étude est d'aborder le calcul de la performance de tous les 737 -800 de la série Boeing en ce qui concerne la conception d'une procédure d'une panne moteur aux décollage on prenant en compte le franchissement des obstacles .

Il fournit les données nécessaires et un procédé de réglage des hauteurs d'obstacles pour tenir compte de la capacité de gradient réduit de l'avion dans un virage.

Le rayon de données de tour suppose une relation idéale entre le rayon de braquage, la vitesse et l'angle d'inclinaison dans les virages les trajectoires de vol

IV.2 Conception de la procédure

IV.2.1 Détermination de la température de référence

D'après la révision de l'AIP (Aeronauticals information publications) la température de référence de l'aéroport de Jijel DAAV est de $T=31.3^{\circ}\text{c}$.

DAAV DONNEES GEOGRAPHIQUES ET ADMINISTRATIVES RELATIVES A L'AERODROME (2)

1	<i>Coordonnées du point de référence et emplacement de l'aérodrome</i>	364740N0055225E Intersection RWY avec TWYA.
2	<i>Direction et distance de (Ville)</i>	5.4NMàSudEst de la ville de Jijel.
3	<i>Altitude/ Température de référence</i>	11M/ 31.3°C.

IV.2.2 Analyse de terrain topographique

L'analyse de terrain topographique de l'aérodrome et l'étude des obstacles exige que la piste la plus favorable pour établir la procédure panne moteur c'est la piste N°17.

IV.2.3 Etudes des obstacles

a. DAAV- OBSTACLES D'AERODROME (2)

Aires d'approche et de décollage				
1				
PISTE Ou Aire concernée	Type d'obstacles Hauteur Marquage et balisage lumineux			Coordonnées
	Type d'obstacle	Hauteur	Marquage et balisage lumineux	
A	B			C
RWY 17	03Cheminées	80M	Balisé jour et nuit	364852.57N0055232. 60 ^E
		ALT8		364851.17N0055231. 82 ^E
		5M		364849.33N0055230. 84 ^E
	Ligne HT	60M	Balisé de jour	

b. DAAV-OBSTACLES TOPOGRAPHIQUE

D'après la carte topographique et la MSA (Minimum Safe Altitude) on situé deux obstacles pénalisants, ce sont des montagnes :

- Premier Obstacles : 3136feet, 955.85m.
- Deuxième Obstacle : 2920feet, 890.018m.

Donc on conclue que l'obstacle le plus pénalisent c'est le premier avec une altitude de 3136 feet, 955.85m.et une masse limité aux obstacles M=77000 kg-77 Tonne.



Figure 4.1- carte topographique de Jijel (7)

IV.2.4 RANWAY ANALYSIS MANUAL B737-800WSFP

Tableau 4.1- RANWAYANALYSIS MANUAL B737-800WSFP

OAT C	INDICATES CLIMBE (100 kg)	Masse (100 kg)	VITESSES ASSOCIERS (KT)
32	862	752*	V₁=145-V_R=147-V₂=155
31.3	862	770*	V₁=145-V_R=147-V₂=155
30	862	763*	V₁=145-V_R=148-V₂=156

IV.2.5 Choix de virage

D'après la carte topographique de l'aérodrome de Jijel(**DAAV**) et notre étude d'obstacles pénalisent notre virage doit être maintenir à **Gauche** pour établir la procédure panne moteur au-décollage (**ENGINE FAILURE PROCEDURE**).

IV.2.6 Fiche de limitation (27K)

IV.2.7 Runway Analysis Manual

Pour le jour de la performance du jour, la détermination de lamasse au décollage est effectuée avec un programme de fabricant fourni. Pour B737-800, le programme est appelé le logiciel Boeing de performance(BPS). The Boeing Performance Software.

Une table d'information des performances de décollage critique calculé pour une piste spécifique, configuration de décollage, la pression de l'aéroport(QNH), et une gamme de température set des vents.

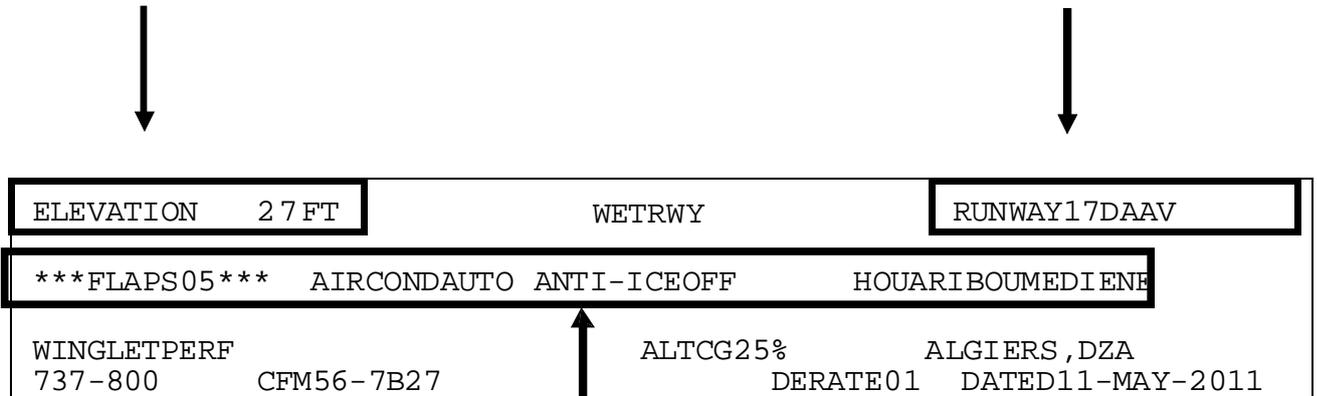
a. Tableau de Ranway Analysis Manual (6)

ELEVATION	27FT	RUNWAY17DAAV			
FLAPS05	AIRCONDAUTO	ANTI-ICEOFF	HOUARIBOUMEDIENE ALGIERS, DZA		
737-800	CFM56-7B27	DATED10-MAY-2011			
*A*INDICATESOATOUTSIDEENVIRONMENTALENVELOPE					
OAT CLIMB	WINDCOMPONENTINKNOTS (MINUSDENOTESTAILWIND)				
C 100KG	-10	0	10	20	
65A	638	658*/38-39-42	676*/39-39-42	682*/39-39-42	687*/39-39-42
		662**47-48-51	670**52-53-56	670**52-53-56	670**52-53-56
60A	665	684*/41-41-45	703*/41-41-45	709*/41-41-45	714*/41-41-45
		687**48-50-53	699**54-56-59	699**55-56-59	699**55-56-59
55A	693	710*/43-44-48	731*/44-44-48	737*/44-44-48	743*/44-44-48
		713**49-51-55	729**57-59-63	729**57-59-63	729**57-59-63
50	737	749*/46-48-52	771*/47-48-52	779*/47-48-52	786*/48-48-52
		751**51-53-57	775**61-63-67	775**61-64-67	775**61-64-67
45	771	780*/49-51-55	803*/49-51-55	811*/50-51-55	818*/50-51-55
		777**49-53-57	792**56-59-63	792**57-59-63	792**57-59-63
40	806	792B/48-52-57	832*/51-52-57	840*/51-52-57	848*/51-52-57
35	843	794B/48-52-58	856*/49-52-58	862F/50-52-58	862F/50-52-58
30	862	813B/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
25	862	827B/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
20	862	840B/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
15	862	854B/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
10	862	862F/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
5	862	862F/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
0	862	862F/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
-5	862	862F/47-51-58	862F/48-51-58	862F/49-51-58	862F/49-51-58
MAXBRAKERELEASEWTMUSTNOTEXCEEDMAXCERTTAKEOFFWTOF					79015KG
MINIMUMFLAPRETRACTIONHEIGHTIS 410FT					
LIMITCODEISF=FIELD, T=TIRESPPEED, B=BRAKEENERGY, V=VMCG,					
* = OBSTACLE/LEVEL-OFF, ** = IMPROVEDCLIMB					
RUNWAYIS 3500M LONGWITH 0M OFCLEARWAYAND 0M OFSTOPWAY RUNWAYSLOPESARE					
0.09PERCENTFORTODA AND 0.09PERCENTFORASDA					
LINE-UPDISTANCES: 11M FORTODA, 26M FORASDA OBSFROMLO-FT/M RUNWAY HT					
DIST OFFSET HT DIST OFFSET HT DIST OFFSET					
05 16 348 0 25 437 0 39 1200 0					
ENG-OUTPROCEDURE:					
***NOEME					

b. Information Sur la Partie Supérieure (6)

Airport Elevation

Runway and Airport

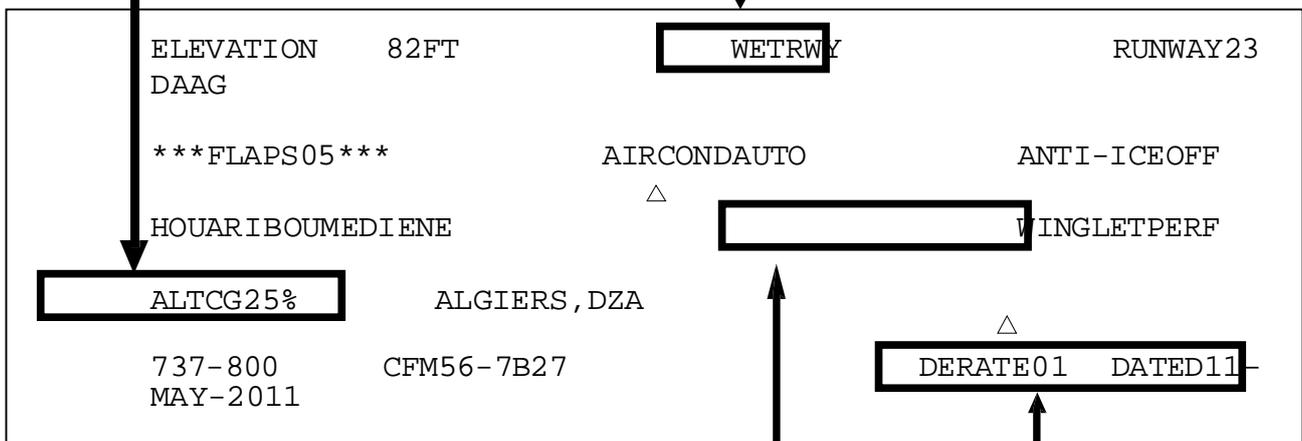


Flaps Setting and Engine Bleed Configuration

LABELS AND NOTE

Runway Surface Condition (blankfordry)

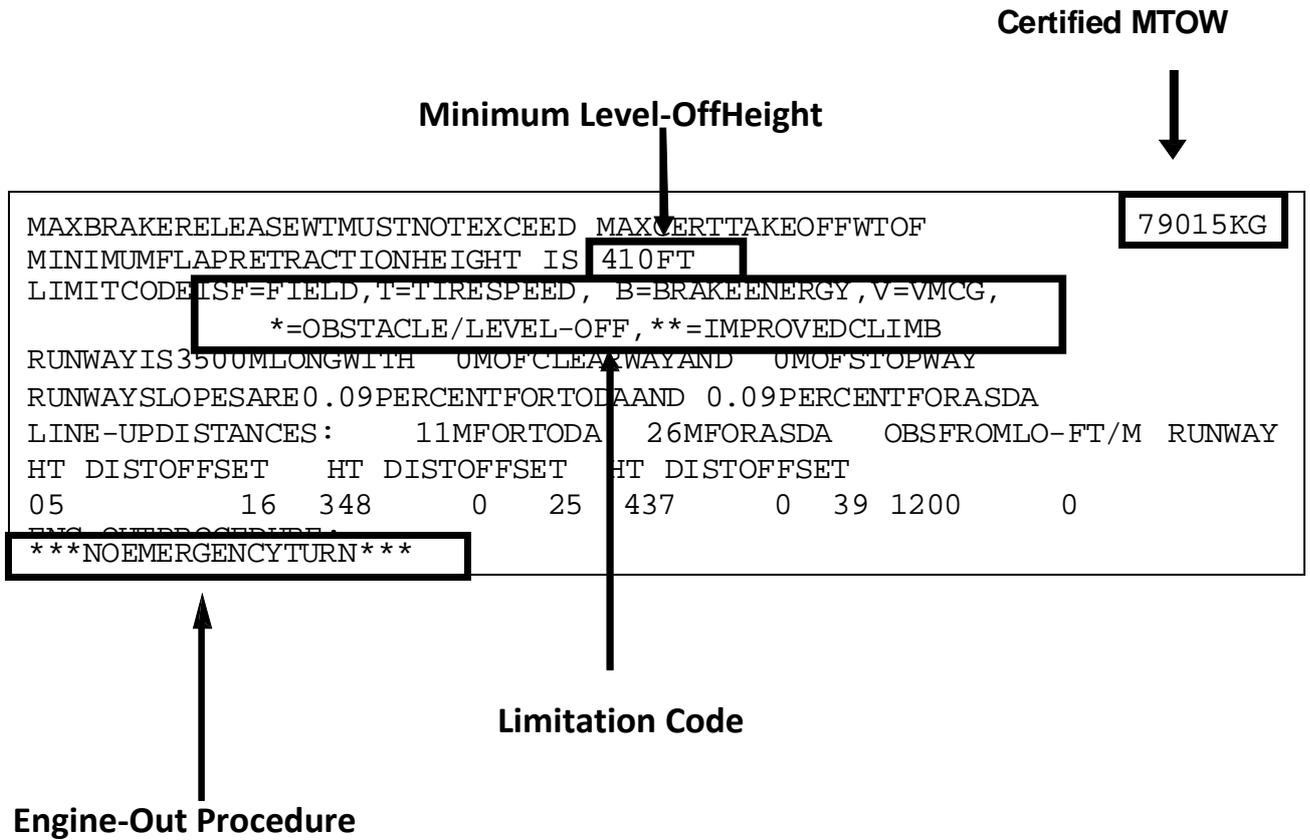
Note (ifwritten in configuration)



Alternate ForwardCG(blankforforwardlimit)

Derate (blankforfullratedthrust)

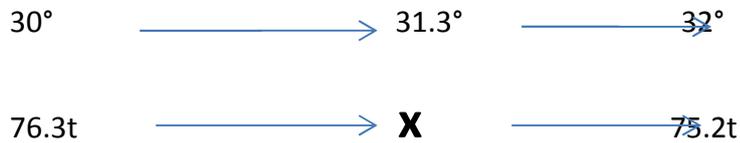
c. Information De la partie inférieure (6)



a. Calcule de la masse de décollage

Pour une température donnée $T=31.3^{\circ}\text{C}$ et vitesse du vent nul $V_{\text{vent}}=0 \text{ KT}$.

D'après la méthode de l'interpolation on a :



$$X = (752 - 763/2) * 1.3 + 763 = 75585 \text{ KG} / 75.58 \text{ T}$$

Donc on trouve que la masse limité obstacle $M_{\text{obstacle}}=75585 \text{ KG}$, 75.58 T

On a la masse limité montée $M_{\text{montée}}=86200 \text{ KG}$ / 86.2 T.

On a la masse Maxi de décollage $MTOW=79015 \text{ /KG}$, 79 T.

Donc la masse de décollage doit être $M=75.58\text{T}$

IV.2.9 Détermination des vitesses associées au décollage

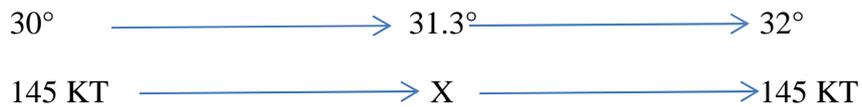
- 1) Les vitesses de décollage (montée non améliorée) un recalculés pour la masse au décollage maximale autorisée, ce qui est le plus bas de la montée de poids limitée, piste poids limité, et le poids limite certifiée.
- 2) L'Amélioration Climb de la vitesse de décollage calculée pour l'Amélioration de la montée Limite de poids.
- 3) Si la masse au décollage est supérieure à la maximale autorisée au décollage (monté pas amélioré) mais inférieure que la montée améliorée Limite de poids, la vitesse propres de décollage peut être interpolée (linéaire) entre les vitesses de décollage (monté pas amélioré).

a. Calcule des vitesses associés

Pour une température donnée $T=31.3^{\circ}\text{C}$ et vitesse du vent nul $V_{\text{vent}}=0$ KT.

V_1 :

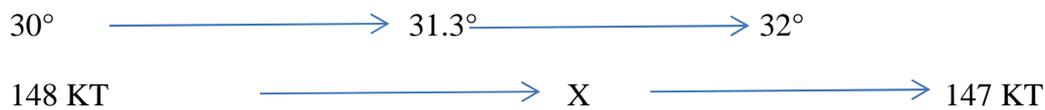
D'après la méthode de l'interpolation On a :



$$V_1=(145-145)/2*1.3+145=145 \text{ KT}$$

Donc $V_1=145$ KT.

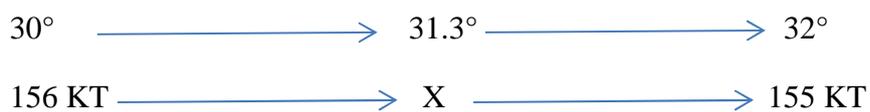
V_R :



$$V_R=(147-148)/2*1.3+148=147 \text{ KT}$$

Donc $V_R=147$ KT.

V_2 :



$$V_2=(155-156)/2*1.3+156=155 \text{ KT}$$

Donc $V_2=155$ KT.

Donc on conclue que :

- la masse de décollage $M_{\text{déc}}=75.5$ T.
- Les vitesses associés : $V_1=145$ KT/ $V_R=147$ KT/ $V_2=155$ KT.

IV.2.10 Détermination des rayons des virages

a. Angle de virage

D'après les procédures standards de la compagnie de Tassilli Airlines l'angle de virage doit être **15°** et la configuration des Flaps **5°**.

b. Calcul de rayon de virages

c. Types de virages

On a 3 types de virages :

- Virage Nominal sans panne de moteur, (coordinated turn).
- Virage avec panne de moteur à gauche INTO, (incoordinated turn into failed engine).
- Virage avec panne de moteur à droite A WAY, (incoordinated turn away from failed engine).

d. Calculs de TAS (true air speed)

On a $V_2 = 155$ KT.

- $IAS = TAS * \sigma$
- $\sigma = 0.896/1.02 = 0.878$
- $TAS = IAS / \sigma = 155 / 0.878 = 165.42$ KT 165KT

L'équation utiliser pour calculer les rayons de virages :

$$R = V^2 / (g * \tan \phi)$$

R : rayon de virage

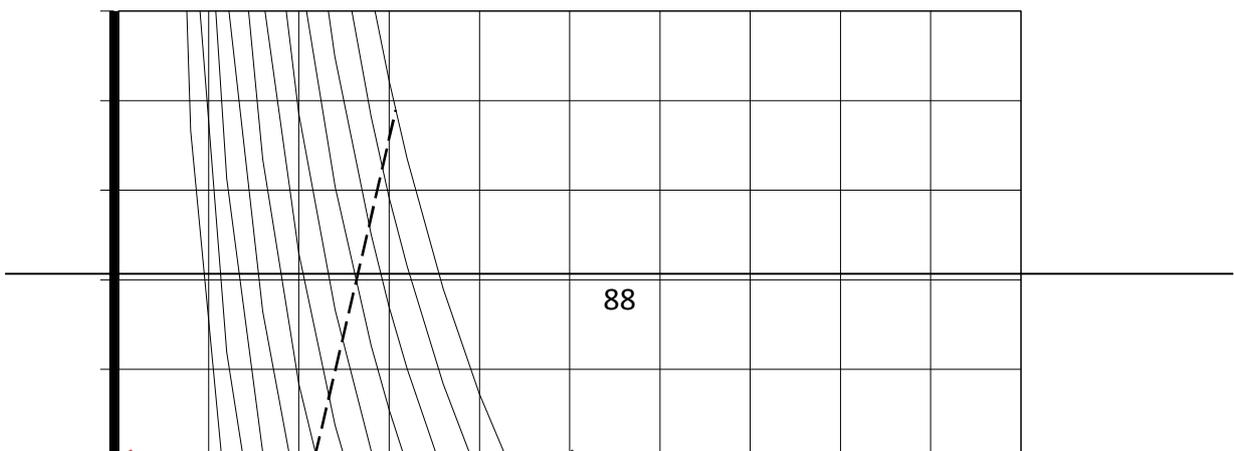
g : gravité = 9.81 m/s²

ϕ : l'angle de virage (limité à 15°)

V^2 : true aire speed (1kt= 1.6878feet/s)

- e. Calcule rayon de Virage Nominal sans panne de moteur, (coordinated turn)

Coordinated Turn Radius Chart for B737 model :

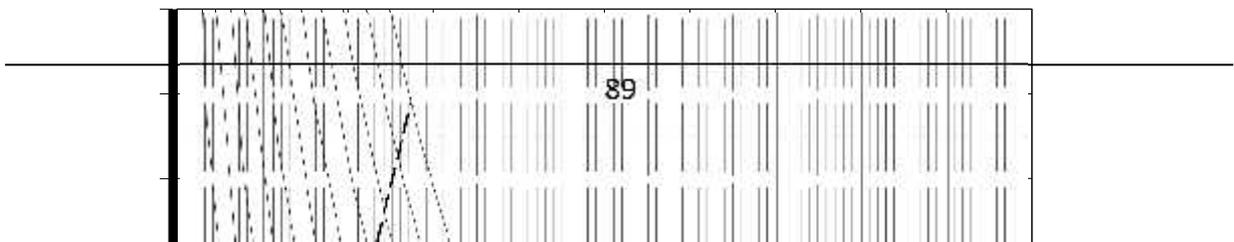


9000 FEET

15°

f. Calcule de rayon de Virage avec panne de moteur à gauche INTO, (in coordinated turnin to failed engine)

Un coordinated Turn Radius Chart – Turn Into Failed Engine for B737 model :



8000 FEET

15°

- g. Calcule de rayon de Virage avec panne de moteur à gauche A WAY (in coordinated turn a way from failed engine)**

Uncoordinated Turn Radius Chart – Turn Away From Failed Engine for B737 model :

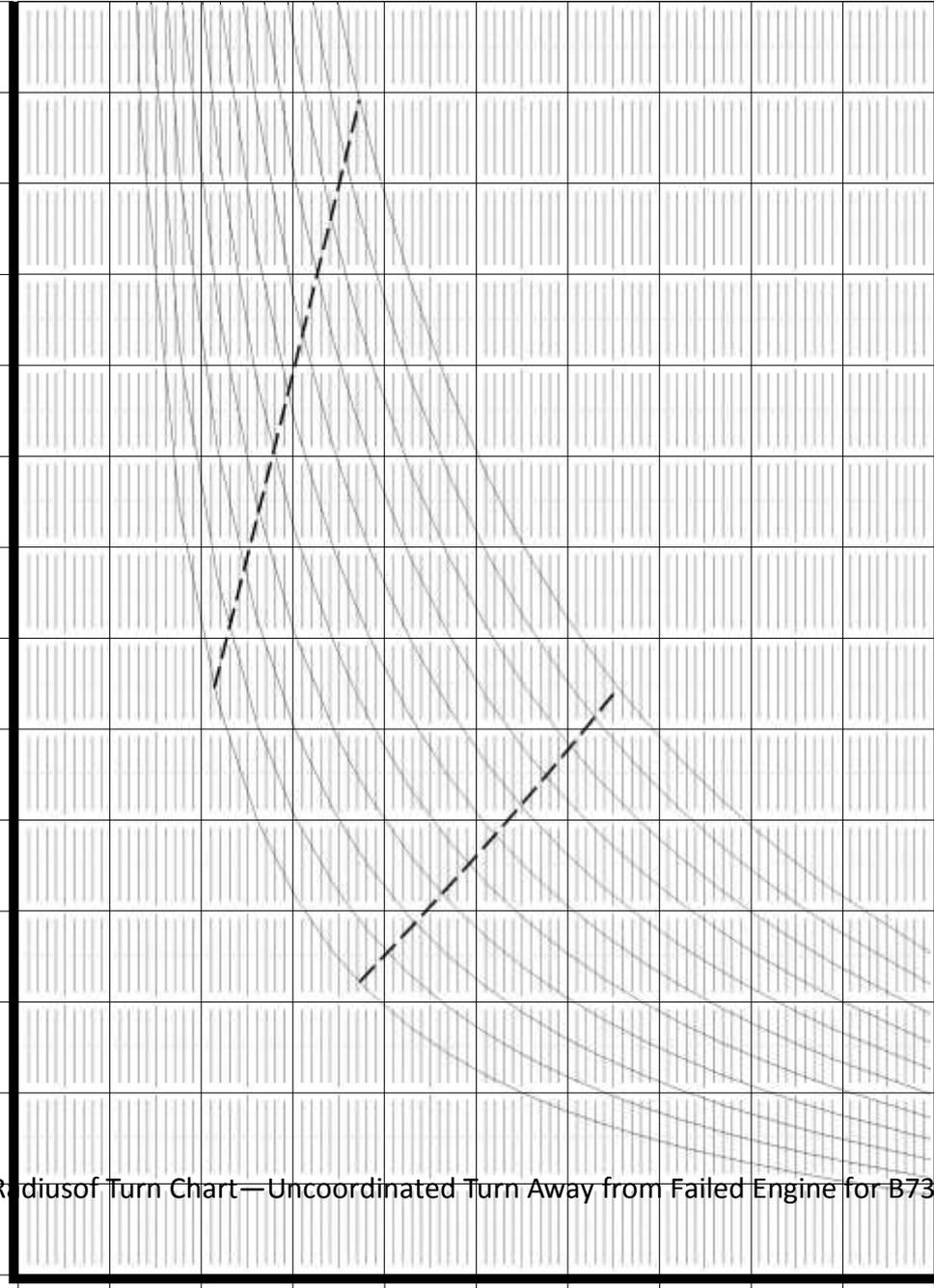


Figure 4.2- Radius of Turn Chart – Uncoordinated Turn Away from Failed Engine for B737-800.

D'après les graphes précédant on trouve

- Rayon de virage nominale (Sans panne moteur) = 9000feet/2743.209m.
- Rayon de virage avec panne moteur a gauche INTO = 8000feet/2438.408m.
- Rayon de virage avec panne moteur a gauche A WAY = 11500 feet/ 3505.211m.

h. CORRECTION DU VENT

Rayon de virage = 2743.209m

Vitesse du vent =30kt =15.4m/s

- **Distance pour tourner 180° :**

$$D=R*\pi = 3.14*2743.209 =8613.67m$$

- **la vitesse d'avion : (v_2)**

$$v_2 =155kt= 79.825m/s$$

- **la durée pour tourner 180° :**

$$T= Distence / Vitesse= 107.90s$$

- **heading chenge :**

$$H/C= 180^\circ/107.90s= 2^\circ/s$$

- **Deplacement sur la trajectoire :**

$$FPD= vitesse du vent * durée pour tourner$$

L'angle de virage(°)	Durée (s)	Déplacement (m)	Distance (cm)
45	23	354	0.69
90	45	693	1.38
135	68	1047	2.094
160	80	1232	2.46
175	88	1355	2.71
180	90	1386	2.772

IV.3 Conclusion

Ce travail nous a permis de concrétiser nos connaissances acquises en matière des opérations aérienne set de les appliquer dans un cas pratique, dont un ingénieur chargé des opérations aériennes set performances a use ind'une compagnie est appelé à les maîtriser. Cette étude a un impact majeur dans l'exploitation des aéronefs vue que les performances auront des conséquences directes sur les coûts d'exploitation.

Pour se faire, dans cette étude nous avons pu accéder à la documentation du constructeur BOEING et d'étudier les aspects opérationnels pour la compagnie aérienne. Nous avons déterminé des procédures qui pourront être utilisés par les compagnies aériennes dans des cas pareils.

Il est évident qu'un projet de cette nature ne se termine jamais. Le prototype que nous avons réalisé pourra être amélioré et pourra contenir de nouvelles entrées tel que l'intégrat obstacles au départ, force et direction du vent sur la piste, type d'avion, aérodrome de départ.

Conclusion

Notre Modeste travail nous a permis de prendre une idée plus détaillé sur les exigences réglementaires ainsi que les outils opérationnelles utilisé pour la conception ainsi que la validation des résultats de notre travail avec le BPS.

Après l'analyse de la topographie de la région ainsi que les performances au décollage de B737-800 sur cet aéroport nous avons sélection le seuil de piste le plus contraignant en matière d'obstacle avec la détermination de sens de virage.

Nous avons utilisé comme référence les documents constructeurs ainsi que le DOC OACI 8168 pour la conception des procédures d'approche.

Finalement les résultats ainsi que les performances ont été validé par le BCOP qui a confirmé le bon choix et l'efficacité de notre procédure.