

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA

Institut d'Aéronautique et des études spatiales



MEMOIRE DE MASTERE

Spécialité : Exploitation Aéronautique

**ELABORATION D'UN LOGICIEL POUR
LA CONCEPTION D'UNE PROCEDURE DE DECOLLAGE EN
VIRAGE POUR L'EVITEMENT DES OBSTACLES**

Etude de cas :

Aéroport de Constantine

Mohamed Boudiaf

Par

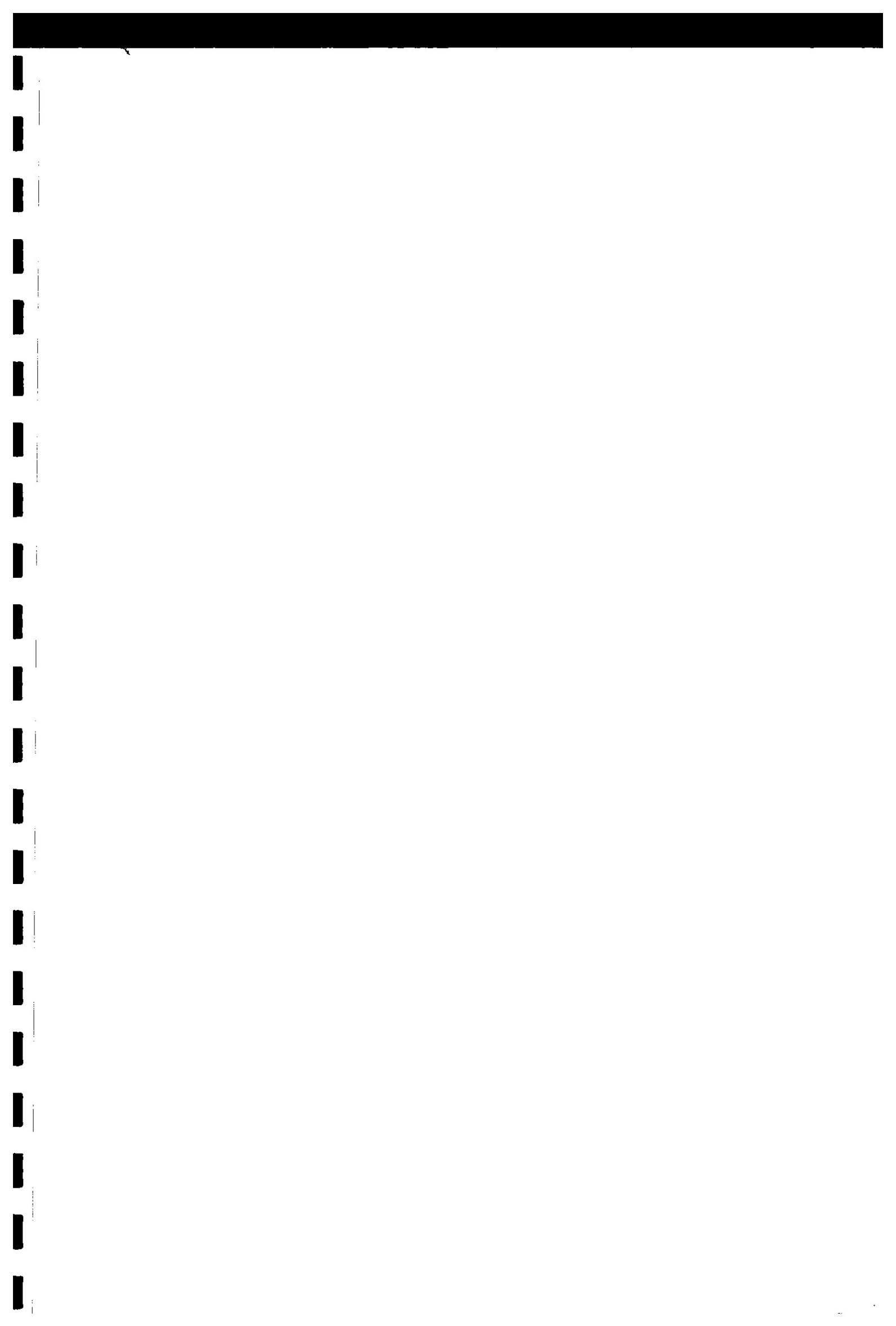
Yasmine BOUFAS

Peter IMANUEL

Encadré par :

M. Driouche

Blida, septembre 2014



UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1

Institut d'Aéronautique et des études spatiales

MEMOIRE DE MASTERE

Spécialité : Exploitation Aéronautique

ELABORATION D'UN LOGICIEL POUR
LA CONCEPTION D'UNE PROCEDURE DE DECOLLAGE EN
VIRAGE POUR L'EVITEMENT DES OBSTACLES

Etude de cas :

Aéroport de Constantine

Mohamed Boudiaf

Par

Yasmine BOUFAS

Peter IMANUEL

Encadré par :

M. Driouche

Blida, septembre 2014

ملخص

الاستخدام الفعال للمطار قد يتأثر بشكل كبير بالميزات الطبوغرافية من موقعها عن طريق زرع العقبات من أي نوع الواردة في بيئته و يتم قياس هذا التأثير من حيث :

✓ عرقلة الوصول إلى المطار و بالتالي سوء استغلاله، نتيجة تأثير هذه العقبات على الحدود الدنيا للتشغيل

✓ انخفاض الوزن الإجمالي عند الإقلاع و الذي يؤدي إلى انخفاض في الحمولة (ركاب و بضائع) أو عن طريق الحد من كمية الوقود

✓ تقليل أبعاد المساحات المخصصة للهبوط و الإقلاع

اعتمادا على احتياجات شركة الطيران طاسيلي إيرلاينز لأجل تعظيم مردود ربح الشركة، يحمل البحث التالي " دراسة تطوير البرمجيات لتصميم إجراء تغير الاتجاه لتجنب عقبة في طريق الإقلاع " و ذلك قصد رفع الوزن الأقصى للطائرة عند إقلاعها و هذا يعني الحمولة المقدمة .

الكلمات الدالة : عقبة، انخفاض الوزن عند الإقلاع، انخفاض الحمولة، احتياج، تعظيم الربح، تطوير البرمجيات ورفع الوزن.

Résumé

L'utilisation efficace d'un aérodrome peut être considérablement influencée par les caractéristiques topographiques de son site d'implantation comme par les obstacles de toute nature contenus dans son environnement.

Cette influence se mesure en termes :

- D'entrave à l'accessibilité de l'aérodrome et donc à la régularité de son exploitation, du fait de la répercussion de ces obstacles sur les minima opérationnels ;
- De pénalisation de masse au décollage se traduisant par une diminution de la charge marchande (fret ou passagers) ou par une réduction de l'emport de carburant ;
- De réduction des dimensions des aires utilisables à l'atterrissage et au décollage.

En fonction des besoins exprimés par la compagnie aérienne Tassili Airlines et afin d'optimiser la rentabilité de la compagnie, le présent mémoire portera sur une étude d'élaboration d'un logiciel pour la conception d'une procédure de décollage en virage pour l'évitement des obstacles afin de maximiser la masse au décollage c'est-à-dire la charge offerte.

Mots clés : obstacle, pénalisation de masse au décollage, diminution de la charge, besoin, optimiser la rentabilité, élaboration d'un logiciel pour la conception d'une procédure, maximiser la masse.

Abstract

The effective use of an aerodrome is influenced considerably by the topographic characteristics of its site layout as well as by the obstacles of any nature surrounding its environment.

This influence is weighed in terms:

- of hindering the accessibility of the aerodrome, thus the regularity of its exploitation, the fact that these obstacles may directly affect the operational minima;
- of penalising the takeoff mass, resulting in payload (freight or passengers) reduction or in a reduction of fuel carrying;
- reducing, surface usable for landing and taking-off.

According to the needs expressed by Tassili Airlines Company, in order to optimise the profitability of the company, the present **project**, relates to a study of developing software, which is able to design a take-off procedure with a turn, in order to avoid obstacles and maximise the takeoff weight (payload).

Key words: obstacle, penalising of takeoff mass, payload reduction, need, optimise profitability, development of software capable of designing a procedure, maximising the mass.

Dédicaces

Aujourd'hui, rassemblés auprès du jury, nous prions dieu que cette soutenance fera signe de persévérance et que nous serions enchantés par notre travail honoré, je dédie ce mémoire à :

*Ma défunte grand-mère, **Fatima El Zahra***

La grande dame qui a tant sacrifié pour nous, que dieu ait ton âme, et t'accueil en son vaste paradis, on pense toujours à toi.

*Mes parents, surtout ma mère **Aicha***

La source de tendresse et l'exemple du dévouement et de la perfection. Je vous dédie ce travail en témoignage de mon profond amour et de ma gratitude. Puisse Dieu, le tout puissant, vous préserver et vous accorder santé et longue vie.

*Mes sœurs, **Wafia et Wissem**, Mon beau-frère, **Karim** et le neveu, **Mohamed Amir***

Présents dans tous les moments de la vie. Je vous exprime à travers ce travail mes sentiments de fraternité et d'amour.

Mes tantes, et leurs enfants

*Ma tante, **Farida***

Je vous dédie ce travail en témoignage de l'amour et l'affection que je porte pour vous.

*Mon cousin, **Abdenour***

Tu as toujours été disposé à m'aider et à me guider avec tes conseils et ta complicité, je ne peux trouver les mots sincères pour t'exprimer mon affection.

*Ma confidente, **Azhar***

Les mots ne suffisent pas pour exprimer l'attachement et l'amour que j'ai pour toi. En témoignage de l'amitié qui nous uni dans les bon moments et les plus délicats de la vie, je te dédie ce travail ainsi qu'à toute ta famille.

*Mon binôme **Immanuel Peter** et sa famille*

Mes amis et collègues,

En témoignage des souvenirs de tous les moments que nous avons passé ensemble, veuillez trouver dans ce modeste travail l'expression de ma gratitude.

Et à toute personne qui a contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail en guise de reconnaissance et de respect à mes chers parents, tout d'abord à ma mère pour son encouragement et son soutien moral, à mon père qui m'a toujours guidé pendant toute ma carrière, à mes sœurs, à mes frères comme je le dédie à Natalia Imanuel, Ms Veronika Ntjati et Ms Natalia Johannes, et en occurrence à toute la famille IMANUEL.

La famille Daniel, Ntjati, Kandjimi et Katongo.

A ma GRANDE famille A.F.C. A mes compatriotes en Algérie ainsi que toute la communauté Africaine en Algérie. A tous mes amis en Namibie, ici en Algérie ou à ailleurs, y compris Mr Edmundo M. A tous mes collègues à l'université de Blida.

A Wammy Alexandre Kaley avec sa famille.

A mon binôme Yasmine Boufas et sa famille,

À tous ceux qui me connaissent.

A Mr Farid Bouamrani qui nous a largement aidés et tous les travailleurs de TAL.

A tout qui ont contribués de près et de loin à la réalisation de ce modeste projet.

IMANUEL PETER

Remerciements

Ce travail est pour nous, l'occasion de témoigner de notre profonde gratitude à :

*Notre cher enseignant et promoteur, **Mr. Driouech Mouloud***

Nous avons eu le privilège d'être vos étudiants et de travailler avec vous. Vous avez confié ce travail riche d'intérêt, et en avez assuré un suivi minutieux par vos remarques pertinentes, vos précieux conseils et votre persévérance.

Veillez trouver ici l'expression de notre respectueuse considération et notre profonde admiration pour toutes vos valeurs scientifiques et humaines.

***Mr. Rezig Abdelhak**, le directeur d'exploitation de TAL*

Pour nous avoir acceptés dans l'entreprise, et nous avoir donné l'opportunité de rencontrer des spécialistes du domaine.

*Notre encadreur, **Mr Bouamrani Farid**, chef département études opérations aériennes*

Pour nous avoir accueilli, et guidé à chaque étape de la réalisation de notre mémoire. On vous remercie également pour toutes les informations, références bibliographiques, réflexions, corrections que vous avez fournies.

***Mme, Ilhame**, Chef service de circulation aérienne, ENNA*

Pour votre aide considérable durant notre stage pratique.

Nous remercions également tous les travailleurs de Tassili Airlines, Air Algérie et L'ENNA qui nous ont aidé afin que notre travail soit accompli sans difficultés.

Tous nos enseignants du département d'aéronautique, et toutes les personnes, qui ont apporté leur contribution pour enrichir notre mémoire de fin d'études.

SOMMAIRE

Introduction générale	A
Chapitre I : Contexte et Présentation	
Première partie.- Présentation de l'organisme d'accueil	01
1.1/ Présentation de la compagnie Tassili Airlines	01
1.2/ Historique de la compagnie	01
1.3/ Organisation de la compagnie.....	01
1.4/ Organigrammes de la compagnie	03
1.5/ Les différentes missions de TAL	05
1.6/ La flotte exploitée par la compagnie.....	05
1.7/ Infrastructure de TAL	06
1.7.1/ Centre de maintenance	06
1.7.2/ Centre d'exploitation.....	06
1.7.3/ Tassili Agro-aérien.....	06
1.7.4/ Naftassili.....	07
Deuxième partie.- Présentation des appareils	08
2.1/ Présentation de DASH8 Q200 et Q400	08
2.1.1/ Présentation du constructeur Bombardier	08
2.1.2/ Types d'aéronef régionaux construits	08
2.1.3/ Description générale	10
2.2/ Présentation de Boeing 737-800	11
2.2.1/ Présentation de constructeur Boeing	11
2.2.2/ Les variantes de Boeing construits.....	11
2.2.3/ Description générale de B737-800	12
2.2.4/ Les vitesses de B737-800.....	12
Troisième partie.- Présentation des logiciels	13
3.1/ Description de logiciel BPS	
3.2/ Calcul des performances au décollage par le BPS.....	13
3.3/ Les sources d'informations de vitesses au décollage pour l'équipage en vol	15
3.4/ Description de logiciel BCOP.....	15
3.4.1/ Les opérations dans la zone terminale.....	15
3.4.2/ Analyse de la trajectoire de vol vertical et horizontal	15
3.4.3/ Performances tous moteurs et moteur en panne	15
3.4.4/ Calcul de son ou procédure d'abattement.....	15
3.4.5/ La structure de logiciel	16
3.4.6/ Architecture de logiciel	16

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

Introduction	17
Première partie.- Etude opérationnelle	18
1.1/ L'enveloppe opérationnelle.....	18
1.2/ Limitations de structure	18
1.3/ Masse maximale de structure au décollage (MMSD)	18
1.4/ Masse maximale de structure a l'atterrissage	18
1.5/ Masse maximale de structure sans carburant	19
2. / Limitation au décollage.....	19
2.1/ Vitesses associées au décollage	19
2.1.1/ Vitesse de décision V_1	19
2.1.2/ Vitesse de rotation V_R	20
2.1.3/ Vitesse de sécurité au décollage V_2	20
3. / Limitations de monter et d'obstacle.....	21
3.1/ Trajectoires réglementaires de décollage.....	21
3.2/ Les segments de la trajectoire de décollage.....	23
3.3/ Les pentes réglementaires exigées	24
3.4/ Paramètres opérationnels à prendre en compte pour la détermination des performances au décollage	24
3.4.1/ Paramètres subis.....	24
3.4.2/ Paramètres choisis.....	26
3.5/ Définition d'obstacle.....	26
3.6/ Marge de franchissement d'obstacle MFO.....	26
Deuxième partie.- Conception de la procédure	28
2.1/ Procédure de départ	28
2.1.1/Début de la procédure de départ.....	28
2.1.2/ Trouée d'envol pour un départ direct	29
2.2/ Départ avec virage	30
2.2.1 Trouée d'envol dans le sens de virage	30
2.3/ Paramètres de virage.....	31
2.4/ Virage à un TP désigné	32
2.5/ Détermination de rayon de virage.....	32

Chapitre 3.- Construction de la procédure et validation des résultats

Introduction	33
3.1/ Choix d'aéronef	34
3.2/ Choix d'aéroport.....	34
3.2.1/ Description de l'aérodrome de Constantine.....	34
3.2.2/ Etude des statistique	37
3.3 Analyse de la piste	37
3.4/ Les obstacles les plus pénalisants	39
3.5/ Détermination de sens de virage	42
3.6/ Effet de vent.....	44
3.7/ Détermination des obstacles dans le sens de virage	45
3.8/ Ajustement des obstacles	46
3.8.1/ Ajustement en distance.....	46
3.8.2/ Ajustement en hauteur	48
3.9/ Analyse de la piste (étude de limitation parvenue).....	49
3.10/ Validation de la procédure avec le BCOP	51
3.11/ Comparaison des résultats	57
Conclusion	58

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Introduction	59
4.1/ Développement de logiciel.....	60
4.2/ Cahier de charge.....	60
4.2.1/ Etude de l'existant	60
4.2.2/ Expression des besoins	61
4.2.3/ Etude conceptuelle	63
4.2.4/ Implémentation.....	66
4.3/ Choix de langage	66
4.3.1/ Delphi.....	66
4.4/ Présentation de l'organigramme de logiciel.....	67
4.5/ Présentation des interfaces de logiciel	68
 Conclusion	 72
 Conclusion générale	 73

Liste des tableaux

N°	Intitulé	Page
1.1	La flotte de la compagnie Tassili Airlines	05
1.2	Les caractéristiques de Q200et Q400	10
2.1	Aspects réglementaire	17
2.2	Les différents segments de la trajectoire de décollage	23
2.3	Les pentes réglementaires exigées	24
2.4	Pénalisation en pente	27
3.1	Les différents aérodromes limités obstacles	33
3.2	Etude des limitations actuelle pour B737-800	38
3.3	Etude des limitations actuelle pour Q200etQ400	39
3.4	Liste d'obstacles les plus pénalisants pour B737-800	40
3.5	Liste d'obstacles les plus pénalisants pour le Q200	41
3.6	Liste d'obstacles les plus pénalisants pour le Q400	42
3.7	Les obstacles dans le virage	45
3.8	Résultats d'ajustements en distance pour B737-800	46
3.9	Résultats d'ajustements en distance pour Q400	47
3.10	Résultats d'ajustements en distance pour Q200	47
3.11	Résultats d'ajustements en hauteur pour B737-800	48
3.12	Résultats d'ajustements en hauteur pour Q400 et Q200	49
3.13	Les nouvelles MMD obtenus pour B737-800	49
3.14	Les nouvelles MMD obtenus pour Q200 et Q400	50
3.15	Comparaison des résultats	57

Listes des figures

N°	Intitulé	page
1.1	Organigramme de la direction générale	03
1.2	Organigramme de la direction d'exploitation	04
1.3	Détermination de MMD par le BPS	14
1.4	Détermination des vitesses de décollage par le BPS	14
2.1	Vitesse associées au décollage	21
2.2	Trajectoire de décollage	22
2.3	Trouée d'envol en ligne droite	30
2.4	Trouée d'envol avec virage	31
3.1	Carte de l'aérodrome de Constantine	36
3.2	Le taux du flux des arrivées et des départs de l'année 2012 /2013	37
3.3	Détermination de rayon de virage pour le Boeing 737-800	43
3.4	Analyse vertical de la trajectoire de vol avec le BCOP	52
3.5	Analyse horizontal de la trajectoire de vol avec le BCOP	53
4.1	Diagramme de cas d'utilisation général	61
4.2	Diagramme d'utilisation Gérer aéroports	62
4.3	Diagramme d'utilisation Gérer Pistes	62
4.4	Diagramme de cas d'utilisation Gérer Obstacles	63
4.5	Diagramme de cas d'utilisation Gérer Avions	63
4.6	Organigramme d'algorithme	64
4.7	Organigramme de logiciel	67

Liste des abréviations

Termes en anglais	Abréviations		Termes en français
Airplane flight manual	AFM		Manual de Vol de l'avion
Aircraft	A/C		Aéronef
Aerodrome	AD		Aérodrome
Aeronautical Information Publication	AIP		Publication d'Information Aéronautique
Above Ground Level	AGL		Élévation niveau de terrain
Air Traffic Services	ATS		Services de Trafic Aérien
Boeing climbout Program	BCOP		Logiciel Boeing de Programme au montée
Boeing Performance Software	BPS		Logiciel de performances Boeing
Payload		C/O	Charge oferte
Federal Aviation Administration	FAA		Administration Federal d'Aviation
Flight Safety Bureau	FSB		Bureau de Sécurité des Vols
Graphical User Interface	GUI		Utilisateur graphic interface
Hygiene , health, Safety and Environment	HSE		Hygiène, santé, sécurité et environnement
International Air Transport Association	IATA		International Air Transport Association
in-flight performance analyses/ report	INFLT/ REPO RT		Analyses de performance en vols / compte rendus
International civil aviation organisation	ICAO	OACI	Organisation de l'Aviation civile internationale
Incorporated Integrated Noise Module	INM		Procédure d'anti-bruit
IATA Operational Safety Audit	IOSA		Les Audit de Sécurité Operational de l'IATA
Joint Aviation Authority	JAA		Autorité de Aviation European
Maximum Takeoff Weight	MTOW	MMD	Masse maximale au décollage
Departure end of the runway	DER		Extrémité de départ de Piste
Next Generation	NG		Nouvelle Generation
Engine Fail		N-1	moteur en panne
Outside Air temperature	OAT		La temperature ambiante
Obstacle	OBST		obstacle
Performances Engineering software	PES		Logiciel de performance des

			ingénieurs
Q Code, Runway orientation	QFU		Code Q pour l'orientation piste
Quick Reference Handbook	QRH		Manual de référence rapide
Standard instrument departure	SID		Départ normalisé aux instruments
Standard arrival	STAR		Arrivée normalisée (aux instruments)
Tassili Airlines	TAL		Compagnie Tassili
Safety Management System	SMS	SGS	Système de Gestion de Sécurité
Quality management System		SGQ	Système de Gestion Qualité
Very Important People	VIP		Personnes Très Importantes
Brake-release		LF	Lachet des freints
Operations	OPS		Opérations
Turning point	TP		Point de virage
Procedure Design Gradient	PDG		Pente de construction de procédure
Federal Aviation Rules	FAR		Réglementation d'Aviation Federal
Joint Aviation Rules	JAR		Réglementation d'Aviation European
Minimum Obstacle Clearance	MOC	MFO	Marge minimale de franchissement d'obstacles

Introduction générale

Introduction générale :

Les services responsables des études au sein des compagnies aériennes ou bureau d'étude ont un défi considérable quant aux procédures de navigation pas uniquement en matière de sécurité mais aussi dans l'optimisation des performances notamment ce qui concerne :

- Les départs standards aux instruments (SID)
- Les arrivées standards aux instruments (STAR)
- Les procédures d'approches et remise de gaz
- L'effacement des obstacles
- Les procédures panne moteurs
- Les exigences en matière de taux et pentes pour tous moteurs opérationnelles et panne moteurs
- L'analyse des procédures de réductions de nuisance sonores.

Le décollage est la phase transitoire pendant laquelle un aéronef passe de l'état statique au sol vers le vol, car la tâche du pilote peut être compliquée par la faible manœuvrabilité à basse vitesse, la présence d'obstacles, ainsi que par les phénomènes météorologique.

La présence d'obstacles dans l'axe de la piste (constructions, montagnes, villes) peut obliger l'avion à effectuer des manœuvres, alors que sa vitesse est encore faible ce qui permet aux avions appelés à utiliser ces aérodromes d'évoluer avec la sécurité voulue et pour éviter que ces aérodromes ne soient rendus inutilisables parce que des obstacles s'élèveraient à leurs abords.

La limitation due à la présence des obstacles, réduit considérablement la masse maximale au décollage donc la charge offerte.

A cet effet, la problématique se pose de la façon suivante :

Peut-on augmenter la charge offerte d'un avion pour une piste limité au décollage, en créant une procédure de décollage spécifique avec virage ?

Pour répondre à cette problématique, nous avons tenté tout au long de ce travail de recherche de déterminer l'impact des obstacles sur les performances de l'avion, l'objet de notre étude est d'élaborer un logiciel pour la conception d'une procédure de décollage en virage pour l'évitement des obstacles sur la base des normes et documents d'orientation édités et mis à jour par l'OACI et des constructeurs d'avion comme Boeing et bombardier pour l'optimisation de la masse maximale au décollage.

De cette problématique découlent des questions secondaires :

Est-ce que la réalisation de la procédure va répondre aux besoins opérationnels ?

Et quelles sont les contraintes mises en charge ?

Pour répondre à cette problématique, nous avons mené une étude en quatre chapitres, structurés comme suit :

- ✚ Chapitre 1 : Contexte et présentation.
- ✚ Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires
- ✚ Chapitre 3 : Construction et validation de la procédure et des résultats
- ✚ Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Pour mener à bien l'étude, nous avons adopté une méthodologie descriptive dans la mesure où nous avons décrit les étapes de conception de la procédure adaptée avec le besoin opérationnel pour l'optimisation des performances des avions, et aussi une méthodologie analytique, dans la mesure où nous pouvons maximiser la masse maximale au décollage.

Chapitre 1 : Contexte et Présentation.

Première partie.- Présentation de l'organisme d'accueil.

Deuxième partie.- Présentation des appareils.

Troisième partie.- Présentation des logiciels.

Chapitre 1 : Contexte et présentation

Ainsi que les six (06) directions et trois (03) délégations qui sont :

- ✚ Direction Commerciale ;
- ✚ Direction de l'exploitation ;
- ✚ Direction Technique ;
- ✚ Direction Ressources Humaines et Moyens ;
- ✚ Direction Financières ;
- ✚ Direction d'études, planification et stratégie ;
- ✚ Délégation Est ;
- ✚ Délégation Oust et
- ✚ Délégation Sud.

Le tout étant sous la direction du Président Directeur Général.

Chapitre 1 : Contexte et présentation

✚ Direction Exploitation

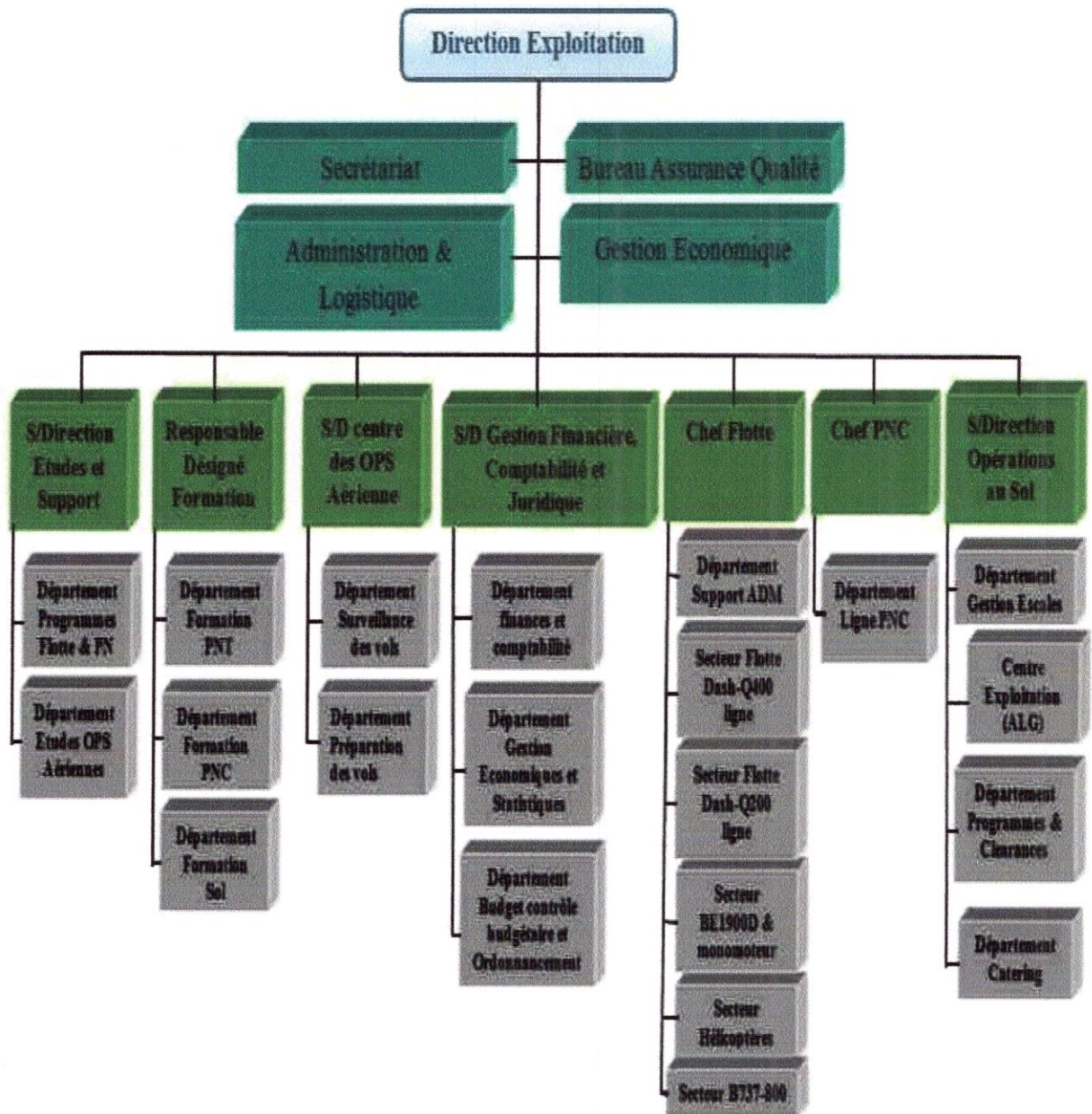


Figure 1.2 : Organigramme de la direction d'exploitation

Source : Manuel d'exploitation de la compagnie Tassili Airlines (MANEX- A)

Chapitre 1 : Contexte et présentation

1.5/ Les différentes missions de TASSILI Airlines :

La société a pour objet l'organisation et l'exploitation de services aériens de transport par aéronef, sur le réseau national et international, dans le domaine suivant :

- Réalisation des vols réguliers ;
- Réalisation des vols à la demande ;
- Affrètement d'avions ;
- Entretien technique des avions ;
- Formation du personnel technique aéronautique ;
- Activité connexe ;
- Toutes autres opérations industrielles, commerciales, financières et immobilières se rattachant directement ou indirectement à son objet social. [1]

1.6/ La flotte exploitée par la compagnie :

Tassili Airlines possède aujourd'hui, en toute propriété, une flotte d'aéronefs de divers types qui lui permet de répondre, de façon adaptée, à la demande du marché aérien en Algérie. Elle est composée de 31 aéronefs dont la capacité va de 4 à 155 sièges: Cette flotte est en cours de modernisation et d'extension ; les avions les plus récents, reçus en 2011, sont des Boeing 737 - 800 NG.

Aéronefs	Nombre de Passagers à Embarquer
03 BEEHCRAFT 1900D	18
04 CESSNA 208 G/C;	09
05 PILATUS PC6;	07
05 BELL 206 L3 (Hélicoptère).	05
02 BELL 206 L4 (Hélicoptère)	05
(4) DASH 8-Q200	37
(4) DASH 8-Q400	74
(4) BOEING 737-800 NG	155

Tableau 1.1 : la flotte de Tassili Airlines [1]

Chapitre 1 : Contexte et présentation

1.7/ Infrastructures de TAL:

1.7.1/ Centre de maintenance :

- Capacité de traitement avions : 2 Q400 et 2 Q200
- Hangar de 75X65m disposant de 1800m² de locaux :
- ✓ 900m² au rez-de-chaussée : ateliers, magazines, bureau de contrôle et de supervision ;
- ✓ 900m² au 1^{er} étage : bureau, salle de réunion, salle de formation, salle de documentation et la bibliothèque technique. [1]

1.7.2/ Centre d'exploitation :

- Surface de 3000m² répartie sur 3 niveaux : bureau, salles d'opérations aériennes, salle de repos pour équipage, salle de briefing-débriefing, documentation et bibliothèque technique,
- Etudes de sol réalisé au moins de mars 07 par le LNHC de Oued Smar,
- Fin des travaux premiers trimestre 2010.

1.7.3/ Tassili Agro-Aérien :

Il est à rappeler, que l'Algérie dès les années 70 (et jusqu'en 2003) possédait une flotte des avions agricoles qui avait pour mission principale la sauvegarde d'un patrimoine national.

La société a pour objet l'organisation et l'exploitation de services aériens dans les domaines suivant

- Lutte antiacridienne (épandage de pesticide) ;
- Travaux agricoles ;
- Relevé Aéro-topographique ;
- Lutte anti-incendie ;

Chapitre 1 : Contexte et présentation

1.7.4/ Naftassili-Air :

La mission principale de « NAFTASSILI-AIR » est de répondre avec des aéronefs appropriés aux besoins du secteur pétrolier et notamment en ce qui concerne :

- L'organisation et l'exploitation de service aérien, intérieur et international, liés exclusivement au secteur pétrolier et parapétrolier ;
- Réalisation de vols Exécutifs Jet ;
- Réalisation de vols d'évacuation sanitaire ;
- Réalisation de vols de surveillance d'installations industrielles ;
- Frètement et affrètement des avions. [1]

Chapitre 1 : Contexte et présentation

Deuxième partie.- présentation des appareils

2.1/ Présentation de DASH 8 : Q200 et Q400 :

2.1.1/ Présentation du constructeur Bombardier:

Bombardier aéronautique est un constructeur d'avion et fournisseur de prestations de services destinées au marché de l'aviation civile :

- Des avions de transport régional (jets et turbopropulseurs),
- Des avions d'affaires,
- Des avions amphibies.

En outre, il assure des services techniques ainsi que des services de formation en maintenance et pilotage.

Son siège social est situé à Montréal au Canada.

Ses effectifs au 31 janvier 2005 s'élèvent à 25 000 personnes, répartis à travers le monde.

Ses revenus pour l'exercice clos le 31 janvier 2005 s'élèvent à 15.8 milliards des dollars américains, dont 95% ont été générés hors du Canada.

2.1.2/ Types d'aéronefs régionaux construits :

Bombardier construit des avions régionaux de type turbopropulseur et turboréacteur dont la gamme va de module 30 au module 90 :

- Le module 30 avec le Q100 (qui n'est plus produit) et le Q200 qui sont des turbopropulseurs ;
- Le module 50 avec le Q300 qui est un turbopropulseur ;
- Le module 70, avec le Q400 en turbopropulseur et le CRJ700 en turboréacteur ;
- Le module 90 avec le CRJ900 en turboréacteur.

↓ Statistiques :

Le nombre d'avions régionaux livrés par ce constructeur a atteint 2042 unités au 31 décembre 2005, dont 390 de type module 70 (Q400 et CRJ700).

Chapitre 1 : Contexte et présentation

La répartition géographique des avions Bombardier exploités dans le monde est comme suit :

- Amériques : 1430
- Asie : 207
- Europe : 415
- Afrique/ Moyen Orient : 55.

L'avion Q400 est exploité en environnement désertique dans 15 pays.

✚ Service et supports :

Les magasins dépôts de pièces de rechange de Bombardier sont situés à :

- Chicago (USA) ;
- Francfort (RFA) ;
- Pékin (Chine) et
- Sydney (Australie).

✚ Certification :

Homologué par l'autorité canadienne Transport Canada (TC) en catégorie de transport et est également conforme aux exigences de l'Agence Européenne pour la Sécurité Aérienne (EASA) pour ce qui est des exigences décrites dans les spécifications respectives de l'appareil.

Il est entré en service pour la première fois en 2001.

Chapitre 1 : Contexte et présentation

2.1.3/ Description générale :

Les masses limitatives de la Série DASH 8		
Avion	Q200	Q400
Masse maximale au décollage	16.047 t	29.257 t
Masse maximale à l'atterrissage	15.65 t	28.009 t
Masse maximale sans carburant	14.70 t	25.855 t
Poids à vide opérationnel	10.483 t	17.185 t
Charge utile	4.21 t	8.670 t
Les dimensions		
Envergure	25.90 m	28.42 m
Longueur	22.30 m	32.84 m
Hauteur	7.49 m	8.34 m

Tableau 1.2 : Les caractéristiques de Q200 et Q400

Source: Airplane Flight Manual (AFM) Bombardier

✚ Hélices :

Les moteurs sont équipés d'une hélice Dowty, modèle R408 à six pales.

Les hélices sont construites de matériaux composites et sont renforcées au niveau des extrémités par une gaine en nickel contre l'érosion du sable. [3]

✚ Performances :

- Vitesse de croisière pour le Q400 : 667 Km/h ;
- VMO : 286 Kt ;
- Vitesse d'atterrissage : 215 Kt ;
- Mach de croisière moyenne : 0.54

Chapitre 1 : Contexte et présentation

✚ Cabines de Q400 :

Compartimentée en trois parties :

- Cabine de pilotage ;
- Cabine passagers ;
- Cellule et Soutes de bagages.

2.2/ Présentation de Boeing 737-800 :

2.2.1/ Présentation de constructeur Boeing :

La compagnie Boeing 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.

La loi anti-trust de 1934 a obligé la compagnie Boeing à se diviser en 03 :

- United Airlines : transport aérien ;
- United Aircraft : fabrication à l'est des USA ;
- Boeing Airplane Company : fabrication à l'ouest des USA.

2.2.2/ Les variantes de B737 construits :

Il existe 9 modèles du 737 répartis en trois générations :

- Les modèles originaux sont les 737-100 et 200 ;
- Les classiques sont le 737-300, le 737-400 et le 737-500 ; [4]
- Enfin la Nouvelle Génération comporte le 737-600, le 737-700, le 737-800 et le 7737-900.

Chapitre 1 : Contexte et présentation

2.2.3/ Description générale de B737-800 :

Le Boeing 737 est un avion de ligne construit par la société Boeing depuis 1965. Il s'agit d'un biréacteur 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.

↓ Les masses limitatives :

- Masse maximale de structure au décollage : 79 015 Kg
- Masse maximale à l'atterrissage : 66 360 Kg
- Masse maximale sans carburant : 62 731 Kg
- Poids à vide opérationnel : 41 720 Kg
- Charge utile : 21 319 Kg [4]

↓ Dimensions :

- Longueur : (31- 42) m
- Envergure : 34.42 m
- Hauteur : 12.57 m
- Largeur de fuselage : 3.76 m
- Largeur maxi cabine : 3.53 m

2.2.4/ Les vitesses du B737-800:

- Vitesse de décollage : 290 Km/h
- Vitesse d'atterrissage : 283 Km/h
- Vitesse de croisière maximale : 880 Km/h
- Mach de croisière : 0.786

Comme tout avion passager sa cabine est divisée en trois : poste de pilotage, cabine passager et la soute.

Troisième partie.- Présentation des logiciels

3.1 Descriptions de logiciel BPS (Boeing Performance Software) :

Boeing Performance Software (BPS) est une application d'interface utilisateur graphique (GUI) qui permet à un utilisateur d'accéder à des programmes suivants pour l'analyse de la consommation de carburant de croisière, et le calcul des performances d'avion au décollage.[5]

BPS est conçu pour créer facilement des entrées et exécuter les logiciels de performance sans que l'utilisateur ait à se rappeler de nombreux noms de variables, nombre de colonnes d'entrée et d'autres paramètres d'entrée du programme. Il fournit également des installations pour créer, enregistrer et réutiliser les paramètres qui sont utilisés dans les programmes.

L'utilisation de BPS ne fera pas de fichiers d'entrée en vigueur et les définitions de l'aéroport / piste obsolète.

3.2/ Calcul des performances au décollage par le BPS :

Le BPS détermine les vitesses (V_1 , V_2 , V_3) en fonction de :

- La masse de décollage
- Configuration Flaps
- Etats de piste (sèche ou mouillé)
- Vent
- Paramètres de piste (pente, Clearway, Stopway)
- La poussée

Chapitre 1 : Contexte et présentation

➤ Détermination de la masse maximale au décollage

OAT	CLIMB	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)			
C	100KG	-10	0	10	20
50	647	657*/40-41-44	671*/41-41-44	676*/41-41-44	681*/41-41-44
		661**45-47-50	678**54-56-59	681**57-59-62	684**60-63-66
45	680	688*/43-44-48	704*/44-44-48	709*/44-44-48	714*/44-44-48
		690**47-48-52	709**55-58-61	714**58-61-64	716**61-64-67
40	712	720*/46-47-51	736*/47-47-51	742*/47-47-51	747*/47-47-51
		719**48-50-54	739**57-59-62	745**59-62-65	749**62-65-68
35	745	750F/48-50-54	768*/49-50-54	774*/49-50-54	780*/50-50-54
		747**49-51-55	769**57-60-63	775**60-63-66	780**63-65-69
30		Certified Limit Weight is shown if more limiting than Runway Limited Weight			
25	782	780S/51-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57
20	783	780S/51-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57
15	785	780S/51-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57	780S/52-53-57
10	786	780S/51-53-58	780S/52-53-58	780S/52-53-58	780S/52-53-58

MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 78000 KG

Figure1.3 : Détermination de MMD par le BPS [5]

➤ Détermination de vitesses associées pour chaque MM

OAT	CLIMB	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)			
C	100KG	-10	0	10	20
50	647	657*/40-41-44	671*/41-41-44	676*/41-41-44	681*/41-41-44
		661**45-47-50	678**54-56-59	681**57-59-62	684**60-63-66
45	680	688*/43-44-48	704*/44-44-48	709*/44-44-48	714*/44-44-48
		690**47-48-52	709**55-58-61	714**58-61-64	716**61-64-67
40	712	720*/46-47-51	736*/47-47-51	742*/47-47-51	747*/47-47-51
		719**48-50-54	739**57-59-62	745**59-62-65	749**62-65-68
35	745	750F/48-50-54	768*/49-50-54	774*/49-50-54	780*/50-50-54
		747**49-51-55	769**57-60-63	775**60-63-66	781**63-66-69
30	780	774F/50-53-57	802*/52-53-57	808*/52-53-57	814*/52-53-57
			800**58-61-65	808**61-64-68	814**64-67-71
25	782	781F/51-53-58	805*/52-53-58	811*/52-53-58	817*/52-53-58
			805**59-62-66	811**62-65-69	818**65-68-72
20	783	787	Takeoff speeds shown are for the Performance Limited Weight		
		785**52-54-58	809**60-63-67	815**63-66-70	820*/53-53-58
15	785	792*/51-54-58	810*/52-54-58	816*/52-54-58	822*/53-54-58
		789**53-55-59	812**61-64-68	818**64-67-71	825**67-71-74
10	786	794*/51-54-58	812*/52-54-58	818*/53-54-58	824*/53-54-58
		793**53-56-60	816**62-65-69	822**65-69-72	828**68-72-76

MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 78000 KG

Figure1.4 : Détermination des vitesses de décollage par le BPS [5]

Chapitre 1 : Contexte et présentation

3.3/ Les sources d'information de vitesses au décollage pour l'équipage en vol :

- FMC (Flight Management computer) ;
- FCOM (Flight Crew Operations Manual) ;
- Fiches d'analyses de piste. [5]

3.4/ Description de logiciel BCOP :

C'est un logiciel d'études des performances conçu pour le groupe des ingénieurs chargé de l'engineering des opérations aériennes « Flight operations engineering group » et plus précisément le sous-groupe « Logiciel ou bien Software » [6]

Il a pour mission ce qui suit :

3.4.1/ Les opérations dans la zone terminale (Terminal area OPS) :

- Analyses de vitesses basses
- Capacité d'analyse pour les basses altitudes ≤ 10000 AGL

3.4.2/ Analyse de trajectoire de vol vertical et horizontal :

- Analyse des SID et STAR;
- Analyse de l'approche et approche interrompue ;
- L'effacement des obstacles ;
- Rapports des pentes.

3.4.3/ Performances tous moteurs et moteurs en panne :

- Calcule des performances au décollage ;
- Panne moteur dans tous les segments autre que décollage.

3.4.4/ Calcul de son ou procédure d'abattement :

- La génération de contour de nuisance sonore ;
- La génération du niveau de décibel pour un point spécifique.

Chapitre 1 : Contexte et présentation

3.4.5/ La structure de logiciel :

Il comporte :

- Une interface d'utilisation Windows ;
- Une base de donner « climbout format IATA » ;
- Une base de données cellule/ moteur unique. [6]

3.4.6/ Architecture de logiciel :

↓ Les fichiers et le contenu de BCOP :

Il contient quatre fichiers :

1/ Fichier de base de données avion :

Il contient la base de données des performances des avions conforme à l'AFM (Airplane flight Manual).

2/ Fichiers applications de base de données :

Il contient :

- La base de données d'aéroport ;
- Le profil type vertical et horizontal ;
- La base de données des paramètres sortie.

3/ un fichier INM dos :

- Système data : la base de données standard de nuisance sonore ;
- Système obstacles ;
- Système data, les entres utilisables.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires.

Première partie.- Etude opérationnelle.

Deuxième partie.- Conception de la procédure.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

Introduction :

Les limites d'utilisation est une traduction et adaptation à l'exploitation des règlements de navigabilité et d'exploitation qui ont pour but d'assurer la sécurité des vols.

Aspects réglementaire :

	OACI	USA (FAA)	EUROPE (JAA)	Applicabilité	Document
Navigabilité	Annexe 8	FAR Part 25	JAR 25	Construction de l'avion	Manuel de vol
Exploitation	Annexe 6	FAR Part 121	JAR25 OPS1	Utilisation de l'avion	Manuel d'exploitation

Tableau 2.1 : Aspects réglementaires.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

1.5/ Masse maximale de structure sans carburant (MMSC) :

Nous savons que toute la structure de l'avion (fuselage, voilures, moteurs...) est portée principalement par la résultante des forces aérodynamique, cette dernière est appliquée sur les ailes. [7]

Dans la phase finale de vol, la quantité du carburant qui se trouve dans les réservoirs des ailes tend vers zéro, ce qui fait fléchir l'aile, cette flexion engendre des efforts supplémentaires à l'emplanture qui peut affecter la sécurité du vol si la masse du fuselage est importante. D'où la masse maximale de structure sans carburant.

2/ Limitations au décollage :

Les performances au décollage dépendront des vitesses minimum lies d'une part à l'aérodynamique et d'autre part à la dissymétrie motrice en cas de panne pendant cette phase.

Aussi au cours du décollage des marges devront être prises par rapport à ces vitesses.

2.1/ Vitesses associées au décollage :

2.1.1/ vitesse de décision (V1) :

C'est la vitesse retenue comme moyen de décision en cas de panne de toute nature au cours de la manœuvre de décollage.

En fait V1 est la vitesse maximale à laquelle, en cas de panne, le pilote devra initier une action de freinage pour interrompre le décollage.

Remarque :

Arrêt du décollage en cas de la panne moteur reconnue avant V1

Poursuite du décollage en cas de la panne moteur reconnue après V1

✚ Notion de V_{EF} :

C'est la vitesse à laquelle le moteur critique sera supposé tomber en panne au cours de la manœuvre de décollage.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

Dans la détermination des performances aux essais, c'est la vitesse à laquelle le moteur critique sera mis en panne. [7]

$$V_{EF} \geq V_{MCG}$$

✚ Vitesse minimale de contrôle au sol (V_{MCG})

C'est la vitesse air conventionnelle pendant le roulage au décollage à laquelle, en cas de panne du moteur critique, il est possible de reprendre le contrôle de l'avion en utilisant uniquement les commandes aérodynamiques principales.

2.1.2/ Vitesse de rotation (V_R):

Vitesse à laquelle le pilote, par action sur le manche, cabre la machine et l'amène suivant une technique précise à l'assiette désirée pour le décollage.

- Elle déduite du calcul de V_{LOF} , elle devra vérifier :

$$V_R \geq 1.05 V_{MCA}$$

✚ Vitesse minimale de contrôle en montée initiale (V_{MCA})

Vitesse-air à laquelle, en cas de panne brutale du moteur critique, il est possible de reprendre le contrôle de l'avion et de le maintenir en vol rectiligne avec une inclinaison inférieur ou égal à 5° .

2.1.3/ Vitesse de sécurité au décollage (V_2):

Vitesse à laquelle le décollage est assuré.

Elle doit être atteinte au plus tard au passage des 35ft et maintenue au moins jusqu'à 400ft de hauteur pour le respect des performances.

- V_2 doit rester supérieur ou égale à $V_{2\text{mini}}$
- $V_{2\text{mini}}$ étant la plus grande des deux valeurs suivantes
 - $1.2 V_S$ ou $1.15 V_S$ (quadri turbopropulseurs)
 - $1.1 V_{MCA}$

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

- **Vitesse de décrochage V_S :**

C'est la vitesse minimale de vol en régime stabilisé dans la configuration considérée que ce soit décollage, croisière, approche ou atterrissage.

Les conditions de détermination de V_S sont les suivantes :

- Moteur au ralenti ou poussée nulle ;
- Centrage le plus défavorable sur la vitesse de décrochage

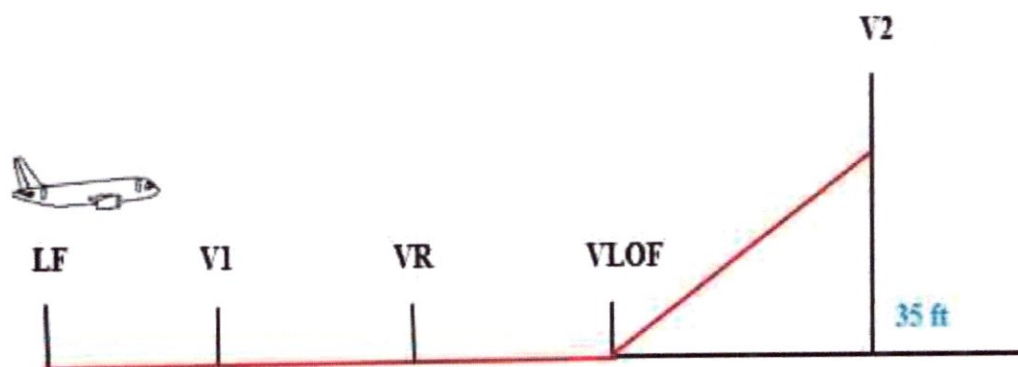


Figure 2.1 : Vitesses associées au décollage

Source : FAR-JAR / 25.107

3/ Limitations de montée et d'obstacle :

3.1/ Trajectoires réglementaires de décollage :

La trajectoire réglementaire de décollage commence au lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint 1500ft de hauteur brute avec un moteur en panne à V_{EF} elle se décompose de deux trajectoires : [7]

✚ La trajectoire de décollage :

Depuis le lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint 35ft de hauteur brute.

Les calculs tiendront compte de la masse de l'avion, altitude pression et la température ambiante de l'aérodrome, pas plus de 50% de la composante de vent de face et 150% de la composante de vent arrière.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

Trajectoire d'envol :

Trajectoire ayant pour origine le passage des 35ft et pour extrémité le point où l'avion atteint 1500ft de hauteur brute.

Trajectoire de décollage = Décollage + trajectoire envol

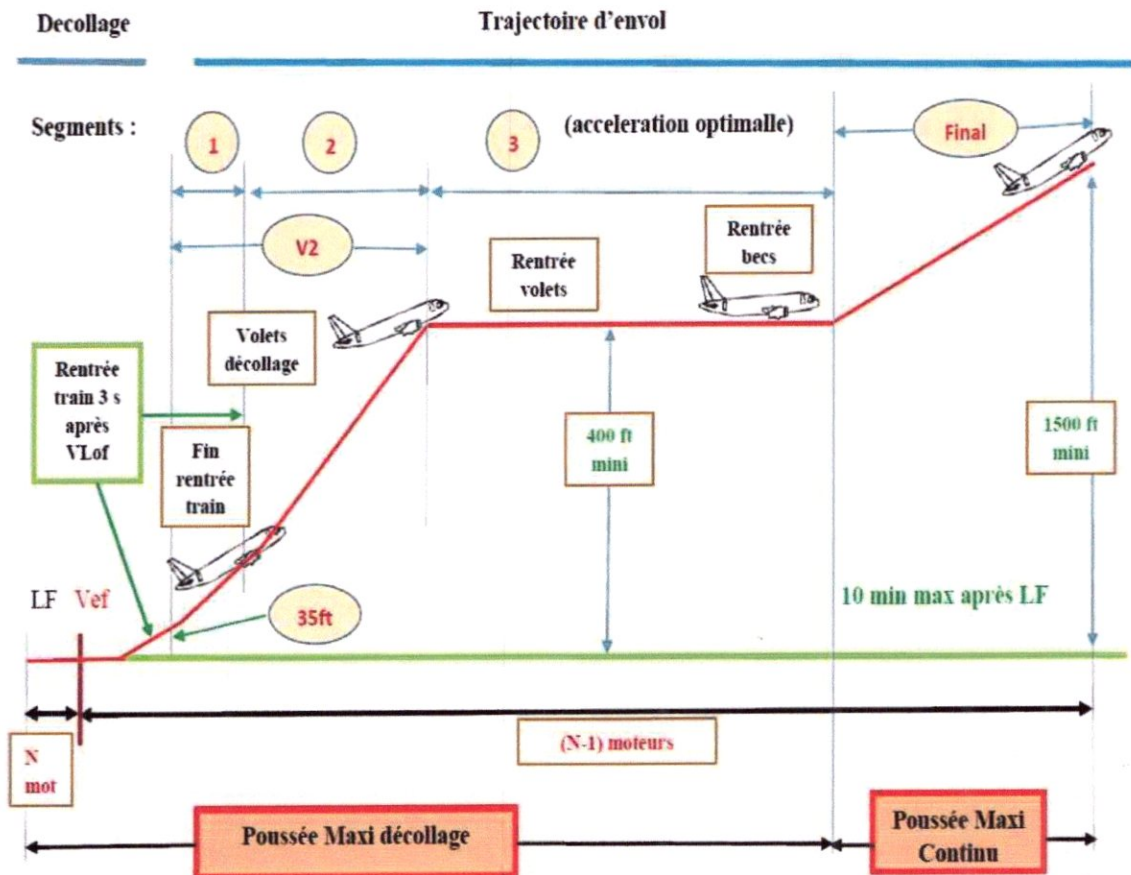


Figure 2.2 : Trajectoire de décollage

Source : FAR-JAR / 25.107

La trajectoire de décollage est en général tracée par la méthode des segments, chaque segment correspond à un changement de configuration.

Si, sur certains segments, la configuration est évolutive (rentrée du train), pour le tracé on retiendra généralement une configuration fixe considérée la plus pénalisante.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

3.2/ Les segments de la trajectoire de décollage :

Dans chacun des segments ci-dessous la configuration de l'avion est la suivante :

Segments	Configuration			
	Trains	Volet / Becs	Poussée	Vitesse
V_{LOF}	Sortis	Décollage	Maxi décollage	V_{LOF}
1 ^{er} Segment	Rentrés	Décollage	Maxi décollage	V_2
2 ^{eme} Segment	Rentrés	Décollage	Maxi décollage	V_2
3 ^{eme} Segment	Phase d'accélération d'arrêt pour les rentrés des volets et des becs Définie par le constructeur : Variable suivant la machine			
Segment final	Rentrés	Rentrés	Maxi continue	$V_{OM} \geq 1.25 V_S$

Tableau 2.2: les différents segments de la trajectoire de décollage [7]

Note : Si la hauteur de 1500ft est atteinte avant 5 min, il n'existe pas un segment final pour l'avion considéré.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

3.3/ Les pentes réglementaires exigées :

La réglementation exige les pentes suivantes pour chaque segment et pour chaque type d'avion y compris le moteur critique en panne.

	Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
1^{er} Segment	0 %	0.3%	0.5%
2^{eme} Segment	2.4%	2.7%	3%
Segment final	1.2%	1.5%	1.7%

Tableau 2.3 : Les pentes réglementaires exigées [7]

3.4/ Paramètres opérationnels à prendre en compte pour la détermination des performances de décollage :

On peut les classer en deux catégories :

3.4.1/ Paramètres subis :

1/ Température :

Agit sur deux aspects :

- Aspect avion : lorsque la température augmente, la masse volumique diminue.
- Aspect moteur : lorsque la température deviendra élevée, la poussée de moteur diminuera [7]

De ce fait l'accélération au décollage diminuera, les distances augmenteront et les pentes le long de la trajectoire de décollage diminueront.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

2/ Altitude-pression :

Se manifeste également sous deux aspects :

- Aspect avion : lorsque l'altitude- pression Z_P augmente la masse volumique diminue, il faudra augmenter la vitesse au décollage
- Aspect moteur : la diminution de la masse volumique entrainera une diminution de la poussée de moteur. [7]

3/ Vent :

Un vent de face ou (debout) aura pour effet de diminuer la vitesse sol de décollage et entrainera de ce fait une diminution des distances associées au décollage.

Un vent arrière aura l'effet inverse.

Le vent n'aura aucune influence sur les pentes de la trajectoire réglementaire de décollage puisque ce sont des pentes-air.

4/ Pente piste :

- Descendante : diminution des distances.
- Montante : augmentation des distances.

5/ Etat de la piste :

Les différents éléments pouvons affecter les performances de décollage sont les suivantes :

- Eau
- Neige ou glace fondante
- Neige mouillée
- Neige poudreuse
- Neige compacte
- Glace

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

6/ Humidité de l'air :

Les performances doivent être déterminées en tenant compte d'un degré d'humidité de 80% pour les températures inférieure ou égale à la température standard et de 34% la température standard + 10°C.[7]

7/ Prélèvement d'air :

Ont pour effet de diminuer la poussée moteur au décollage et par conséquent d'augmenter les distances de décollage et de diminuer les pentes après décollage.

3.4.2/ Paramètres choisis :

1/ Vitesse critique V_1

2/ Braquage des volets :

Une augmentation du braquage au décollage provoquera une augmentation de C_z donc une diminution de la vitesse de décollage et des distances associées.

Si on augmente V_2 , la distance de décollage sera accrue.

3.5/ Définition d'obstacle :

Objet artificiel, objet naturel ou relief situé à un emplacement géographique fixe ou qu'on peut s'attendre à trouver à un emplacement fixe dans une zone prescrite et pour lequel il est prévu ou il faut prévoir une marge verticale de franchissement pendant le vol.[8]

3.6/ Marge de franchissement des obstacles (MFO) :

Au décollage la réglementation impose aux aéronefs de franchir les obstacles de la trouée d'envol avec une marge suffisante, ce qui nous conduit à définir ce que l'on appelle la trajectoire brute et la trajectoire nette des avions après décollage. [7]

- **La trajectoire brute** est déterminée à partir de la trajectoire réelle effectuée au cours des essais en vol pour la certification.
- **La trajectoire nette** est celle dont la pente en tout point reste inférieure à la pente de la trajectoire brute.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

- On a :

$$\text{Trajectoire nette} = \text{Trajectoire brute} - \text{Pénalisation}$$

Pénalisation en pente		
Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
0.8%	0.9%	1%

Tableau 2.4 : pénalisation en pente [7]

Note :

La trajectoire nette d'envol doit effacer les obstacles situés dans la trouée d'envol avec une marge de 35ft.

Le constructeur découpe la trajectoire en différents segments de telle manière à respecter les marges au-dessus des obstacles situés dans la trouée d'envol.

Deuxième partie.- conception de la procédure

2.1/ Procédures de départ :

Une procédure de départ prévoit une marge de franchissement d'obstacles immédiatement après le décollage, jusqu'à ce que l'aéronef intercepte un segment en route. Les procédures de départ incluent, sans s'y limiter, des routes de départ normalisées et les procédures correspondantes. Une procédure de départ n'est pas déterminée uniquement en fonction des impératifs de franchissement d'obstacles, mais peut aussi être requise pour des motifs de contrôle de la circulation aérienne, de gestion de l'espace aérien, Contraintes opérationnelles (gain de temps, économie de carburant, simplicité) et d'autres raisons. [9]

2.1.1/ Début de la procédure de départ :

Dans le cas des avions, la procédure de départ commence à l'extrémité départ de la piste DER, qui correspond à l'extrémité de l'aire déclarée adéquate pour le décollage (c'est-à-dire l'extrémité de la piste ou, le cas échéant, du prolongement dégagé).

Etant donné que le point d'envol varie, et afin de protéger les virages avant la DER, l'aire protégée commence en un point situé à 600m du début de la piste. Cela est basé sur l'hypothèse que la hauteur minimale de virage à 120m (400ft) au-dessus de l'altitude topographique de la DER pourrait être atteinte à 600m du début de la piste, toutefois, pour les aéronefs de catégories A ou B*, une hauteur inférieure peut être adoptée en cas de nécessité, à condition qu'elle reste supérieure ou égale à 90m (295ft).

Note : L'altitude topographique de la DER est l'altitude de l'extrémité de la piste, ou l'altitude de l'extrémité du prolongement dégagé si cette dernière est plus élevée.

✚ Pente de calcul de procédure :

La pente de calcul de procédure PDG est la pente de monter publiée, mesurée à partir de 5m (16ft) au-dessus de la DER. La valeur minimale de la PDG est 3.3%.

*Voir annexe n°03

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

La route de départ est ajustée pour obtenir la PDG minimale. Si cela n'est pas possible, la PDG peut être augmentée pour procurer la marge minimale de franchissement d'obstacles au-dessus des obstacles 0.8% de la distance de puis la DER.

2.1.2 / La trouée d'envol :

Les obstacles à prendre en compte lors de la phase de décollage sont ceux situés dans la trouée d'envol définie comme suit :

C'est une zone de prise en compte des obstacles au sein de laquelle il faut franchir tous les obstacles avec les marges verticales prescrites par les exigences réglementaires. [7]

↳ Trouée d'envol pour un départ direct :

Au cours des départs directs ou lorsque l'écart entre la route prévue ou le cap prévu de l'avion et l'axe de la piste est de 15 degrés ou moins du cap de la prolongation de l'axe de piste, les critères ci-après s'appliquent :

1/ La largeur de la zone de prise en compte des obstacles est de $0,0625D$ pieds de chaque côté de la route prévue où :

D est la distance en pieds le long de la trajectoire de vol prévue à partir du bout de la piste, sauf lorsqu'elle est limitée par l'un des éléments ci-après ou par la largeur maximale.

2/ La largeur minimale de la zone de prise en compte des obstacles est de 200 pieds plus la moitié de l'envergure des ailes de chaque côté de la route prévue à l'intérieur des limites de l'aérodrome et de 300 pieds plus la moitié de l'envergure des ailes de chaque côté de la route prévue à l'extérieur des limites de l'aérodrome.

3/ La largeur maximale de la zone de prise en compte des obstacles est de 2 000 pieds de chaque côté de la route prévue. [13]

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

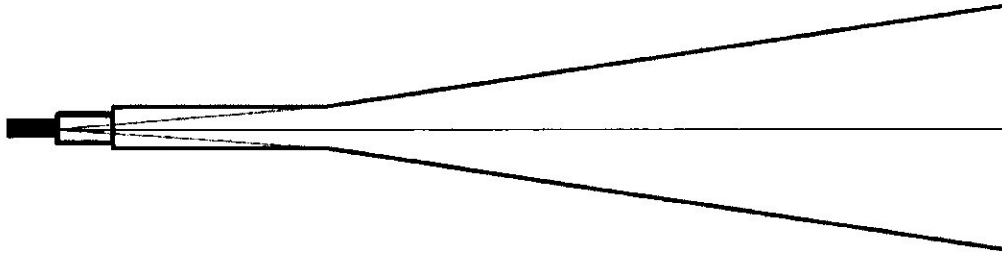


Figure 2.3: Trouée d'envol en ligne droite

Source : FAA AC 120-91,

Note :

Les dimensions fournies dans cette rubrique sont les marges minimales et peuvent être augmentées pour tenir compte de situations spécifiques.

2.2.2/ Départs avec virage :

Au cours des départs comprenant des virages dans la route prévue ou lorsque l'écart entre le cap de l'avion et le cap de la prolongation de l'axe de piste est de plus de 15°, une trouée d'envol doit être établi au sens du virage. [9]

✦ Trouée d'envol pour un départ avec virage :

Au cours des départs comprenant des virages dans la route prévue ou lorsque l'écart entre le cap de l'avion et le cap de la prolongation de l'axe de piste est de plus de 15 degrés, les critères suivants s'appliquent :

1/ Le segment droit initial, s'il y a lieu, a la même largeur que pour un départ direct;

2/ La largeur de la zone de prise en compte des obstacles à l'amorce du segment tournant est la plus grande des valeurs suivantes :

- ✓ 300 pieds plus la moitié de l'envergure des ailes de chaque côté de la route prévue;
- ✓ La largeur de la zone de prise en compte des obstacles à la fin du segment droit initial, s'il y a lieu;
- ✓ La largeur à la fin du segment immédiatement précédent, s'il y a lieu, calculée au moyen de la méthode d'analyse de la route de l'avion.

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

3/ Par après, pour les segments droits ou tournants, la largeur de la zone de prise en compte des obstacles augmentera de $0,125D$ pieds de chaque côté de la route prévue (où D est la distance en pieds le long de la trajectoire de vol prévue à partir du début du premier segment tournant), sauf lorsqu'elle est limitée par la largeur maximale ci-après;

4/ Largeur maximale de la zone de prise en compte des obstacles est de 3 000 pieds de chaque côté de la route prévue. [13]

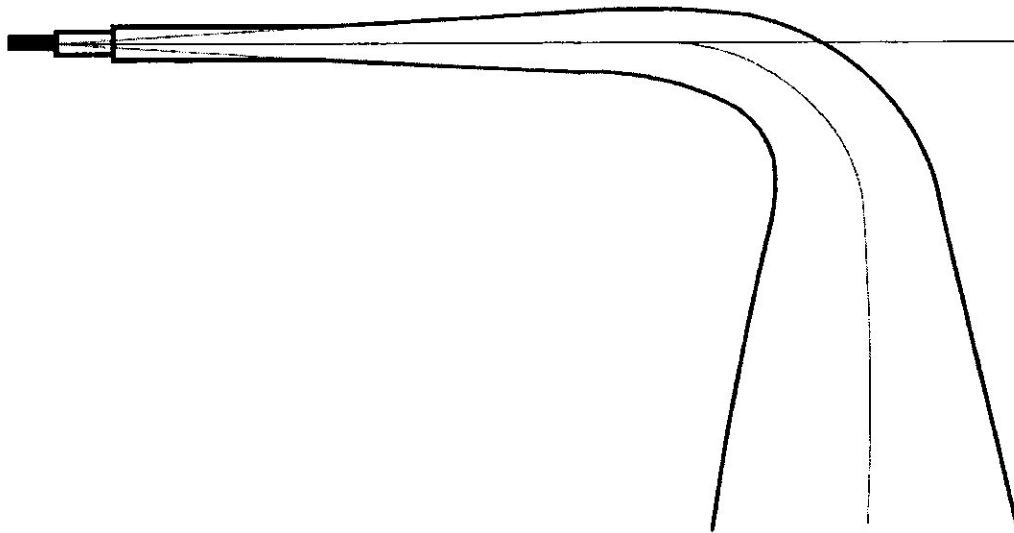


Figure 2.4 : Trouée d'envol avec virage

Source : FAA AC 120-91,

2.3 / Paramètres de virage :

Les paramètres sur lesquels sont basées les aires de virage sont les suivants :

- 1/ Altitude ;
- 2/ Température ;
- 3/ Vitesse V_V :

La vitesse vraie est calculée à partir de la vitesse indiquée corrigée à l'altitude de l'avion et à la température (ISA):

$$V_V = V_i * K \quad \text{avec ;}$$

V_V : Vitesse vraie.

V_i : Vitesse indiquée

K : Facteur de conversion calculé à partir des abaques. [9]

Chapitre 2 : Définitions et exigences réglementaires

4/ Vitesse du vent :

Vent maximal en probabilité de 95 % sur base omnidirectionnelle, si des données statistiques sur le vent sont disponibles, s'il n'y a pas de données sur le vent, un vent omnidirectionnel de 56 km/h (30 kt) devrait être utilisé. [9]

5/ angle d'inclinaison latérale :

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. [9]

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. [8]

2.4 / Virage à un TP désigné :

Un TP désigné est choisi pour permettre à l'aéronef d'éviter un obstacle situé droit devant. Les critères de départ en ligne droite s'appliquent jusqu'au premier TP. [9]

2.5/ Détermination de rayon de virage :

Le rayon de virage est déterminé comme suit :

2.5.1/ La méthode graphique :

Le rayon est déterminé par l'intersection de la vitesse V_2 et l'angle d'inclinaison de l'avion. [10]

2.5.2/ La formule générale :

$$R = V^2 / g \tan \alpha \quad [11] \quad \text{avec :}$$

R est le rayon de virage

$$g : 9.81 \text{ m/s}^2$$

α est l'angle d'inclinaison de l'avion, limité à 15°

V est la vitesse vrai de l'avion.

Chapitre 3 : Construction de la procédure et validation des résultats

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Introduction :

Dans ce chapitre nous allons concevoir la procédure de décollage spécifique à la piste 16 pour les deux types d'avion B737-800 (catégorie C) et Q400, Q200 (catégorie B), prenant en considération les performances avions spécifiques.

Une analyse approfondie du terrain et des obstacles afin de décider du sens des virages et autres détails.

A la fin nous allons valider cette procédure avec le BCOP et les résultats avec le BPS.

Les aérodromes limités obstacle sont représentés dans le tableau ci-dessous ;

Code(OACI)	Code(IATA)	Aéroports	Wilaya
DAAE	BJA	Soummam Abane Ramdane	Bejaia
DAAV	GJL	Ferhat Abbas	Jijel
DAAT	TMR	Aguenar- Hadj Bey Akamoukh	Tamanrasset
DABB	AAC	Rabeh Bitat	Annaba
DABC	CZL	Mohammed Boudiaf	Constantine
DABS	TEE	Cheikh- Larbi Tébessi	Tébessa
DAOR	CBH	Boudghene- Ben Ali Lotfi	Bechar
DAUB	BSK	Mohammed Khider	Biskra
DAOY	ECB	El-Bayad	El-Bayad

Tableau 3.1 : Les différents aérodromes limités obstacles

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

3.1/ Choix d'aéronefs:

Nous avons choisi deux différentes catégories d'avions de la flotte de Tassili Airlines pour effectuer notre recherche qui sont :

Le Boeing 737-800 (catégorie C) et le Q400, Q200 (catégorie B) prenant en considération la spécificité de performances avions afin d'obtenir des différentes résultats pour valider notre étude.

3.2/ Choix de l'aéroport :

Après une étude fonctionnelle des aérodromes, nous avons constatés que l'aérodrome de Constantine présente un défi particulier, quant aux obstacles qui limitent la trajectoire de vol disponible, aussi l'analyse des cartes topographique montre que la piste (QFU) 16 représente le cas le plus critique qui donne des résultats conservateurs pour tous les autres aérodromes.

Une étude des statistiques dévoile une progression des courants de trafic aérien actuel au niveau de l'aéroport de Constantine qui peut être influencé par la présence de ces obstacles qui affectent la fluidité de trafic.

3.2.1/ Description de l'aérodrome de Constantine :

L'aérodrome international de Constantine se trouve dans l'espace aérien appartenant à la classification D dont les coordonnées géographiques sont 36 17 07 N 006 37 09E.

Cet aérodrome se situe à une distance de 5.4 NM au Sud de la ville. [12]

- L'altitude du terrain est de : 706 mètres.
- Température de référence : 33.6 °C.
- La déclinaison magnétique : 0° W.
- L'altitude de transition est de : 1920 mètres.
- Types de trafic autorisés : IFR/VFR. En matière d'infrastructure, l'aérodrome se compose en deux pistes :

✚ Une Piste principale 16/34 :

- Orientation magnétique : 159°/339° ;
- Coordonnées géographiques :

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

- ✓ THR 16 : 36 17 17 N 006 36 38 E
- ✓ THR 34 : 36 15 46 N 006 37 21 E
- Dimensions : 3000 x 45 mètres.

✚ Une Piste secondaire 14/32 :

- Orientation magnétique : 136°/316° ;
- Coordonnées géographiques :
- ✓ THR 14: 36 17 04 N 006 36 53 E.
- ✓ THR 32 : 36 16 08 N 006 38 00 E.
- Dimensions : 2400 x 45 mètres.

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

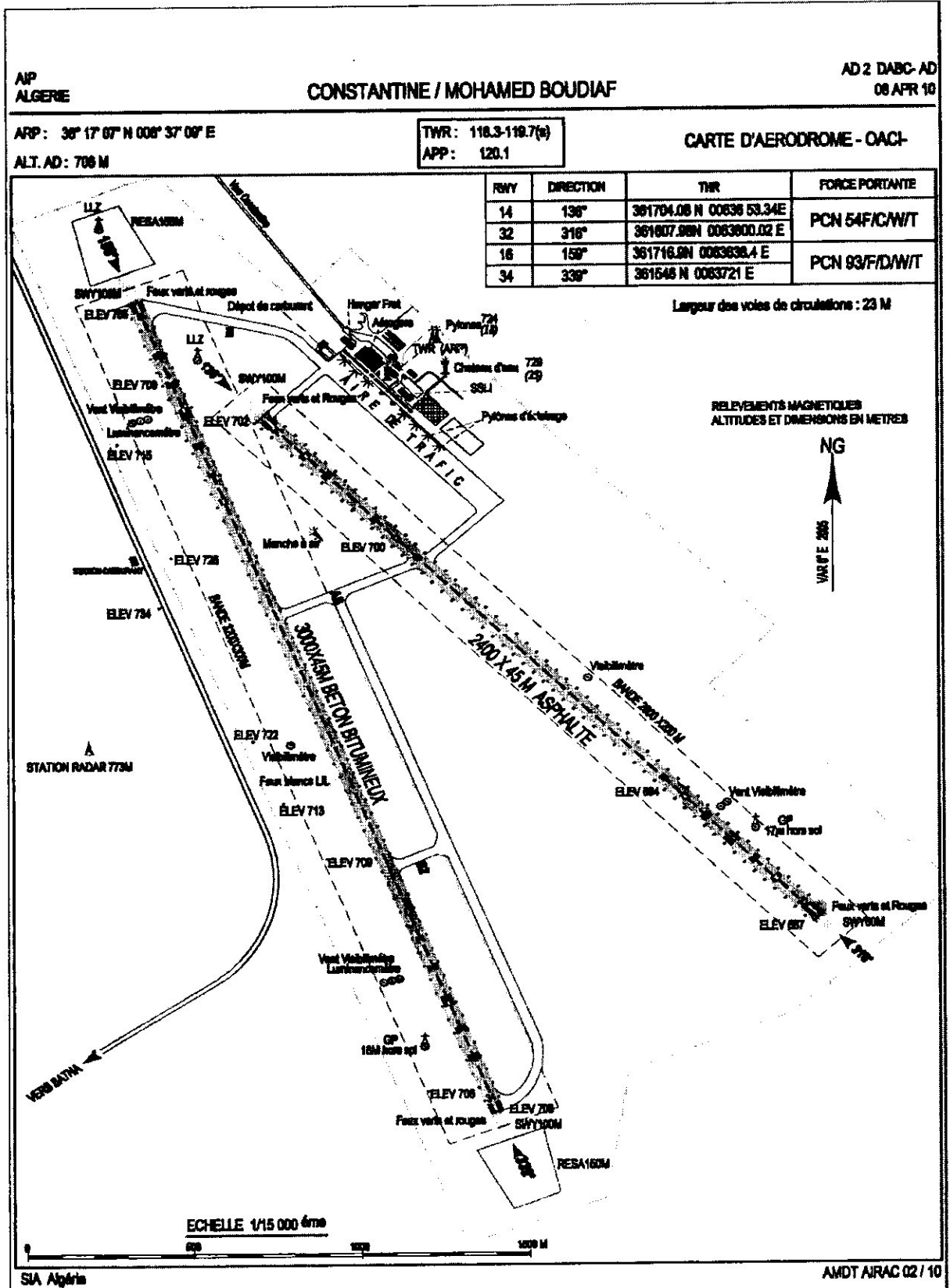


Figure 3.1 : Carte de l'aérodrome de Constantine

Source : ENNA (AIP)

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

3.2.2/ Etude des statistiques :

Une étude des statistiques a démontré une évaluation des courants du trafic actuel ou prévu au niveau de l'aéroport de Constantine, cela est représenté sous forme graphique :

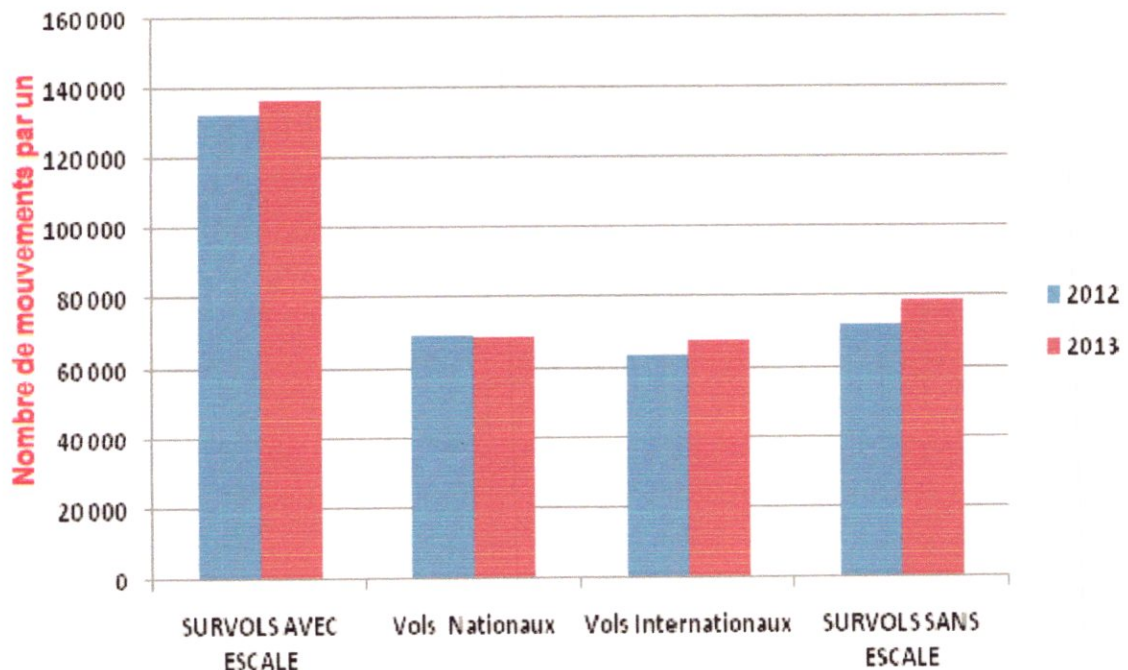


Figure 3.2 : Le taux du flux des arrivées et des départs de l'année 2012/ 2013

Source : ENNA

3.3/ Analyse de la piste (Etudes des limitations actuelles) :

Chaque piste est caractérisée par des fiches d'analyse* représentant les différents paramètres, comme la température ambiante (OAT) et les différentes composantes de vent, selon l'état de piste (sèche ou mouillé) et la configuration des moteurs**, dont le but est de déterminer la nature de limitation existante.

Les résultats sont représentés ci-dessous :

* Voir annexe 07

**détermination de la poussée

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Aéroport	T de Référence	Configuration A/C	Piste QFU	Etat de Piste	Poussée (K)	Vent (Kt)	MMD (Kg)	La nature de limitation
DABC	33.6°C	FLAPS 5	16	DRY (Sèche)	27K	-10	45700	Obstacle
						0	48200	
						20	50000	
				WET (mouillé)	27K	-10	45700	Obstacle
						0	48200	
						20	50000	

Tableau 3.2 : Etude des limitations actuelles pour B737-800

Aéroport	Type A/C	T (°C)	Configuration A/C	Piste QFU	Etat de Piste	Poussée (K)	Vent (Kt)	MMD (Kg)	La nature de limitation
DABC	Q200	33.6°C	FLAPS 15	16	DRY (Sèche)	12	-10	15487	Obstacle
							0	16297	
							20	16470	
					WET (mouillé)	12	-10	15486	Obstacle
							0	16293	
							20	16470	

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

DABC	Q400	33.6°C	FLAPS15	16	DRY (Sèche)	12	-10	15487	Obstacle
							0	16297	
							20	16819	
					WET (mouillé)	12	-10	15486	Obstacle
							0	16293	
							20	16815	

Tableau 3.3 : Etude des limitations actuelles pour Q200 et Q400

3.4/ les obstacles les plus pénalisants :

Nous avons introduit les obstacles dans le BPS* pour déterminer ceux qui percent.

Altitude d'obstacle (m)	Distance / seuil de Piste (m)	MMD (Kg) avec Poussée 27K	Etat de piste
728	3250	71100*	Dry (sèche)
763	4100	69200*	
767	5000	78900F	
715	6100	78900F	
735	8000	78900F	
742	8150	78900F	
738	9250	78900F	
668	9300	78900F	
693	9500	78900F	
752	10500	78900F	

* Voir chapitre 01, P 13

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

852	11250	77200*	
890	11700	75200*	
886	12500	76400*	
996	13000	71000*	
829	14150	78900F	
755	14500	78900F	
732	16500	78900F	
1573	17150	56400*	
868	18000	78900*	
NB : F = limitation piste, et * = limitation obstacle			

Tableau 3.4 : Liste d'obstacles les plus pénalisants pour B737-800

Altitude d'obstacle (m)	Distance / seuil de Piste (m)	MMD (Kg) avec Poussée 12K	Etat de piste
728	3250	NL	Dry (sèche)
763	4100	NL	
767	5000	NL	
715	6100	NL	
735	8000	NL	
742	8150	NL	
738	9250	NL	
668	9300	NL	

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

693	9500	NL	
752	10500	NL	
852	11250	NL	
890	11700	NL	
886	12500	NL	
996	13000	NL	
829	14150	NL	
755	14500	NL	
732	16500	NL	
1573	17150	16297*	
868	18000	NL	

NB : NL= non limité, et * = limité obstacle

Tableau 3.5 : Liste d'obstacles les plus pénalisants pour Q200

Altitude d'obstacle (m)	Distance / seuil de Piste (m)	MMD (Kg) avec Poussée 12K	Etat de piste
728	3250	21948 *	Dry (sèche)
763	4100	20766 *	
767	5000	22205 ²	
715	6100	22205 ²	
735	8000	22205 ²	

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

742	8150	22205 ²
738	9250	22205 ²
668	9300	22205 ²
693	9500	22205 ²
752	10500	22205 ²
852	11250	22173 [*]
890	11700	21643 [*]
886	12500	21943 [*]
996	13000	20376 [*]
829	14150	22205 ²
755	14500	22205 ²
732	16500	22205 ²
1573	17150	16297 [*]
868	18000	22205 [*]

NB : ² = limitation 2^{ème} segment, et ^{*} limitation obstacle

Tableau 3.6 : liste d'obstacles les plus pénalisants pour Q400

3.5/ Détermination de sens de virage :

1/ Détermination de rayon de virage pour B737-800

- **Pour un virage nominal (tous moteurs en fonctionnement) :**

L'intersection entre la vitesse vraie (Vv) et l'angle de virage donne un rayon égal à 2926m (9600ft). [10]

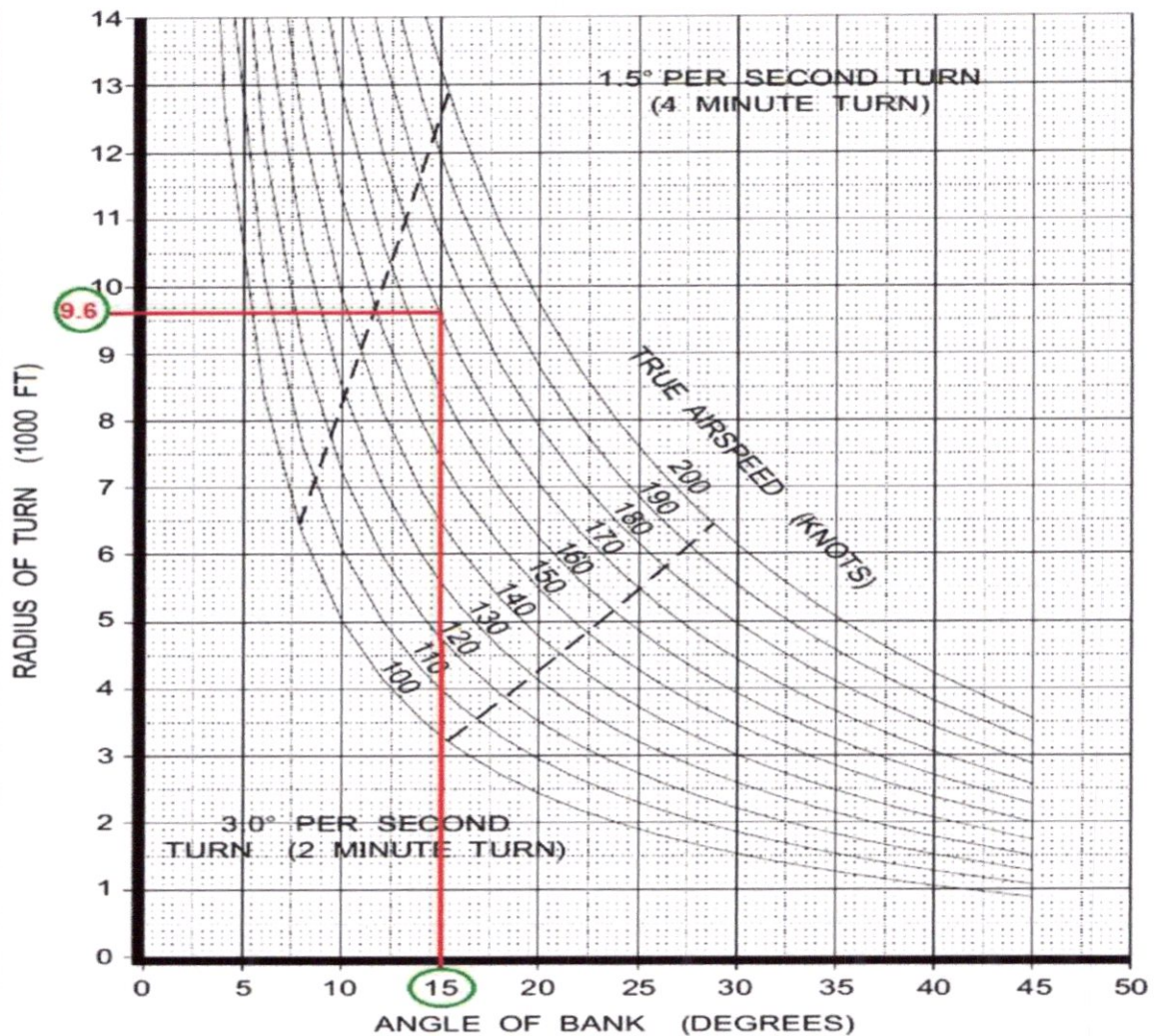


Figure. 3.3 : Détermination de rayon de virage pour B737-800 [10]

- Pour un virage avec panne moteur à droite :
Le rayon de virage égale à 2621m (8600ft)
- Pour un virage avec une panne moteur à gauche :
Le rayon de virage égale à 3658m (12000ft)

2/ Détermination de rayon de virage pour le Q200 et le Q400

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \alpha} \quad [11] \quad \text{avec :}$$

$$V_V = V_I \cdot k ; \quad [9]$$

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Type d'avion	V_1 (m/s)	K	V_V (m/s)	g (m/s ²)	α (°)	R (m)
Q200	55	1.0864	60	9.81	15	1370
Q400	70	1.0864	76	9.81	15	2197

3.6/ Effet de vent :

1/ Calcul de la distance de rayon D_R :

$D_R = \pi * R$ [11] avec R est le rayon nominal.

R (m)	Π	D_R (m)
2926	3.142	9193.5

2/ Calcul de temps de virage T_R :

$T_R = D_R / V_2$ [11]

D_R (m)	V_V (m/s)	T_R (s)
9193.5	87	105.7

3/ Calcul de la vitesse angulaire Φ :

$\Phi = 180^\circ / T_R$ [11]

$\Phi = 2^\circ/s$

4/ Calcul de déplacement de l'avion ΔX :

- Calcul de temps de déplacement

$T = \alpha / \Phi$ [11]

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

- Calcul de déplacement ΔX :

$\Delta X = T * W$ [11] avec W est la vitesse du vent 30 kt omnidirectionnel

α (°)	T (s)	ΔX (m)
90	45	693
135	68	1047
180	90	1386

3.7/ Détermination des obstacles dans le sens de virage :

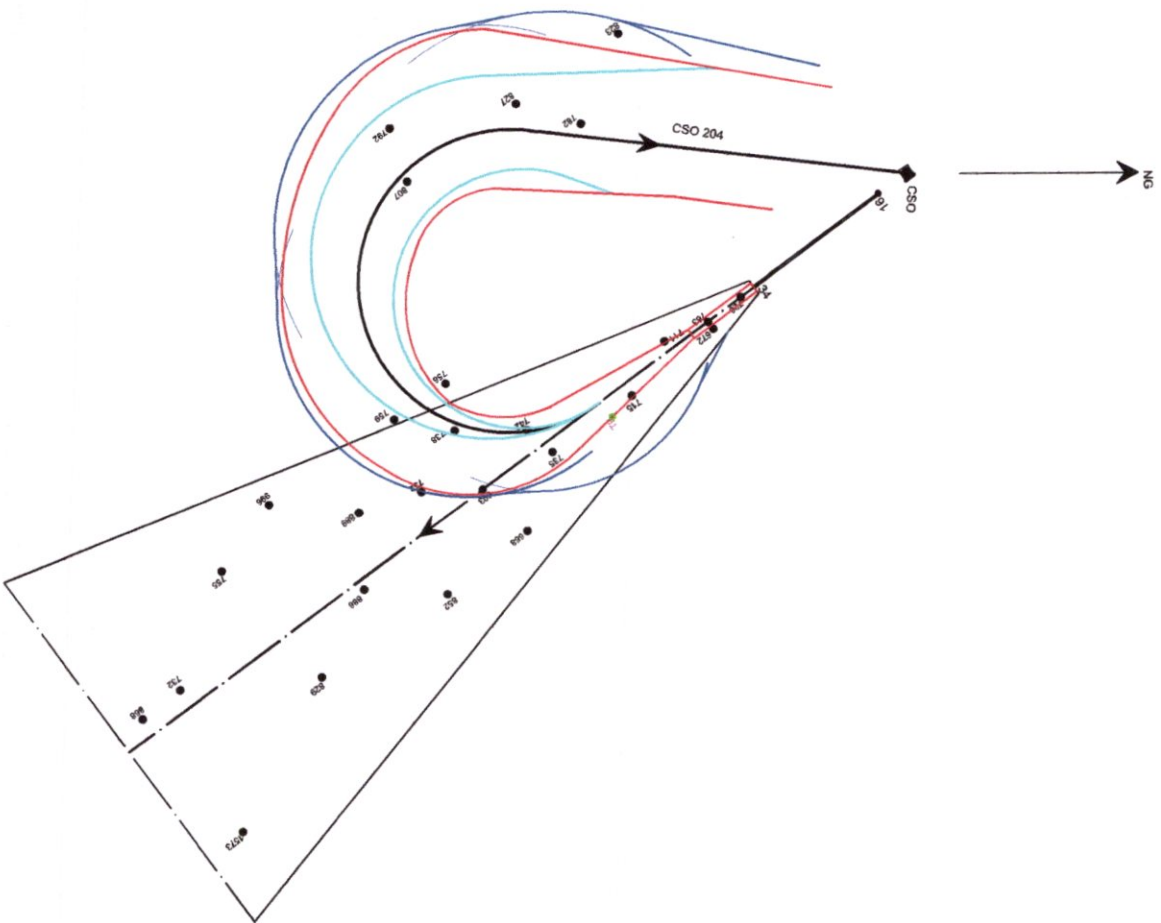
Un virage fait entrer en jeu d'autres facteurs tel que de nouveaux obstacles, une trouée d'envol est établie dans le sens de virage afin de localiser ces obstacles*.

Altitude d'obstacles (m)	Distance d'obstacle (m)
823	3850
782	5050
827	6000
807	7700
792	8300
756	9100
759	10500

Tableau 3.7 : Les obstacles dans le virage

*Voir chapitre n° 02 P 30

LES ETAPES DE CONSTRUCTION DE LA PROCEDURE



LES DIFFERENTS RAYONS

- EFFET DE VENT
- LES 2 RAYONS GAUCHE ET DROITE DE RAYON NOMINALE
- RAYON NOMINALE
- LA TROUÉE D'ENVOI

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Altitude d'obstacle(m)	Distance d'obstacle(m)	Angle β (°)	Trajectoire nominale(m)
823	3850	234	8969
782	5050	232	8892
827	6000	205	7857
807	7700	159	6094
792	8300	162	6209
756	9100	73	2798
759	10500	86	3296

Tableau 3.9 : résultats d'ajustements en distance pour Q400

Altitude d'obstacle(m)	Distance d'obstacle(m)	Angle β (°)	Trajectoire nominale (m)
823	3850	234	5593
782	5050	232	5545
827	6000	205	4900
807	7700	159	3800
792	8300	162	3872
756	9100	73	1745
759	10500	86	2056

Tableau 3.10 : résultats d'ajustement en distance pour Q200

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

3.8.2/ Ajustements en hauteur :

1/ Calcul de ΔH :

$$\Delta H = Dt * \delta \quad [10] \text{ avec}$$

Dt est la distance d'obstacle ajustée

δ est le décrétement de gradient

δ pour 737-800	δ pour Q400	δ pour Q200
0.65%	0.36%	0.36%

2/ Calcul de l'altitude minimale:

$$Alt_{min} = \Delta H + Alt \quad \text{avec Alt est l'altitude d'obstacle.}$$

Altitude d'obstacle(m)	ΔH pour trajectoire nominale(m)	ΔH N-1 à gauche (m)	ΔH N-1 à droite (m)	Alt_{min} pour trajectoire nominale(m)	Alt_{min} N-1 à gauche(m)	Alt_{min} N-1 à droite(m)
823	78	97	70	901	920	893
782	77	96	69	859	878	851
827	68	85	61	895	912	888
807	53	66	48	860	873	855
792	54	67	49	846	859	841
756	25	30	22	781	786	778
759	29	36	26	788	795	785

Tableau 3.11 : résultats d'ajustements en hauteur pour B737-800

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Type d'avion	Altitude d'obstacle(m)	ΔH pour trajectoire nominale(m)	Alt _{min} pour trajectoire nominale(m)	Type d'avion	ΔH pour trajectoire nominale(m)	Alt _{min} pour trajectoire nominale(m)
Q400	823	33	856	Q200	21	844
	782	32	814		20	802
	827	29	856		18	845
	807	22	829		14	821
	792	23	815		14	806
	756	10	766		07	763
	759	12	771		08	767

Tableau 3.12 : résultats d'ajustements en hauteur pour Q400 et Q200

3.9/ Analyse de la piste (Etude des limitations parvenues) :

Les résultats obtenus sont régénérés par le BPS pour déterminer les nouvelles MMD avec leurs types de limitations.

Aéroport	T de Référence	Configuration A/C	Piste QFU	Etat de Piste	Poussée	Vent (Kt)	MMD (Kg)	La nature de limitation	
	33.6°C	FLAPS 5	16	DRY (Sèche)	27K	-10	74400	Piste	
						0	78100		
						20	79000		
				WET (mouillé)		27K	-10	72700	Piste
							0	78000	
							20	79000	

Tableau 3.13 : les nouvelles MMD obtenus pour B737-800

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Aéroport	Type A/C	T (°C)	Configuration A/C	Piste QFU	Etat de Piste	Poussée	Vent (Kt)	MMD (Kg)	La nature de limitation
DABC	Q200	33.6°C	FLAPS 15	16	DRY (Sèche)	12K	-10	16047	Non limité
							0	16047	
							20	16047	
					WET (mouillé)	12K	-10	16047	Non limité
							0	16047	
							20	16047	
DABC	Q400	33.6°C	FLAPS15	16	DRY (Sèche)	12K	-10	20824	Limité 2 ^{ème} segment
							0	21759	
							20	22205	
					WET (mouillé)	12K	-10	20814	Limitation 2 ^{ème} segment
							0	21751	
							20	22205	

Tableau 3.14 : Les nouvelles MMD obtenues pour Q200 et Q400

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Note :

Afin de valider nos résultats sur le Q400 et le Q200 et vu l'absence d'un logiciel de constructeur pour le calcul des performances au décollage à Tassili Airlines et afin d'éviter la méthode manuelle pour obtenir des résultats plus précises nous avons assimilés le Q400 à l'ATR72 et le Q200 à l'ATR42-200, qui sont des avions de même catégorie et nous avons utilisé le logiciel ATR Flight Operations Software (FOS).

Les masses limitatives d'ATR72 :

- Masse maximale de structure au décollage : 22800 Kg
- Masse maximale à l'atterrissage : 22350 Kg
- Masse maximale sans carburant : 20800 Kg
- Poids à vide opérationnel : 13313 Kg
- Nombre de passagers : 66 pax

Les performances de l'ATR42-200 sont identiques avec celles de Q200.

3.10/ Validation de la procédure avec le BCOP :

Afin de valider notre procédure nous avons effectués une analyse de la trajectoire de vol vertical et horizontal en utilisant le logiciel BCOP, les résultats sont représentés ci-après :

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

INITIAL CONDITION SET:

Airframe :	737-800WSP1	Airport :	DABC	Gross Weight :	79015 (KG)
Engine :	CFM56-7B27	Runway :	16 (159°)	Flap Position :	5
Database :	38WSP1C27	Temperature :	34.0 (C)	Gear Position :	Extended
Version :	38WSP1C27/2.0.0	Wind :	0 (KT)/0°	AC Bleed :	Auto (On)
Dated :	08-MARCH-2013	Altitude :	2316 (FT)	AI Bleed :	Off
CG :	FWD	Assumed T :	N/A (C)		

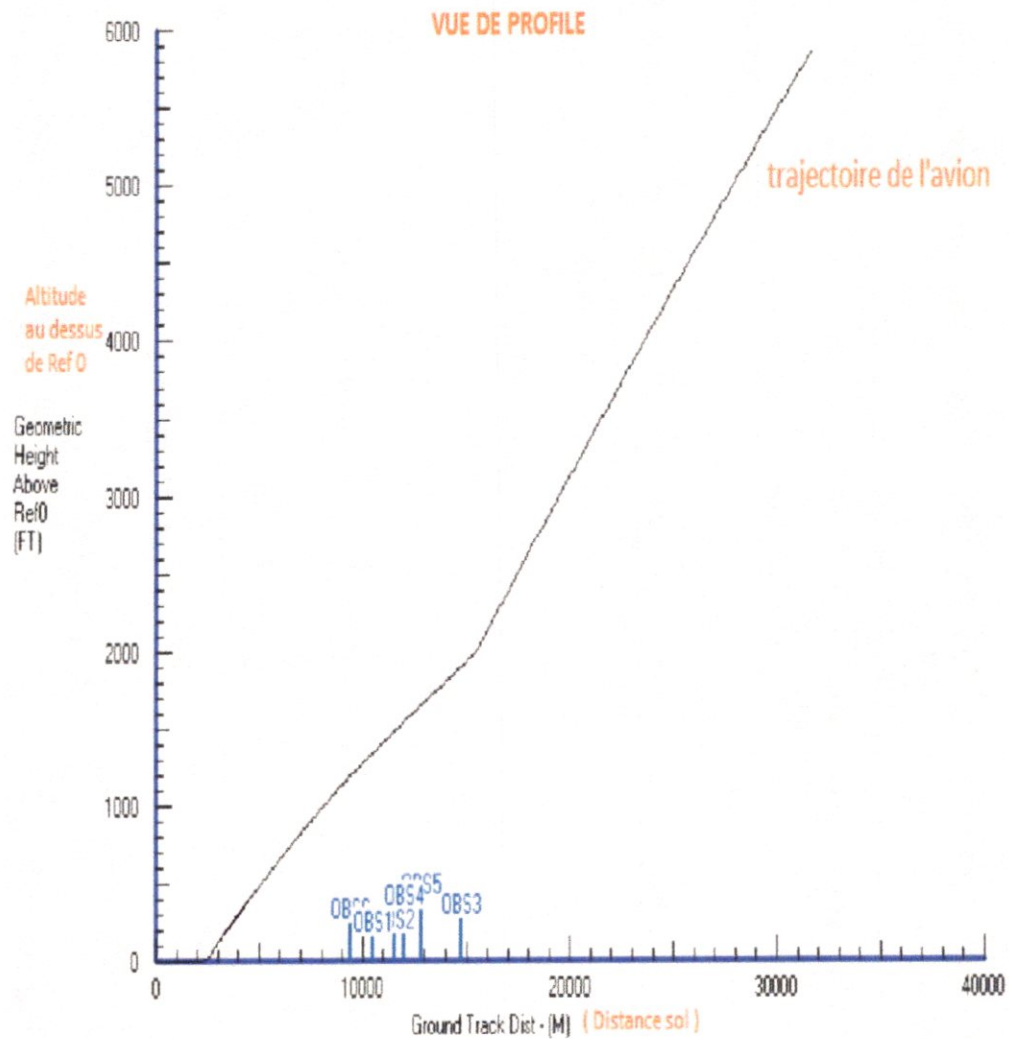


Figure 3.5 : Analyse verticale de la trajectoire de vol avec le BCOP

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

VERTICAL PROFILE - CZL VERTICAL

Segment	Segment Type	Acc/Dec Type	End Condition	Flap	Gear	Thrust
1	Takeoff	N/A	Gear Up. V2 + 20	N/A	RET	TKO
2	Constant Speed	N/A	1000. ft Press Alt (MSL)	N/A	N/A	MCLT
3	Acceleration	1000. ft/min	Flap Position 0	RET	N/A	MCLT
4	Acceleration	45% Excess Clb	250. IAS	N/A	N/A	MCLT
5	Constant Speed	N/A	7800. ft Press Alt above Ref0	N/A	N/A	MCLT

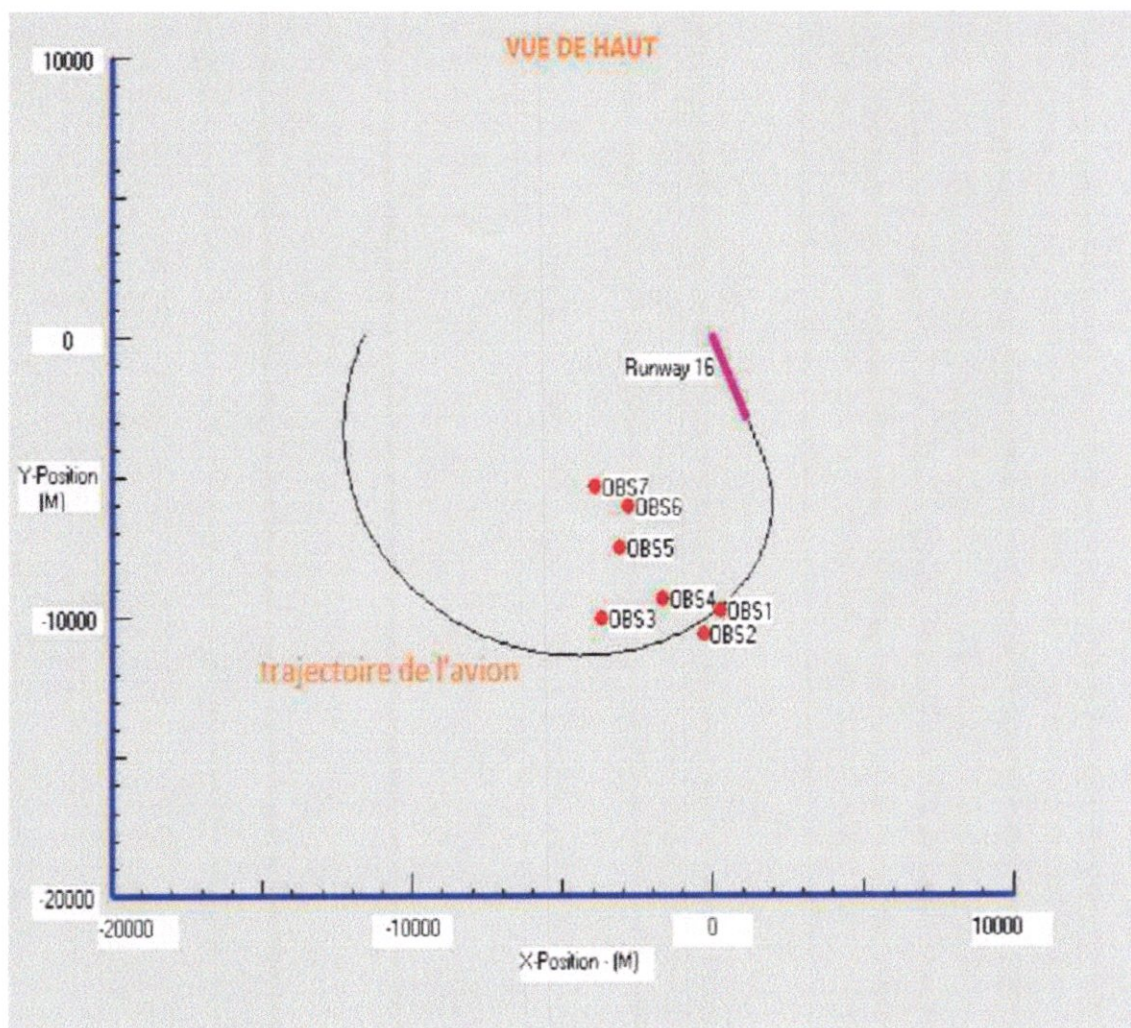


Figure3.5 : Analyse horizontale de la trajectoire de vol avec le BCOP

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

HORIZONTAL PROFILE - CZL TURN RIGHT

Segment	Segment Description
1	Right Turn with 15° Bank Angle to 024° Magnetic Course at 400. ft Pressure Altitude Above Ref 0

FLIGHT PATH DATA

FP Calc. Point	Vertical Flight Path	Horizon Segment Number	Time (SEC)	Delta Pressure Altitude (FT)	Delta Geometric Height (FT)	Ground Track Distance (M)	Indicated Airspeed (KT)	True Airspeed (KT)	Airplane Climb Gradient	Rate of Climb (FT/MIN)	Bank Angle (DEG)	Magnetic Heading (DEG)
1 a	1	1	0 b	0	0	0	0 c	0	0 d	9E+20	0 e	159 f
2	1	1	.42	0	0	.21	6.7	2	0	9E+20	0	159
3	1	1	.84	0	0	.86	8.5	4	0	9E+20	0	159
4	1	1	1.25	0	0	1.94	10.3	6	0	9E+20	0	159
5	1	1	1.68	0	0	3.45	12.2	8	0	9E+20	0	159
6	1	1	2.1	0	0	5.41	14	10	0	9E+20	0	159
7	1	1	2.52	0	0	7.8	15.8	12	0	9E+20	0	159
8	1	1	2.95	0	0	10.64	17.6	14	0	9E+20	0	159
9	1	1	3.37	0	0	13.93	19.4	16	0	9E+20	0	159
10	1	1	3.8	0	0	17.67	21.2	18	0	9E+20	0	159
11	1	1	4.23	0	0	21.87	23	20	0	9E+20	0	159
12	1	1	4.66	0	0	26.52	24.8	22	0	9E+20	0	159
13	1	1	5.09	0	0	31.64	26.6	24	0	9E+20	0	159
14	1	1	5.53	0	0	37.22	28.4	26	0	9E+20	0	159
15	1	1	5.96	0	0	43.27	30.2	28	0	9E+20	0	159
16	1	1	6.4	0	0	49.79	32	30	0	9E+20	0	159
17	1	1	6.84	0	0	56.79	33.8	32	0	9E+20	0	159
18	1	1	7.28	0	0	64.28	35.6	34	0	9E+20	0	159
19	1	1	7.72	0	0	72.25	37.4	36	0	9E+20	0	159
20	1	1	8.16	0	0	80.7	39.2	38	0	9E+20	0	159

Commentaire :

- Premier point de la trajectoire d'envol, l'avion se trouve au seuil de piste prêt pour le décollage.
- Le temps est à zéro second.
- La vitesse est toujours nulle.
- Le taux de monter est à zéro.
- L'angle d'inclinaison de l'avion égal à zéro.
- L'avion est sur la radiale 159°, puisqu'il est déjà aligner sur QFU 16.

Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Alt	z	z	Alt	v	v	Alt	Alt	Alt	v	Alt	v	Alt
83	1	1	41.49	0	0	1881.37	152.2	164	0	9E+20	0	159
84	1	1	41.66	0	0	1896.12	152.7	164.53	0	9E+20	0	159
85	1	1	45.24	0	0	2209.59	162.8	175.73	0	9E+20	0	159
86	a	1	49.61	b	32	2614.49	171.2	c 184.5	d 6.83	1176	e 0	159
87	1	1	50	40	45	2891.19	171.9	184.00	6.83	1177	0	159
88	1	1	51	60	64	2746.17	172.4	185.89	6.8	1179	0	159
89	1	1	52	79	86	2841.7	173.3	186.89	6.77	1181	0	159
90	1	1	53	99	107	2937.76	174.1	187.89	6.75	1183	0	159
91	1	1	54	119	129	3034.32	175	188.89	6.72	1184	0	159
92	1	1	55	138	150	3131.41	175.9	189.89	6.7	1186	0	159
93	1	1	56	158	171	3229.01	176.8	190.9	6.67	1188	0	159
94	1	1	56.24	163	177	3252.89	177	191.14	6.66	1188	0	159
95	2	1	56.24	163	177	3252.89	177	191.14	8.49	1511	0	159
96	3	1	56.24	163	177	3252.89	177	191.14	5.61	1000	0	159
97	3	1	57	176	190	3327.19	177.4	191.61	5.59	1000	0	159
98	3	1	58	192	208	3425.69	177.9	192.23	5.57	1000	0	159
99	3	1	59	209	226	3524.51	178.5	192.87	5.56	1000	0	159
100	3	1	60	226	244	3623.66	179.1	193.52	5.54	1000	0	159
101	3	1	61	242	262	3723.15	179.6	194.19	5.52	1000	0	159
102	3	1	62	259	281	3822.99	180.2	194.86	5.5	1000	0	159
103	3	1	63	276	299	3923.17	180.8	195.55	5.48	1000	0	159
104	3	1	63.34	281	305	3957.7	181	195.79	5.47	1000	0	159
105	3	1	64	292	317	4023.75	181.4	196.25	5.46	1000	0	159
106	3	1	65	309	335	4124.65	182	196.96	5.44	1000	0	159
107	3	1	66	326	353	4225.92	182.6	197.67	5.42	1000	0	159
108	3	1	67	342	371	4327.55	183.3	198.39	5.4	1000	0	159
109	3	1	68	359	389	4429.56	183.9	199.11	5.38	1000	0	159
110	3	1	69	376	407	4531.93	184.5	199.84	5.36	1000	0	159
111	3	1	70	392	425	4634.69	185.2	200.57	5.34	1000	0	159
112	3	1	70.46	400	433	4682.21	185.5	200.91	5.33	1000	0	159
113	3	S	71	409	A 443	4737.86	185.8	201.28	5.32	1000	B 15	159.8
114	3	1	72	425	461	4844.35	186.4	201.96	5.31	1000	15	161.2
115	3	1	73	442	479	4945.19	186.9	202.65	5.29	1000	15	162.7
116	3	1	74	459	497	5049.39	187.5	203.34	5.27	1000	15	164.1
117	3	1	75	476	515	5153.94	188.1	204.04	5.25	1000	15	165.6
118	3	1	76	492	533	5258.85	188.7	204.74	5.23	1000	15	167
119	3	1	77	509	551	5364.13	189.4	205.45	5.21	1000	15	168.4
120	3	1	78	526	569	5469.77	190	206.16	5.2	1000	15	169.8
121	3	1	79	542	588	5575.77	190.6	206.88	5.18	1000	15	171.2

Commentaire :

- a) L'avion se trouve au point de calcul 86 de la trajectoire.
- b) Le temps est de 49.61 seconds en premier segment
- c) Une vitesse indique de 171.2 Kt et vitesse vrai à 184.5Kt
- d) Son gradient est de 6.83%
- e) L'angle de virage reste zéro, car il n'a pas encore entamé le virage
- f) Evidemment qu'il suit toujours la radial 159°

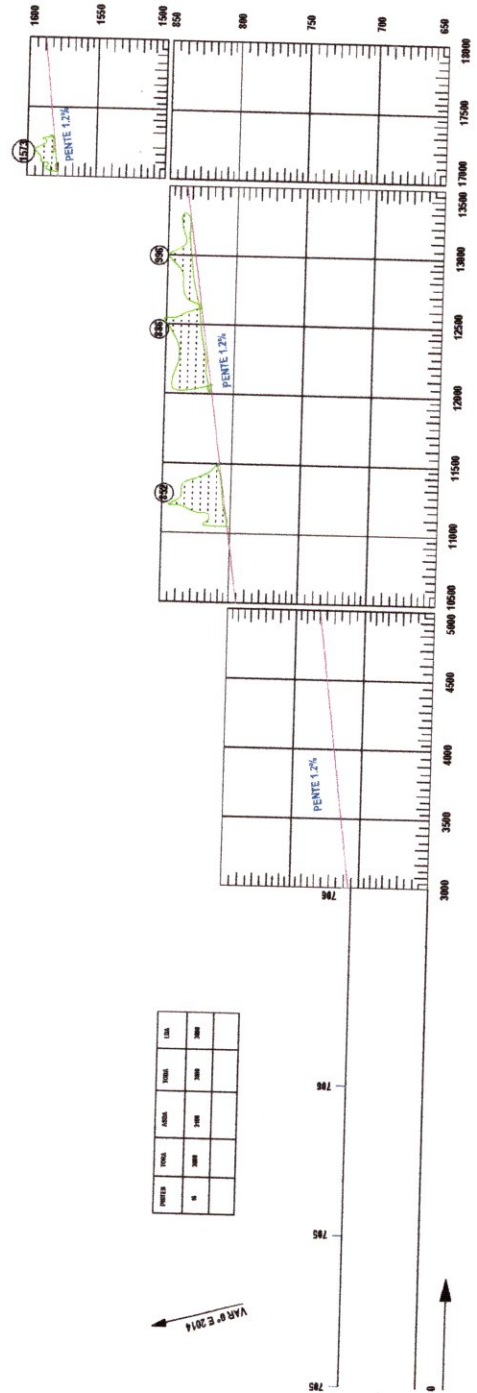
Si vous remarquer ici en bas nous avons :

S) L'avion se trouve en troisième segment de sa trajectoire

A) à 409 Ft (pieds)

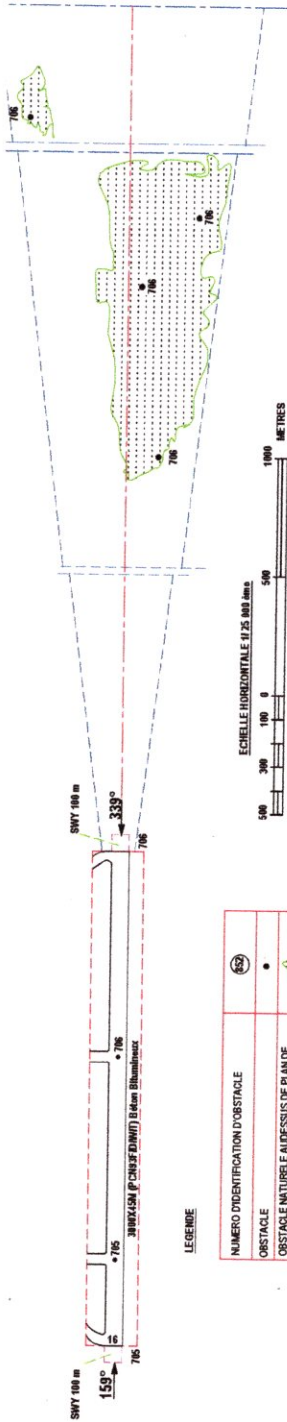
DIMENSIONS ET AL. TITLIDES EN METRES

**CARTE D'OBSTACLES D'AERODROME - RWY 16 - OACI TYPE A
(APPLICATION DES LIMITES D'EMPLACEMENTS A MOINS)**



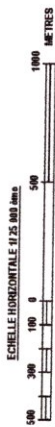
PROFOND	PROFOND	PROFOND	PROFOND	PROFOND
1	2	3	4	5

VAR 0° E 2014



LEGENDE

NUMERO D'IDENTIFICATION D'OBSTACLE	
OBSTACLE	
OBSTACLE NATUREL AURESSUS DE PLAINDE DEGAGEMENT D'OBSTACLES	



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

UNIVERSITE DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE NAVIGATION

PROJET: PROJET DE FIN D'ETUDE
CARTE D'OBSTACLES
AEROPORT DE CONSTANTINE (DABC)

ETABLIE PAR: BOUFAS YASMINE ET IMANUEL PETER

SPECIALITE: MASTER 02 EXPLOITATION AERONAUTIQUE

PROMO: 2013 / 2014

TASSILI AIRLINES

07 AUG 14

CONSTANTINE, ALGERIA

DABC/CZL

B737-800

Q400

Q200

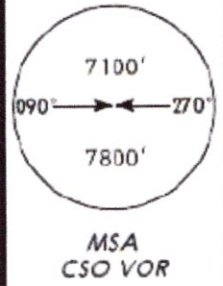
MOHAMED BOUDIAF

TRANS LEVEL: BY ATC
TRANS ALT: 6300'

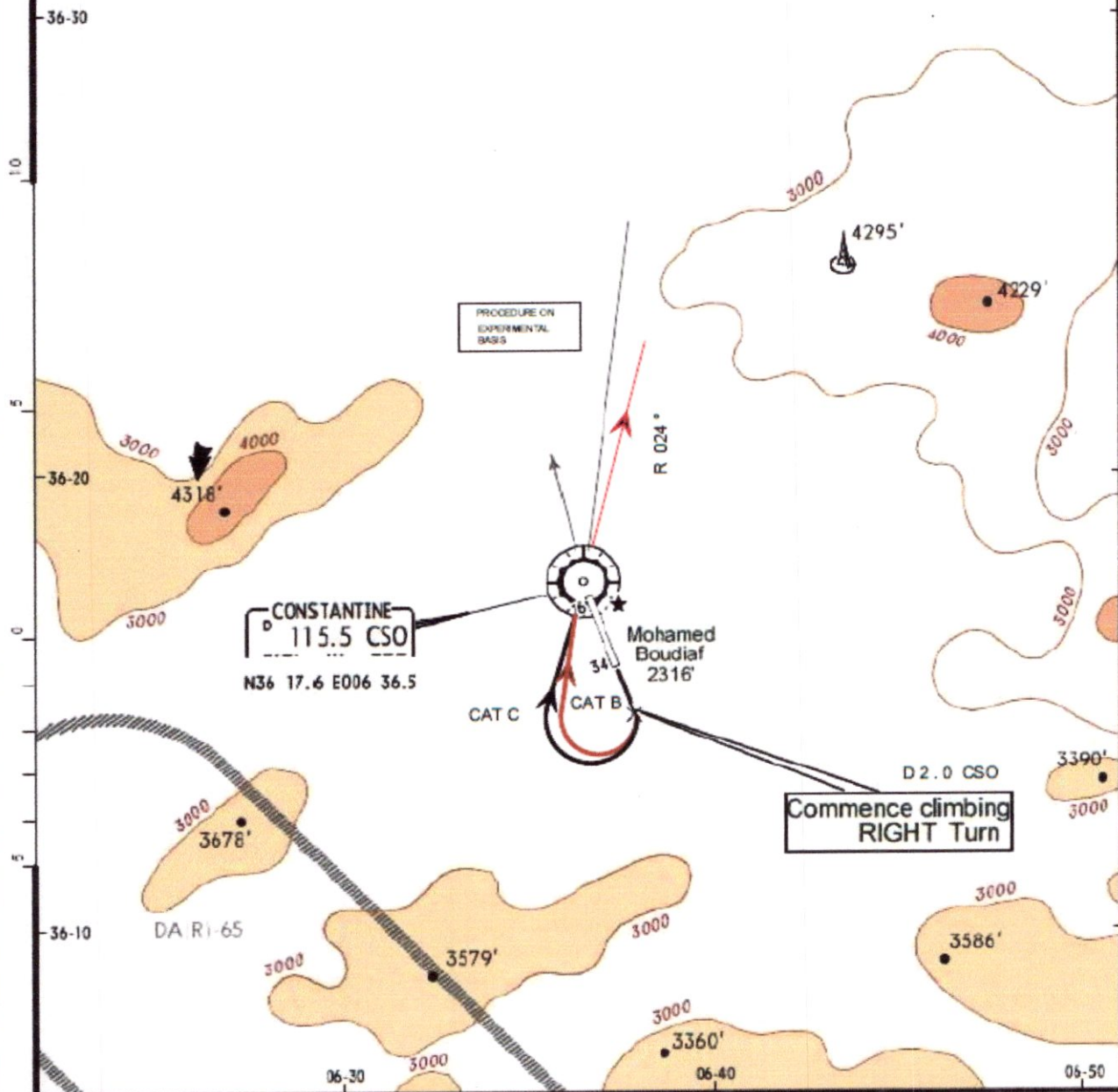
SPECIAL TAKE OFF PROCEDURE

"Advise ATC of Intentions"

RWY	PROCEDURE
16	Allowable takeoff weight for runway 16 based on a 15 degrees banked climbing RIGHT turn, commenced at D 2.0 CSO VOR. Intercept and track outbound on CSO VOR R - 024 .



B737-800 ENGINE RATING 27K/26K/24K



Chapitre 3: Construction de la procédure et validation des résultats

Conclusion :

En guise de conclusion, et vu des résultats obtenus et après une étude comparative, nous avons constaté que notre procédure élaborée nous a permis d'éviter des obstacles qui puissent affecter les performances des avions au décollage, et par conséquent une réduction énorme de la charge.

L'analyse des résultats actuels et ceux obtenus montre une grande amélioration de la charge offerte (passagers et fret) qui appuie notre recherche.

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Introduction :

Grace à l'évolution des techniques et des outils informatiques tels que des logiciels de programmation, les experts aéronauticiens travaillent toujours pour automatiser certaines tâches dans le but de faciliter l'accès de données aéronautiques et réduire le temps de travail, car les compagnies aériennes jouent contre le temps pour rendre les vols rentables.

A cet effet des SOFTWARES sont développés, ce sont des logiciels utilisés maintenant par les compagnies aériennes pour faciliter plusieurs tâches et par conséquent, réduction du temps et augmentation du taux de sécurité.

Dans ce chapitre, nous allons présenter le logiciel d'une façon générale, fonctionnelle et structurelle, que nous l'avons nommé TAS (Turning Analyses Software), logiciel d'analyse des virages.

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

4.1/ Développement de logiciel :

Les étapes de développement de logiciel que nous allons suivre pour la réalisation de notre projet informatique sont les suivantes :

- Etude de l'existant : Analyse du système existant en cernant ses anomalies et définissant les besoins du nouveau système ;
- Expression des besoins : On spécifie les fonctionnalités du nouveau système ;
- Etude conceptuelle : On construit le modèle du nouveau logiciel ;
- Implémentation : Nous mettons en œuvre le modèle conçu à travers des outils de développement (SGBD*et Langage de programmation)

Comme processus de développement logiciel nous avons choisi le modèle en cascade et comme langage de modélisation UML**.

4.2/ Cahier de charge :

4.2.1/ Etude de l'existant :

Les ingénieurs des opérations aériennes se trouvent avec un manque des logiciels qui peuvent calculer l'ajustement des obstacles en distance et en hauteur tout en désignant une procédure d'évitement d'obstacle au départ.

Pendant notre stage nous avons découvert les difficultés que les exploitants des compagnies aériennes trouvent hors lois d'analyse de départs aux aérodromes entourés obstacles :

- ✓ Charge de travail énorme en matière d'ajustement des obstacles ;
- ✓ Des logiciels comme le BPS, n'a pas la possibilité d'ajuster les obstacles et de dessiner la procédure désirée tout en prenant en compte l'effet de vent.

*Système de gestion de bases de données

**Unified Modeling Language

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Objectif :

Notre objectif est de développer un logiciel qui va simplifier et réduire la charge de travail des ingénieurs, et il sera capable :

- De calculer le rayon de virage nominal et la panne moteur ;
- D'ajuster les obstacles en distance et en hauteur ;
- De calculer l'effet de vent ;
- Minimiser le temps d'analyse des départs ;
- De faire une représentation graphique.

4.2.2/ Expression des besoins :

L'expression des besoins a pour finalité de recenser les besoins et les fonctionnalités du futur système d'une façon formelle. En UML le diagramme de cas d'utilisation permet d'illustrer cela.

- Diagramme de cas d'utilisation général

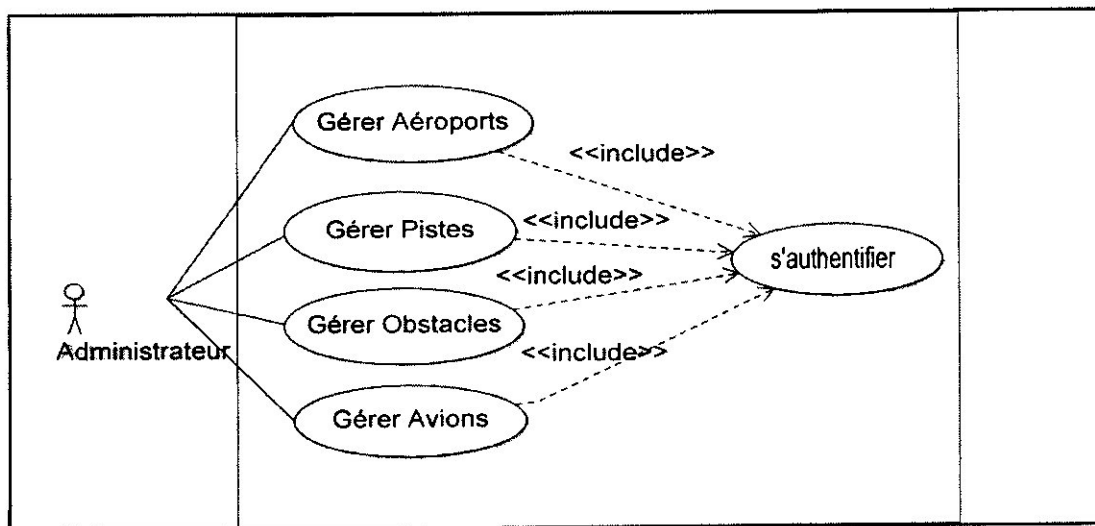


Figure 4.1 : Diagramme de cas d'utilisation général

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

- Diagramme de cas d'utilisation détaillés
 - Diagramme d'utilisation « Gérer aéroports »

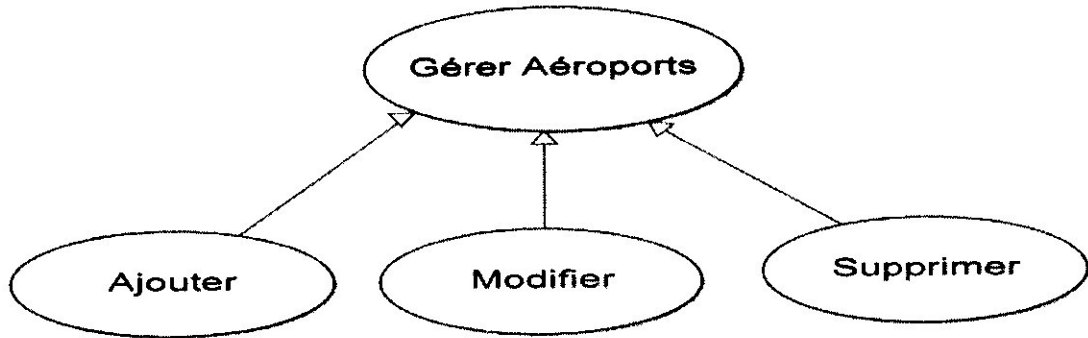


Figure 4.2 : Diagramme d'utilisation « Gérer aéroports »

- Diagramme d'utilisation « Gérer Pistes »

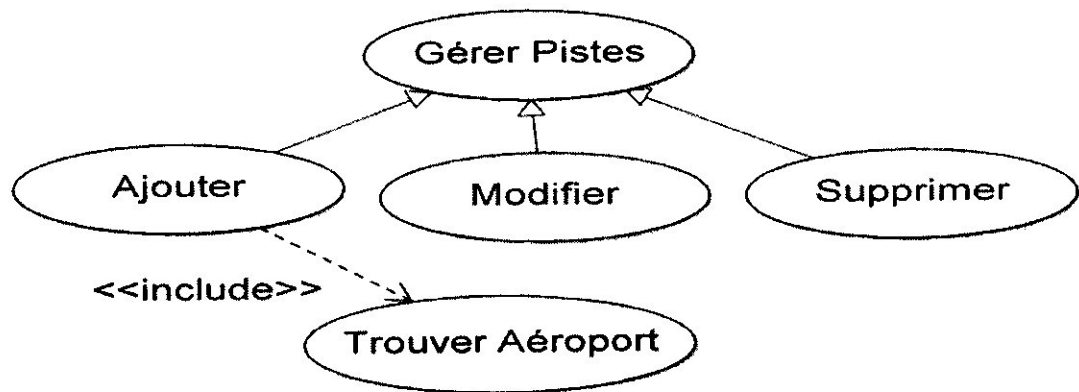


Figure 4.3 : Diagramme d'utilisation « Gérer Pistes »

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

- Diagramme de cas d'utilisation « Gérer Obstacles »

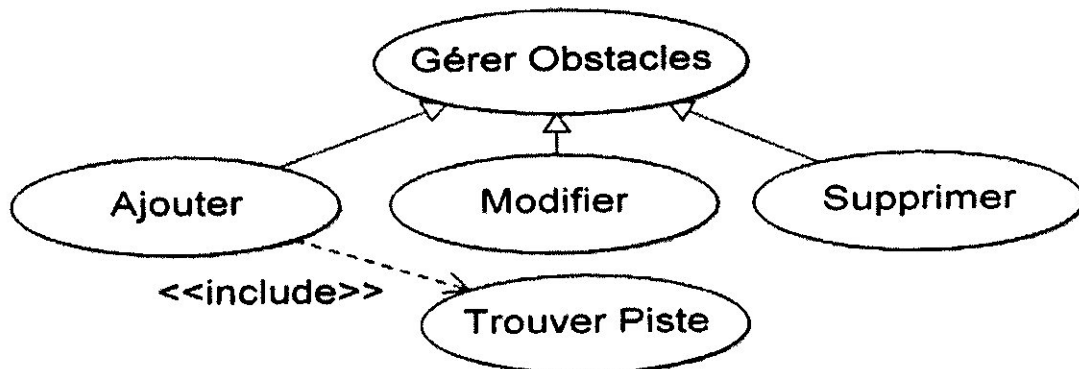


Figure 4.4 : Diagramme de cas d'utilisation « Gérer Obstacles »

- Diagramme de cas d'utilisation « Gérer Avions »

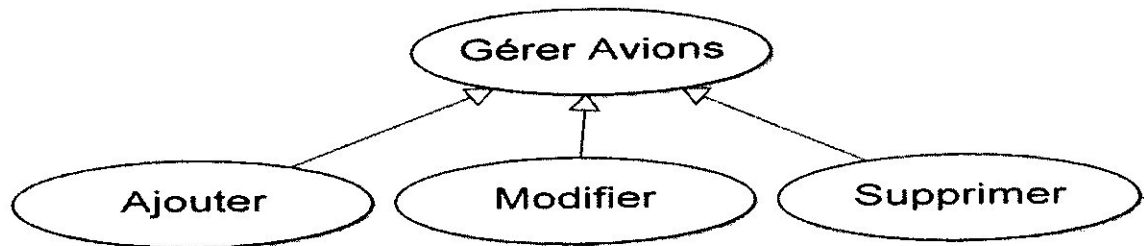


Figure 4.5 : Diagramme de cas d'utilisation « Gérer Avions »

4.2.3/ Etude conceptuelle :

La conception consiste à la construction d'une architecture logicielle du nouveau système. Dans cette phase on poursuit l'étude conceptuelle en décrivant :

- 1) L'organigramme d'algorithme à mettre en œuvre ;
- 2) Diagramme de classe du nouveau système. [14]

1/ L'organigramme d'algorithme :

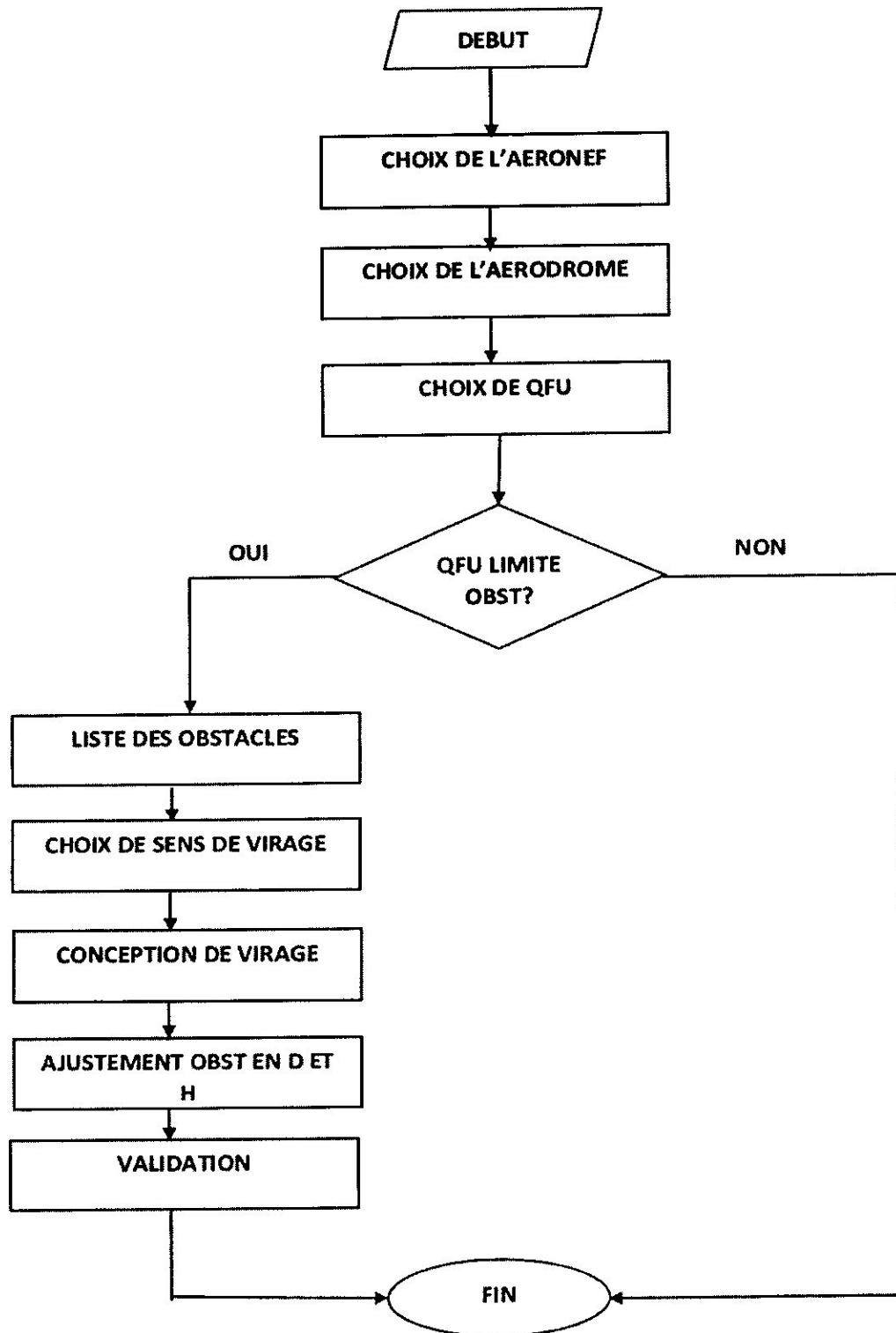


Figure 4.6 : Organigramme d'algorithme

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

4.2.4/ Implémentation :

L'implémentation est la phase de réalisation du système informatique, c.à.d. la phase où on exprime le modèle construit dans les langages informatiques capables de générer la solution souhaitée. [14]

➤ Présentation des outils informatiques utilisés :

Comme outil de programmation nous avons utilisé Delphi et pour la base de données nous avons utilisé MS Access Database.

4.3/ Le choix de langage :

4.3.1/ Delphi :

Delphi est le nom d'un logiciel largement employé pour créer des logiciels, permet d'utiliser le langage Pascal dont :

- ✓ Pascal est un langage informatique,
- ✓ Delphi est un logiciel destiné à créer des logiciels avec ce langage.

Delphi n'est qu'un enrobage, une enveloppe de confort autour de Pascal, c'est-à-dire qu'il simplifie de nombreuses tâches liées à la programmation en langage Pascal destiné à écrire des programmes fonctionnant exclusivement sous Windows.

Pourquoi le Delphi ?

- 1/ Le Delphi est un logiciel de développement rapide choisi pour écrire des applications Windows vite et facile.
- 2/ Delphi est un environnement graphique de développement et de maquettage rapide.
- 3/ Amélioration de l'interface utilisateur.
- 4/ Intégration totale à l'environnement Windows.
- 5/ Réutilisation et communication avec d'autres programmes Windows.

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

4.4/ Présentation de l'organigramme de logiciel :

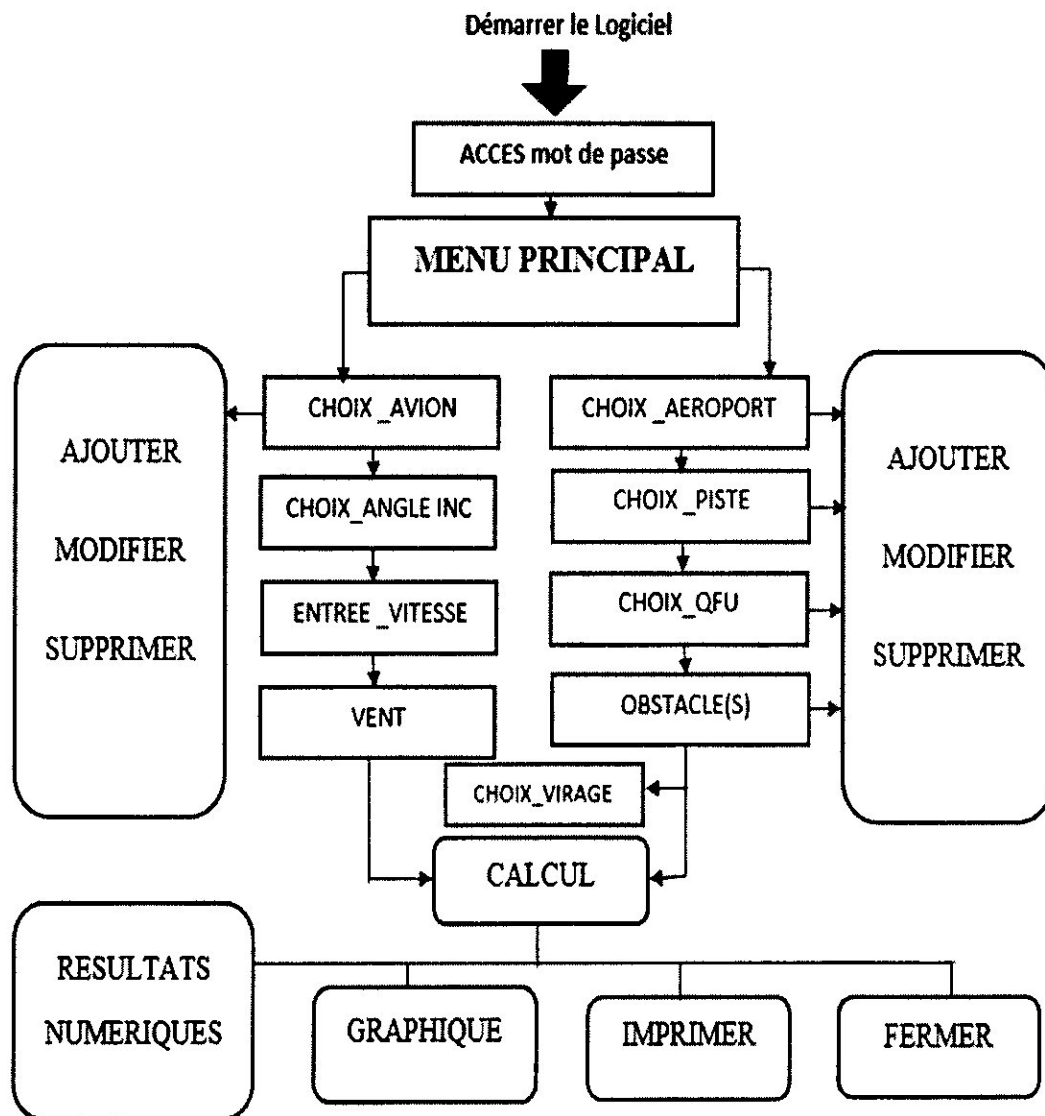


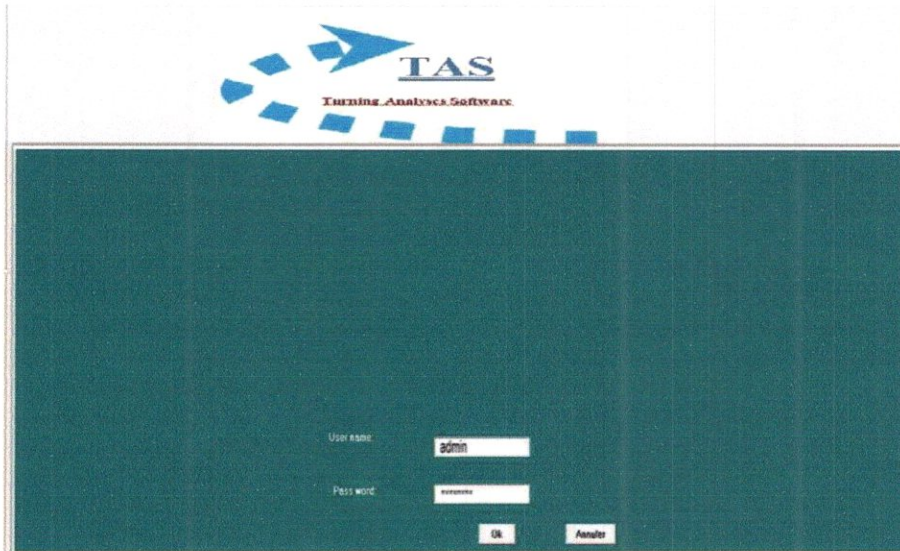
Figure 4.7 : Organigramme de logiciel

Source : élaboré par nos soins

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

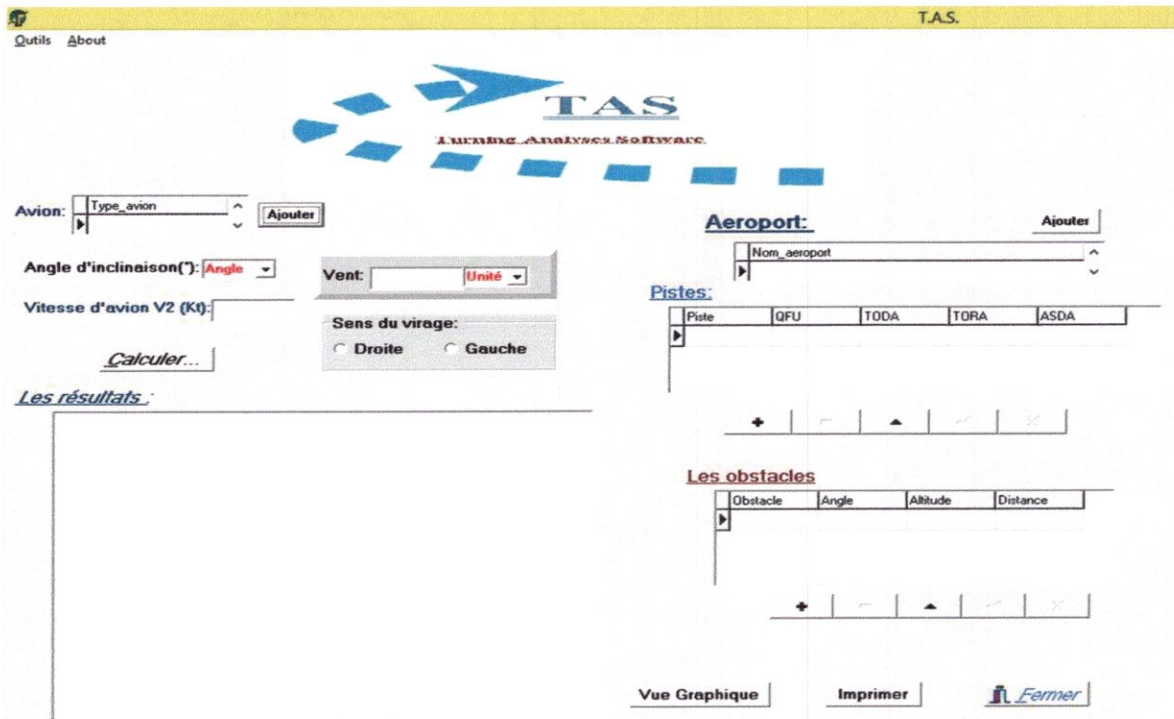
4.5/ Présentation des interfaces de logiciel :

➤ Fenêtre d'authentification :



Pour assurer la sécurité de l'application l'utilisateur doit s'authentifier.

➤ Menu principal



Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

➤ Gérer avion

Avion

Ajouter Avion

Type_avion	V2max	V2min	MTOW	MLW	Temp1	Temp2	Grd_dec
*							
B737-800	400	50	79015	66360	-10	45	0.65
Q 200	200	40	16470	15650	-10	45	0.36
Q400	250	45	29257	28009	-10	45	0.36

+ - / ✓ X

Ajouter des données Supprimer une donnée Modifier Valider Supprimer toute une ligne de données

➤ Gérer aéroport

Aéroport:

Ajouter

Nom_aeroport
▶ DABC

Pistes:

Piste	TODA	TORA	ASDA
▶ 16	3000	3000	3100

+ - ▲ / X

Les obstacles

Obstacle	Angle	Altitude	Distance	
	5	162	796	8300
	6	73	756	9100
▶ 7	86	759	10500	

+ - ▲ / X

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

En choisissant un aéroport, toutes les pistes que se trouvent dans l'aéroport choisi vont être affichées. En choisissant une piste, tous les obstacles que se trouvent dans cette piste vont être affichés automatiquement.

➤ Affichage des résultats numériques

The screenshot shows the TAS software interface. At the top, there is a yellow header with the TAS logo and the text "T.A.S." and "L'UNIQUE ANALYSE SOFTWARE". Below the header, there are menu options "Outils" and "About".

The main interface is divided into several sections:

- Avion:** A dropdown menu for "Type_avion" with "B737-800" selected, and an "Ajouter" button.
- Angle d'inclinaison(°):** A dropdown menu with "15" selected.
- Vitesse d'avion V2 (Kt):** A text input field with "170" entered.
- Vent:** A text input field with "30" and a unit dropdown menu with "kt" selected.
- Sens du virage:** Radio buttons for "Droite" (selected) and "Gauche".
- Calculer...:** A button to perform the calculation.
- Aeroport:** A dropdown menu for "Nom_aeroport" with "DABC" selected, and an "Ajouter" button.
- Pistes:** A table showing the selected airport's runways.
- Les obstacles:** A table showing the obstacles for the selected runway.
- Les résultats:** A section displaying various numerical results.

Table: Pistes

Piste	TODA	TORA	ASDA
16	3000	3000	3100

Table: Les obstacles

Obstacle	Angle	Altitude	Distance
5	162	796	8300
6	73	756	9100
7	86	759	10500

Les résultats:

Rayon R= 2881.03 m
Distance Dr= 9046.43 m
Temps Tr= 103.98 s
Vitesse Angulaire Fi= 1.73 °/s

Déplacement:
: Dx(45°)= 400.85 m
: Dx(90°)= 801.70 m
: Dx(135°)= 1202.55 m
: Dx(180°)= 1603.40 m

Nombre Obstacles: N= 7

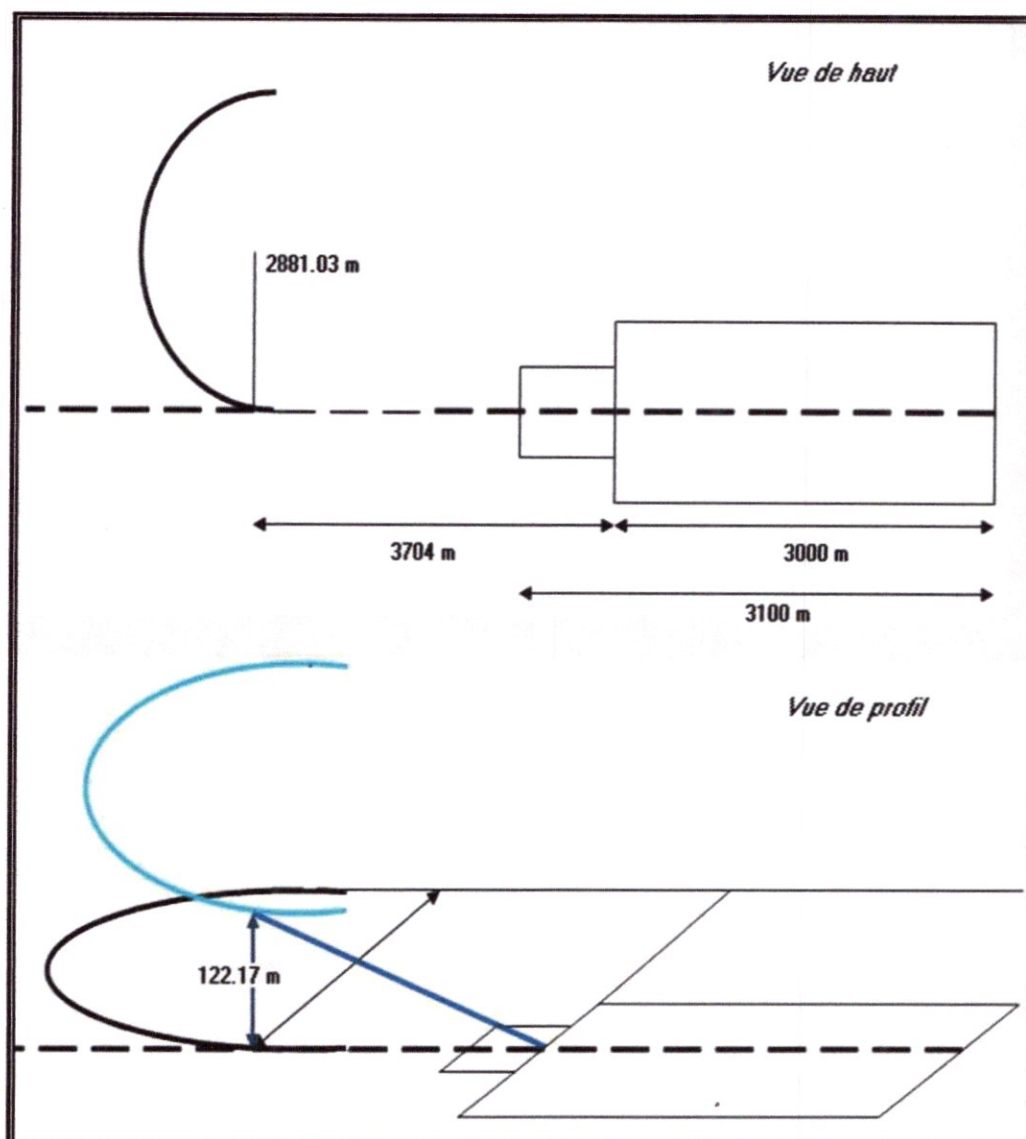
N°	Altitude (m)	Ajustement en Distance (m)
1	899.44	11760.36
2	857.79	11659.85
3	893.97	10302.88
4	858.94	7991.01
5	848.92	8141.79
6	779.85	3668.83
7	787.09	4322.18

At the bottom, there are buttons for "Vue Graphique", "Imprimer", and "Fermer".

Une fois les informations nécessaires pour le calcul sont saisies et sélectionnées, et en appuyant sur le bouton CALCUL, le logiciel nous affiche les résultats attendus. Tout juste comme vous voyiez au-dessus.

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

➤ représentation graphique :



Si vous avez bien constaté, sur le menu principal, il y a un bouton nommer GRAPHIQUE.

Si on clique sur ce bouton, il va nous permettre de visualiser les résultats graphiques.

Comme vous le voyez, il y a deux vues :

- de haut : avec les dimensionnements de la piste et la valeur de rayon calculé.
- de profil : avec la valeur de l'altitude de l'avion (400ft).

Chapitre 4 : Elaboration de logiciel

Conclusion :

Le logiciel élaboré dans notre projet de fin d'étude permet d'automatiser la procédure de décollage en virage pour l'évitement des obstacles qui diminués la masse maximale au décollage (la charge offerte), en optimisant :

- Le temps de calcul de :
 - ✓ Rayon de virage ;
 - ✓ Effet de vent ;
 - ✓ Ajustement des obstacles (en distance et hauteur) ;
- La suppression des erreurs qui peuvent être dues de calcul manuel ;
- La précision.

Les calculs effectués au niveau des compagnies aériennes prendre des heures de calcul alors que l'utilisation de ce logiciel prendra le temps de quelques cliques seulement.

Nous avons validé notre logiciel en utilisant une application standard et après tests, les résultats observés sont quasi-identiques.

Après une phase de test, ce logiciel pourra être exploité par les compagnies aériennes en leurs permettant d'avoir un outil efficace et performant avec une meilleure précision de calcul et de tracer.

Conclusion générale

Conclusion générale

Conclusion générale

L'étude et la réalisation de ce projet nous ont permis d'approfondir et de mettre en pratique nos connaissances théoriques acquises tout au long de notre formation.

En guise de conclusion, la démarche conventionnelle présentée dans ce mémoire a pour but de maximiser la charge au décollage afin d'optimiser la rentabilité de la compagnie dans les meilleures conditions de confort et de sécurité.

En dépit de toutes les contraintes rencontrées au cours de notre travail, en particulier, le manque d'information et le raccordement entre l'établissement chargé de la construction des procédures et les compagnies aériennes en matière des besoins opérationnelles (les performances avion) nous avons tout de même abouti à l'élaboration de la procédure conformément au besoin opérationnel.

D'autre part, l'informatisation de la procédure nécessite une recherche à long terme pour modéliser la topographie afin de localiser tous les obstacles qui existe sur tous les aérodromes, pour que le logiciel puisse décider automatiquement le sens de virage.

L'étude préalable, nous a permis de comprendre la nature et le fonctionnement des différents logiciels ainsi que les systèmes existants d'analyse des performances au décollage et de veiller à développer ces systèmes qui suffiraient à répondre aux besoins futurs.

L'élaboration d'une procédure compagnie nous a aidées à comprendre la relation entre la conception des procédures et le besoin opérationnel qui nécessite une étude spécifique des performances des avions qui puissent être affecté par d'autres paramètres qui pénalisent et limite l'exploitation de ces avions.

D'autre part l'élaboration pratique de la procédure de décollage avec virage, nous a permis d'approfondir nos connaissances dans le domaine de construction des procédures, notamment celles qui concerne l'évitement d'obstacle au décollage.

Notre recherche est accomplie par l'élaboration d'un logiciel qui calcul le rayon de virage, l'effet du vent et l'ajustement des obstacles de manière rapide et précise, et de faire une représentation graphique de la trajectoire de l'avion avant et près le virage, afin de réduire la charge de travail des ingénieurs et d'assurer la sécurité de la navigation aérienne.

Enfin, nous espérons que notre objectif a été atteint et que notre travail pourrait servir de source d'inspiration pour des projets futurs.

Annexes

Annexe n°1 : Coordonnées et échelles :

1/ Lecture des coordonnées sur une carte :

Le procédé le plus précis pour localiser un détail de la carte consiste à le définir par ses coordonnées planes ou ses coordonnées géographiques.

Sur les cartes de l'Institut National Cartographie, on représente simultanément deux manières de coordonnées :

1/ coordonnées géographiques sur ellipsoïde (longitude et latitude).

2/ coordonnées planes selon la projection utilisée (km).

1.1/ Les coordonnées géographiques :

Les coordonnées géographiques d'un point seront donc interpolées localement entre des parallèles et des méridiens en faisant ce que l'on appelle couramment "une règle de trois".

1.2/ Les coordonnées planes :

Pour interpoler des coordonnées planes, il est nécessaire que la carte comporte un quadrillage kilométrique, correspondant à la proportion de la carte, ou tout au moins les amorces permettant de le tracer. Les coordonnées planes E et N sont prises par rapport à l'angle sud-ouest du carré qui contient le point à définir.

Exemple : si l'échelle est de 1:50 000 alors 1 mm sur la carte représente 50 m sur le terrain.

2/ Mesurer les distances avec une carte :

Une carte permet de connaître la distance réelle à partir d'une mesure sur la carte et de la connaissance de son échelle.

2.1/ Echelle d'une carte :

1/ Echelle numérique :

L'échelle s'exprime par une fraction $1/N$.

$$\text{Echelle} = (\text{distance-carte}) / (\text{distance-réelle}) = 1/N$$

Exemple : L'échelle du 1:50.000 signifie qu'il faut multiplier par 50 000 la longueur mesurée sur la carte pour obtenir la longueur réelle.

Echelle du plan / 1 mm sur la carte représente sur le terrain	1:1.000.000	1:250.000	1:25.000	1:10.000	1:5.000	1:500
	1 km	250 m	25 m	10 m	5 m	0,5 m

2/ Echelle graphique :

La carte ou le plan est accompagné d'une représentation graphique de l'échelle qui permet d'éviter les calculs.

L'échelle graphique est une ligne divisée en parties égales, représentant chacune l'unité choisie. L'emploi de cette échelle est très simple.



Annexe n° 2 : Les distances déclarées :

1/ Distance de roulement utilisable au décollage (TORA) : Longueur de piste déclarée comme étant utilisable et convenant pour le roulement au sol d'un avion au décollage.

- ✓ Piste

2/ Distance utilisable au décollage (TODA) : Distance de roulement utilisable au décollage, augmentée de la longueur du prolongement dégagé, s'il y en a un.

- ✓ Longueur utilisable pour le passage des 35 ft
- ✓ Piste + prolongement dégagé d'obstacles (Clearway) :

Clearway :

- ✓ largeur minimale = 150 m (500 ft)
- ✓ longueur maximale = 50% longueur de piste
- ✓ pente ≤ 1.25 %
- ✓ pas d'obstacles, excepté feux d'aérodrome
- ✓ si hauteur ≤ 66 cm

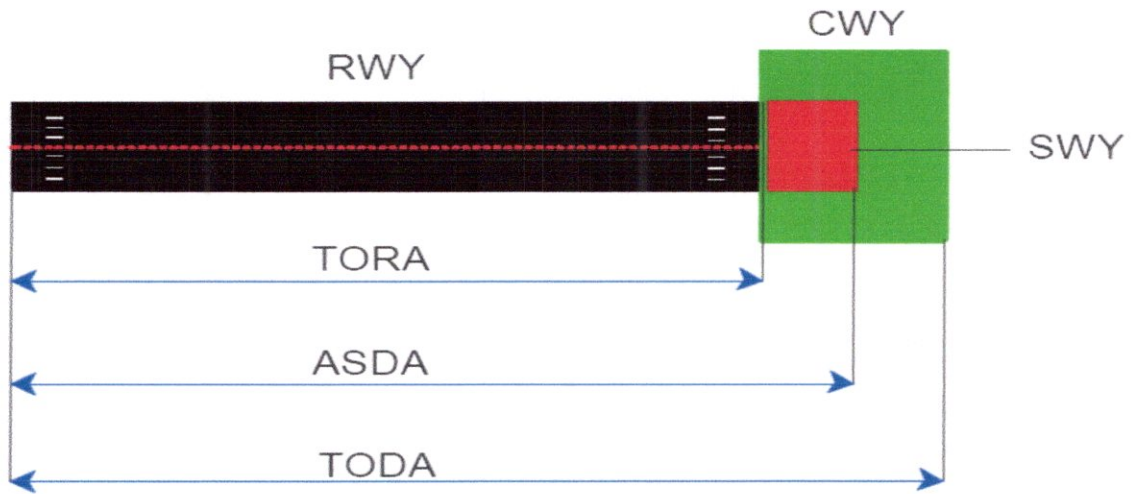
3/ Distance utilisable pour l'accélération-arrêt (ASDA) : Distance de roulement utilisable au décollage, augmentée de la longueur du prolongement d'arrêt, s'il y en a un.

- ✓ Piste + Prolongement d'arrêt (Stopway)

Stopway :

- ✓ au moins même largeur que la piste
- ✓ capable de supporter l'avion sans dommage pour ce dernier en cas d'accélération-arrêt

4/ Distance utilisable à l'atterrissage (LDA) : Longueur de piste déclarée comme étant utilisable et convenant pour le roulement au sol d'un avion à l'atterrissage.



Annexe n°3 : Catégories d'aéronefs

Les différences qui existent entre les performances des aéronefs ont une incidence directe sur l'espace aérien et la visibilité requise pour l'exécution de certaines manœuvres, l'élément le plus important des performances est la vitesse.

Catégories d'aéronefs	Vitesses indiquées
A	Moins de 169km/h (91kt)
B	169 km (91kt) ou plus, mais moins de 224 km/h (121kt)
C	224 km/h (121kt) ou plus, mais moins de 261km/h (141kt)
D	261km/h (141kt) ou plus, mais moins de 307km/h (166kt)
E	307 km/h (166kt) ou plus, mais moins de 391 km/h (211kt)

Tableau : Catégories D'aéronefs

Provenance : Doc8168-OPS / 611 volume2, procédures pour les services de navigation aérienne, Exploitation technique des aéronefs, quatrième édition - 1993.

Annexe n°4 : Tableau de conversion.

Altitude (mètres)	Facteur de conversion							
	ISA-30	ISA-20	ISA-10	ISA	ISA+10	ISA+15	ISA+20	ISA+30
0	0,9465	0,9647	0,9825	1,0000	1,0172	1,0257	1,0341	1,0508
500,0	0,9690	0,9878	1,0063	1,0244	1,0423	1,0511	1,0598	1,0770
1 000,0	0,9922	1,0118	1,0309	1,0497	1,0682	1,0774	1,0864	1,1043
1 500,0	1,0163	1,0366	1,0565	1,0760	1,0952	1,1046	1,1140	1,1325
2 000,0	1,0413	1,0623	1,0830	1,1032	1,1231	1,1329	1,1426	1,1618
2 500,0	1,0672	1,0890	1,1105	1,1315	1,1521	1,1623	1,1724	1,1923
3 000,0	1,0940	1,1167	1,1390	1,1608	1,1822	1,1928	1,2032	1,2239
3 500,0	1,1219	1,1455	1,1686	1,1912	1,2135	1,2245	1,2353	1,2568
4 000,0	1,1507	1,1753	1,1993	1,2229	1,2460	1,2574	1,2687	1,2910
4 500,0	1,1807	1,2063	1,2313	1,2558	1,2798	1,2917	1,3034	1,3266
5 000,0	1,2119	1,2385	1,2645	1,2900	1,3150	1,3273	1,3395	1,3636
5 500,0	1,2443	1,2720	1,2991	1,3256	1,3516	1,3644	1,3771	1,4022
6 000,0	1,2779	1,3068	1,3350	1,3627	1,3897	1,4031	1,4163	1,4424
6 500,0	1,3130	1,3430	1,3725	1,4013	1,4295	1,4434	1,4572	1,4843
7 000,0	1,3494	1,3808	1,4115	1,4415	1,4709	1,4854	1,4998	1,5281
7 500,0	1,3873	1,4201	1,4521	1,4835	1,5141	1,5292	1,5442	1,5737

Tableau : Facteur de conversion

Provenance : Doc8168-OPS / 611 volume2, procédures pour les services de navigation aérienne, Exploitation technique des aéronefs, cinquième édition -2006

Annexes n°5 : Les unités de mesures :

Degré Celsius (°C) : Appellation particulière à utiliser pour l'unité « kelvin » lorsqu'il s'agit d'exprimer des valeurs de température Celsius.

Kilogramme (kg) : Unité de masse égale à la masse du prototype international du kilogramme.

Mille marin (NM) : Longueur égale à 1 852 mètres exactement.

Nœud (kt) : Vitesse égale à 1 mille marin à l'heure.

Distances

Distance Horizontale:

Km, NM avec: 1 NM = 1852 m

Distance verticale:

Pied avec: 1 ft (feet) = 0.3048 m

1 m = 3.2808 ft

VITESSE :

Vitesse verticale:

ft/mn

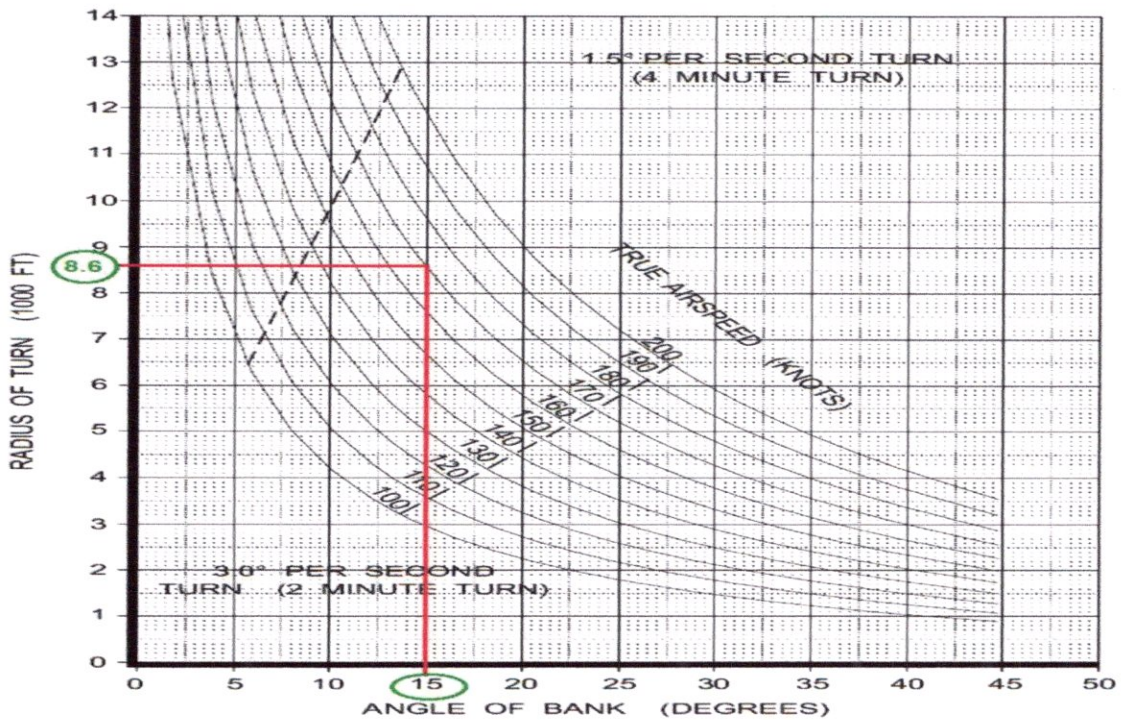
Vitesse horizontale:

Km/h ou Kt avec: 1kt = 0.514 m /s

1kt = 1.6878 ft/s

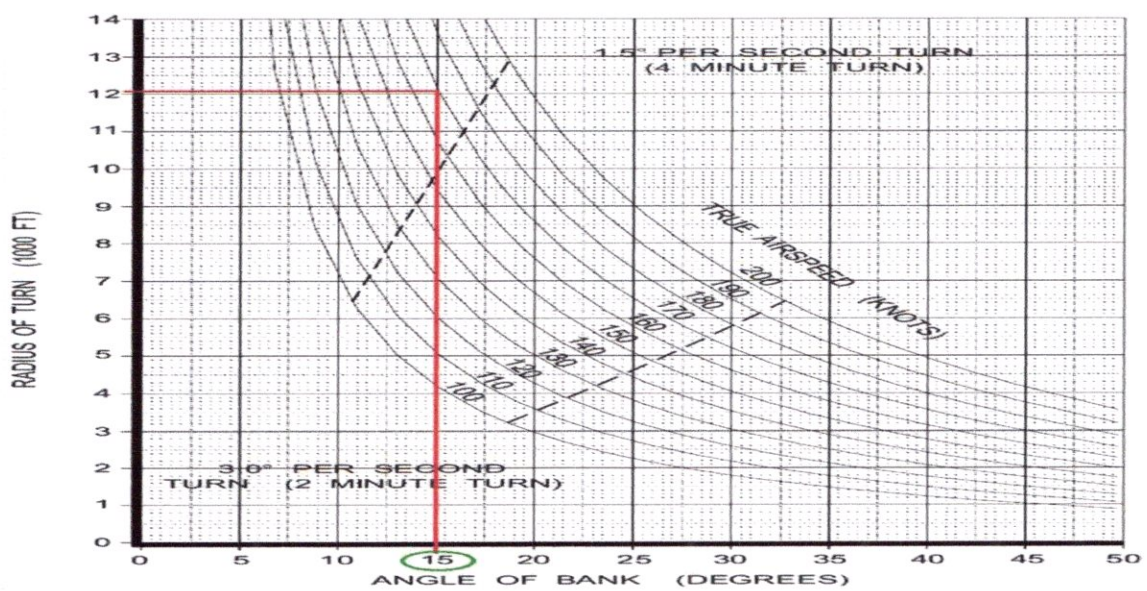
Annexe n°6 : Les graphes de calcul

1/ Détermination de rayon de virage pour une panne moteur à droite :



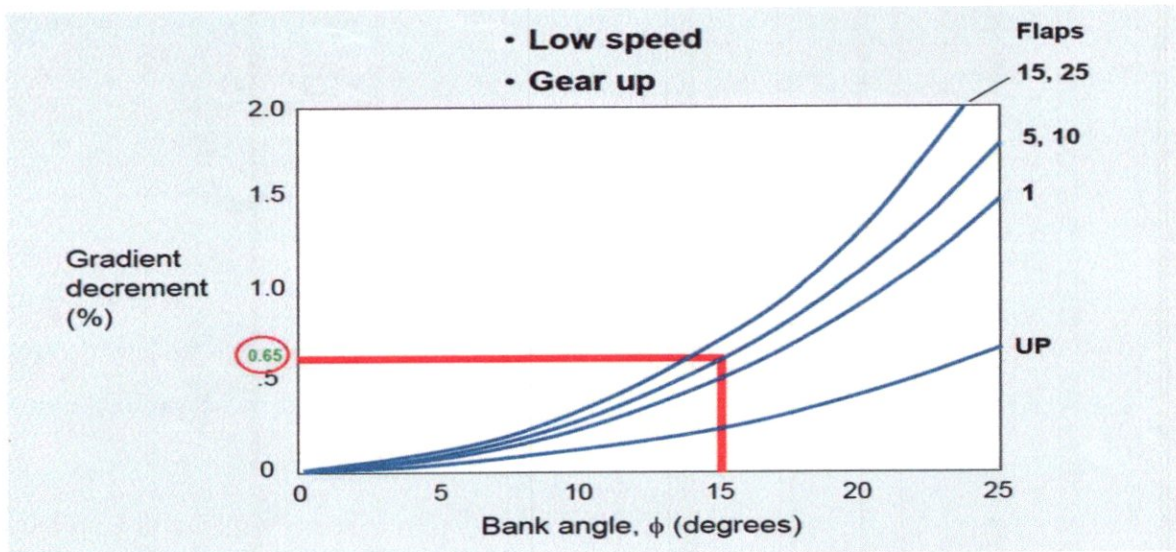
Source: Methods and Data to calculate turn performance of Boeing Airplanes D6-84680-01 Revision date- September- 21-2011, P 2.1.2

2/ Détermination de rayon de virage pour une panne moteur à gauche :



Source: Methods and Data to calculate turn performance of Boeing Airplanes D6-84680-01 Revision date- September- 21-2011, P 2.1.5

3/ Calcul de décrement de gradient :



Source: Turn analysis PE- 201, operational performance and technical methods, February-March- 2013- P53

4/ Détermination de la charge offerte :

$$\text{MMD} = M_{\text{de base}} + \text{Charge offerte} + \text{Carburant}$$

$$\text{Charge offerte} = \text{MMD} - (M_{\text{de base}} + \text{Carburant})$$

Annexes n°7: Les fiches d'analyses de pistes

1/ Fiches d'analyses de pistes pour B 737-800 :

ELEVATION 2316 FT RUNWAY 16T DABC
*** FLAPS 05 *** AIR COND AUTO ANTI-ICE OFF MOHAMED BOUDIAF
CONSTANTINE, DZA
737-800 CFM56-7B27 DATED 19-JUN-2014
A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE
OAT CLIMB WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)
C 100KG -10 0 20
46 704 416*/05-06-19 440*/10-10-22 457*/13-13-24
45 712 420*/06-07-20 444*/11-11-22 461*/13-13-24
44 718 424*/06-07-20 448*/11-11-23 465*/14-14-25
42 731 431*/07-08-21 455*/12-12-24 472*/14-14-26
40 744 438*/08-09-22 463*/13-13-25 480*/15-15-27
38 758 446*/08-10-23 471*/13-14-26 488*/16-16-28
36 772 451*/09-10-24 476*/14-14-27 494*/17-17-29
35 778 454*/09-11-25 479*/14-14-27 497*/17-17-29
34 785 457*/09-11-25 482*/14-15-28 500*/17-17-30
32 798 463*/10-11-26 488*/15-15-29 506*/18-18-30
30 809 467*/10-12-26 493*/15-16-29 511*/18-18-31
28 817 470*/10-12-27 496*/15-16-30 514*/19-19-32
26 824 472*/11-12-27 498*/16-16-30 517*/19-19-32
24 826 473*/11-12-27 499*/16-16-30 518*/19-19-32
22 827 473*/11-12-27 500*/16-16-30 518*/19-19-32
20 827 473*/11-13-27 500*/16-16-30 518*/19-19-32
18 828 473*/11-13-27 500*/16-16-30 518*/19-19-32
16 828 473*/11-13-27 500*/16-16-30 519*/19-19-32
14 829 473*/11-13-27 500*/16-17-30 519*/19-19-32
12 829 473*/11-13-27 500*/16-17-30 519*/19-19-32
10 829 473*/11-13-27 500*/16-17-30 519*/19-19-32
8 830 473*/11-13-27 501*/16-17-30 519*/19-19-32
6 830 473*/11-13-27 501*/16-17-30 520*/19-19-32
4 830 474*/11-13-27 501*/16-17-30 520*/19-19-32
2 831 474*/11-13-27 501*/16-17-30 520*/19-19-32
0 831 474*/11-13-27 501*/16-17-30 520*/19-19-32
-2 831 474*/11-13-27 501*/17-17-30 520*/19-19-32
-4 832 474*/11-13-27 501*/17-17-30 520*/19-19-32
MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 79015
KG
MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 3620 FT
LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,
*=OBSTACLE/LEVEL-OFF, **=IMPROVED CLIMB
RUNWAY IS 3000 M LONG WITH 0 M OF CLEARWAY AND 100 M OF STOPWAY
RUNWAY SLOPES ARE 0.00 PERCENT FOR TODA AND 0.00 PERCENT FOR ASDA
LINE-UP DISTANCES: 0 M FOR TODA, 0 M FOR ASDA OBS FROM BR-FT/M
RUNWAY HT DIST OFFSET HT DIST OFFSET HT DIST OFFSET
16T 72 3250 0 16 4100 100 29 5000 300
118 5600 300 95 6100 200 105 8150 350
151 8000 150 479 9500 0 951 9300 1100
600 9250 1250 590 10500 650 187 11250 1150
3267 13000 2250 403 11700 1000 85 12500 0
ENG-OUT PROCEDURE:
NONE

ELEVATION 2316 FT WET RWY RUNWAY 16T DABC

*** FLAPS 05 *** AIR COND AUTO ANTI-ICE OFF MOHAMED BOUDIAF
CONSTANTINE, DZA

737-800 CFM56-7B27 DATED 19-JUN-2014

A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE

OAT CLIMB WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)

C 100KG -10 0 20

46 704 416*/94-06-19 440*/00-10-22 457*/05-13-24
45 712 420*/94-07-20 444*/01-11-22 461*/05-13-24
44 718 424*/94-07-20 448*/01-11-23 465*/05-14-25
42 731 431*/95-08-21 455*/02-12-24 472*/06-14-26
40 744 438*/95-09-22 463*/02-13-25 480*/07-15-27
38 758 446V/96-10-23 471*/03-14-26 488*/07-16-28
36 772 451V/97-10-24 476*/03-14-27 494*/08-17-29
35 778 454V/97-11-25 479*/04-14-27 497*/08-17-29
34 785 457V/97-11-25 482*/04-15-28 500*/08-17-30
32 798 463V/98-11-26 488*/04-15-29 506*/09-18-30
30 809 467V/99-12-26 493*/05-16-29 511*/09-18-31
28 817 470V/99-12-27 496*/05-16-30 514*/09-19-32
26 824 472V/99-12-27 499*/05-16-30 517*/10-19-32
24 826 473V/00-13-27 499*/05-16-30 518*/10-19-32
22 827 473V/00-13-27 500*/05-16-30 518*/10-19-32
20 827 473V/00-13-27 500*/05-16-30 518*/10-19-32
18 828 473V/00-13-27 500*/05-16-30 518*/10-19-32
16 828 473V/00-13-27 500*/05-17-30 519*/10-19-32
14 829 473V/00-13-27 500*/06-17-30 519*/10-19-32
12 829 474V/00-13-27 500*/06-17-30 519*/10-19-32
10 829 474V/00-13-27 500*/06-17-30 519*/10-19-32
8 830 474V/00-13-27 501*/06-17-30 519*/10-19-32
6 830 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/10-19-32
4 830 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/11-19-32
2 831 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/11-19-32
0 831 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/11-19-32
-2 831 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/11-19-32
-4 832 474V/00-13-27 501*/06-17-30 520*/11-19-32

MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 79015
KG

MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 3620 FT

LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,

*=OBSTACLE/LEVEL-OFF, **=IMPROVED CLIMB

RUNWAY IS 3000 M LONG WITH 0 M OF CLEARWAY AND 100 M OF STOPWAY

RUNWAY SLOPES ARE 0.00 PERCENT FOR TODA AND 0.00 PERCENT FOR ASDA

LINE-UP DISTANCES: 0 M FOR TODA, 0 M FOR ASDA OBS FROM BR-FT/M

RUNWAY HT DIST OFFSET HT DIST OFFSET HT DIST OFFSET

16T 72 3250 0 16 4100 100 29 5000 300

118 5600 300 95 6100 200 105 8150 350

151 8000 150 479 9500 0 951 9300 1100

600 9250 1250 590 10500 650 187 11250 1150

3267 13000 2250 403 11700 1000 85 12500 0

ENG-OUT PROCEDURE:

NONE

2/ Fiches d'analyses de pistes pour le Q400 :

```

: F15 : 23/07/2014 CONSTANTINE/MED BOUD : CIL 16
-----
: ELEVATION= 2316.0(FT) LIMITATION CODES : AIR72-500 JAR-DGAC
: T.O.R.A. = 3000.0(M) 0-DRY CHECK 5-TYRE SPEED
: A.S.D.A. = 3100.0(M) 1-STRUCTURE 6-BRAKE ENERGY : W2/W5 OPTIMIZED W1/W4 OPTIMIZED
: T.O.D.A. = 3000.0(M) 2-2ND-SEGMENT 7-RNY 2 ENGINES : AIR COND. ON
: SLOPE = 0.03(%) 3-RUNWAY 8-FINAL T.O. : NORMAL CONDITIONS
: WIDTH = 45.0(M) 4-OBSTACLE 9-VMC : WITH REVERSE
: : BOOST OFF
: 15%BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO
: VOR DIRECT TO CSO VOR, INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
: MAG COURSE OF 045%. INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
-----
: : TOW(KG) DTOW1/DTOW2 QNH=1013.25(MPK) : WET RUNWAY
: : V1 VR V2 (IAS KT) CODES QNH= +10/ -10 : SCREEN HEIGHT 15 FT
: CAT : DVI DVE DV2/DV1 DVR DV2 : DRY CHECK
: (DC) :
: : WIND (KT)
: : -10 : -5 : 0 : 10 : 20
: 10.0 : 16864 +67/ -67 : 17317 +69/ -69 : 17745 +70/ -71 : 18036 +71/ -72 : 18317 +73/ -73
: : 108 108 114 4-4 : 110 110 115 4-4 : 110 110 115 4-4 : 111 111 115 4-4 : 111 111 116 4-4
: : +1 +1 +0/ +0 +0 +0 : +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +1 +1 +0/ +0 +0 +0
: 30.0 : 15958 +174/ -173 : 16397 +179/ -178 : 16791 +184/ -182 : 17066 +187/ -186 : 17331 +190/ -185
: : 108 108 110 4-4 : 107 107 112 4-4 : 106 106 111 4-4 : 107 107 112 4-4 : 108 108 113 4-4
: : +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +1 +0/ -1 -1 -1
: 34.0 : 15486 +166/ -166 : 15902 +171/ -171 : 16293 +175/ -175 : 16559 +178/ -178 : 16815 +181/ -181
: : 104 104 109 4-4 : 105 105 110 4-4 : 105 105 109 4-4 : 106 106 110 4-4 : 106 106 111 4-4
: : +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +0 +0 +1/ +0 +0 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +1 +1 +0/ +0 +0 +0
-----
/ OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE (M) / HEIGHT (FT)
/ 250/ 72 1100/ 187 2000/ 16 3100/ 29 5000/ 95 5150/ 118 6250/ 105
/ 6300/ 125 6500/ 43 7500/ 151 8250/ 479 8700/ 600 9500/ 590 10000/ 951
/ 11150/ 403 11500/ 161 13500/ 85 14150/2844 15000/ 531
/ MINI. ACCELERATION HEIGHT : 3941.(FT) QNH ALT. : 5657.(FT)
/ MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5873.(FT) QNH ALT. : 8189.(FT)
/ ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14.(M) ASDA: 25.(M)
/ C VERSION: MOD 5908+5561 (PW127M with boost+Kessler brakes)
/ OS WINDOWS 8.0.0 / ILOCM2 NOV.2013 MUESDBID.PDF AIR72*10/AA/PW127M T00/15-MD-BD9.-1---A

```

```

: F15 : 23/07/2014 CONSTANTINE/MED BOUD : CIL 16
-----
: ELEVATION= 2316.0(FT) LIMITATION CODES : AIR72-500 JAR-DGAC
: T.O.R.A. = 3000.0(M) 0-DRY CHECK 5-TYRE SPEED
: A.S.D.A. = 3100.0(M) 1-STRUCTURE 6-BRAKE ENERGY : W2/W5 OPTIMIZED W1/W4 OPTIMIZED
: T.O.D.A. = 3000.0(M) 2-2ND-SEGMENT 7-RNY 2 ENGINES : AIR COND. ON
: SLOPE = 0.03(%) 3-RUNWAY 8-FINAL T.O. : NORMAL CONDITIONS
: WIDTH = 45.0(M) 4-OBSTACLE 9-VMC : WITHOUT REVERSE
: : BOOST OFF
: 15%BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO
: VOR DIRECT TO CSO VOR, INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
: MAG COURSE OF 045%. INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
-----
: : TOW(KG) DTOW1/DTOW2 QNH=1013.25(MPK) : DRY RUNWAY
: : V1 VR V2 (IAS KT) CODES QNH= +10/ -10 : SCREEN HEIGHT 35 FT
: CAT : DVI DVE DV2/DV1 DVR DV2 :
: (DC) :
: : WIND (KT)
: : -10 : -5 : 0 : 10 : 20
: 10.0 : 16866 +67/ -67 : 17322 +69/ -69 : 17750 +71/ -71 : 18041 +72/ -72 : 18322 +73/ -73
: : 108 108 114 4-4 : 110 110 115 4-4 : 110 110 115 4-4 : 111 111 115 4-4 : 111 111 116 4-4
: : +1 +1 +0/ +0 +0 +0 : +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +1 +1 +0/ +0 +0 +0
: 30.0 : 15959 +174/ -173 : 16392 +179/ -178 : 16795 +184/ -182 : 17070 +187/ -186 : 17335 +190/ -189
: : 108 108 110 4-4 : 107 107 112 4-4 : 106 106 111 4-4 : 107 107 112 4-4 : 108 108 113 4-4
: : +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +1 +1/ +0 +0 -1 : +1 +0 +0/ -1 -1 -1
: 34.0 : 15487 +166/ -166 : 15905 +171/ -171 : 16297 +175/ -175 : 16563 +178/ -178 : 16819 +181/ -181
: : 104 104 109 4-4 : 105 105 110 4-4 : 105 105 109 4-4 : 106 106 110 4-4 : 106 106 111 4-4
: : +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +1 +1 +0/ +0 +0 +0
-----
/ OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE (M) / HEIGHT (FT)
/ 250/ 72 1100/ 187 2000/ 16 3100/ 29 5000/ 95 5150/ 118 6250/ 105
/ 6300/ 125 6500/ 43 7500/ 151 8250/ 479 8700/ 600 9500/ 590 10000/ 951
/ 11150/ 403 11500/ 161 13500/ 85 14150/2844 15000/ 531
/ MINI. ACCELERATION HEIGHT : 3918.(FT) QNH ALT. : 5638.(FT)
/ MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5870.(FT) QNH ALT. : 8186.(FT)
/ ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14.(M) ASDA: 25.(M)
/ C VERSION: MOD 5908+5561 (PW127M with boost+Kessler brakes)
/ OS WINDOWS 8.0.0 / ILOCM2 NOV.2013 MUESDBID.PDF AIR72*10/AA/PW127M T00/15-MD-BD9.-1---A

```

3/ fiches d'analyses de pistes pour Q200 :

FILS : 23/07/2014		CONSTANTINE/MED BOUD		CEL 16	
ELEVATION= 2316.0(FT)		LIMITATION CODES		ATR72-500	JAR-DGAC
T.O.R.A. = 3000.0(M)		0-DRY CHECK	5-TYRE SPEED		
A.S.D.A. = 3100.0(M)		1-STRUCTURE	6-BRAKE ENERGY	V2/VS OPTIMIZED	V1/VR OPTIMIZED
T.O.D.A. = 3000.0(M)		2-2ND-SEGMENT	7-RWY 2 ENGINES	AIR COND. ON	
SLOPE = 0.03(%)		3-RUNWAY	8-FINAL T.O.	NORMAL CONDITIONS	
WIDTH = 45.0(M)		4-OBSTACLE	9-VMC	WITHOUT REVERSE	
BOOST OFF					
15%BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO					
VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND					
ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A					
MAG COURSE OF 045°. INTERCEPT & TRACK OUTBOUND					
TOW(KG) DTOW1/DTOW2		QNH=1013.25(MPA)		DRY RUNWAY	
V1 VR V2(IAS KT) CODES		QDNM= +10/ -10		SCREEN HEIGHT 35 FT	
DVI DVR DV2/DVI DVR DV2					
WIND (KT)					
-10		-5		0	
10		15		20	
30.0 : 15959 +174/ -178 : 16391 +78/ -178 : 16470 +0/ +0 :		NL		NL	
: 103 103 110 4-4 : 107 107 112 4-4 : 91 98 103 1-9 :					
: +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : -6 -6 -6/ +0 +0 -1 : +0 +0 +0/ +7 +1 +1 :					
34.0 : 15486 +166/ -166 : 15905 +171/ -171 : 16293 +176/ -175 : 16470 +0/ -89 : 16470 +0/ +0 :		NL		NL	
: 104 104 109 4-4 : 106 106 110 4-4 : 105 105 109 4-4 : 100 100 105 4-1 : 90 97 102 1-9 :					
: +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +2 +2 +1/ +0 +0 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 -0 : -5 -3 -3/ +5 +5 +5 : +0 +0 +0/ +7 +1 +0 :					
OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE(M)/HEIGHT(FT)					
250/ 72 1100/ 187 2000/ 16 3100/ 29 5000/ 95 5150/ 118 6250/ 105					
6300/ 125 6500/ 43 7500/ 151 8250/ 478 8700/ 600 9500/ 593 10000/ 951					
11150/ 403 11500/ 161 13500/ 55 14150/2844 15000/ 531					
/MINI. ACCELERATION HEIGHT : 3293.(FT) QNH ALT. : 5602.(FT)					
/MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5397.(FT) QNH ALT. : 7713.(FT)					
/ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14.(M) ASDA: 25.(M)					
A/C VERSION:MOD 5908+5561 (FW127M with boost+Hessler brakes)					
FCS WINDOWS 8.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MUESDBID.PDF ATR72-10/AA/FW127M T00/15-MD-BD9.-1---A					

FILS : 23/07/2014		CONSTANTINE/MED BOUD		CEL 16	
ELEVATION= 2316.0(FT)		LIMITATION CODES		ATR72-500	JAR-DGAC
T.O.R.A. = 3000.0(M)		0-DRY CHECK	5-TYRE SPEED		
A.S.D.A. = 3100.0(M)		1-STRUCTURE	6-BRAKE ENERGY	V2/VS OPTIMIZED	V1/VR OPTIMIZED
T.O.D.A. = 3000.0(M)		2-2ND-SEGMENT	7-RWY 2 ENGINES	AIR COND. ON	
SLOPE = 0.03(%)		3-RUNWAY	8-FINAL T.O.	NORMAL CONDITIONS	
WIDTH = 45.0(M)		4-OBSTACLE	9-VMC	WITH REVERSE	
BOOST OFF					
15%BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO					
VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND					
ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A					
MAG COURSE OF 045°. INTERCEPT & TRACK OUTBOUND					
TOW(KG) DTOW1/DTOW2		QNH=1013.25(MPA)		WET RUNWAY	
V1 VR V2(IAS KT) CODES		QDNM= +10/ -10		SCREEN HEIGHT 15 FT	
DVI DVR DV2/DVI DVR DV2					
WIND (KT)					
-10		-5		0	
10		15		20	
30.0 : 15958 +174/ -178 : 16387 +82/ -178 : 16470 +0/ +0 :		NL		NL	
: 105 105 110 4-4 : 107 107 112 4-4 : 91 98 103 1-9 :					
: +1 +1 +1/ +0 +0 +0 : -6 -6 -6/ +0 +0 -1 : +0 +0 +0/ +7 +1 +1 :					
34.0 : 15486 +166/ -166 : 15902 +171/ -171 : 16293 +176/ -175 : 16470 +0/ -89 : 16470 +0/ +0 :		NL		NL	
: 104 104 109 4-4 : 105 105 110 4-4 : 105 105 109 4-4 : 100 100 105 4-1 : 90 97 102 1-9 :					
: +0 +0 +0/ -1 -1 -1 : +2 +2 +1/ +0 +0 +0 : +0 +0 +1/ -1 -1 -0 : -5 -3 -3/ +5 +5 +5 : +0 +0 +0/ +7 +1 +0 :					
OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE(M)/HEIGHT(FT)					
250/ 72 1100/ 187 2000/ 16 3100/ 29 5000/ 95 5150/ 118 6250/ 105					
6300/ 125 6500/ 43 7500/ 151 8250/ 478 8700/ 600 9500/ 593 10000/ 951					
11150/ 403 11500/ 161 13500/ 55 14150/2844 15000/ 531					
/MINI. ACCELERATION HEIGHT : 3316.(FT) QNH ALT. : 5632.(FT)					
/MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5397.(FT) QNH ALT. : 7713.(FT)					
/ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14.(M) ASDA: 25.(M)					
A/C VERSION:MOD 5908+5561 (FW127M with boost+Hessler brakes)					
FCS WINDOWS 8.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MUESDBID.PDF ATR72-10/AA/FW127M T00/15-MD-BD9.-1---A					

1.2/ Piste WET (mouillé):

ELEVATION 2316 FT WET RWY RUNWAY 16Z DABC

*** FLAPS 05 *** AIR COND AUTO ANTI-ICE OFF MOHAMED BOUDIAF
 CONSTANTINE, DZA
 DATED 03-AUG-2014

737-800 CFM56-7B27

A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE

OAT CLIMB WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)

C	100KG	-10	0	20
46	704	672F/31-41-46	702*/37-45-49	713*/38-45-49
45	712	677F/31-42-47	710*/37-45-49	720*/39-46-50
44	718	681F/31-42-47	716*/38-46-50	726*/39-46-50
42	731	690F/32-43-48	728*/39-47-51	739*/40-47-51
40	744	699F/32-44-49	741*/40-48-52	752*/41-49-53
38	758	709F/33-45-50	755*/41-49-54	766*/42-50-54
36	772	718F/33-45-51	767*/42-51-55	779*/43-51-55
35	778	723F/34-46-51	774*/42-51-56	785*/44-52-56
34	785	727F/34-46-52	780*/43-52-56	791*/44-52-57
32	798	736F/34-47-53	790F/43-52-57	803*/44-52-57
30	809	744F/35-47-53	798F/43-52-57	813*/44-52-57
28	817	750F/35-48-54	805F/42-52-57	820*/44-52-57
26	824	756F/36-48-55	811F/42-52-57	826*/43-52-57
24	826	759F/36-49-55	815F/42-52-57	828*/43-52-57
22	827	762F/36-49-55	817*/42-52-57	829*/43-52-57
20	827	764F/37-49-55	818*/42-52-57	830*/43-52-57
18	828	767F/37-50-56	818*/42-52-57	830*/43-52-57
16	828	769F/37-50-56	819*/42-52-57	831*/44-52-57
14	829	772F/38-50-56	819*/42-52-57	832*/44-52-57
12	829	775F/38-50-56	820*/42-52-57	832*/44-52-57
10	829	777F/38-51-56	820*/42-52-57	833*/44-52-57
8	830	780F/39-51-57	821*/42-52-57	833*/44-52-57
6	830	783F/39-51-57	822*/42-52-57	834*/44-52-57
4	830	786F/40-51-57	822*/42-52-57	834*/44-52-57
2	831	788F/40-52-57	823*/42-52-58	835*/44-52-58
0	831	791F/40-52-58	823*/42-52-58	836*/44-52-58
-2	831	794F/40-52-58	824*/42-52-58	836*/44-52-58
-4	832	797F/40-52-58	824*/42-52-58	837*/44-52-58

MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 79015 KG

MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 640 FT

LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,

=OBSTACLE/LEVEL-OFF, *=IMPROVED CLIMB

RUNWAY IS 9842 FT LONG WITH 0 FT OF CLEARWAY AND 328 FT OF STOPWAY

RUNWAY SLOPES ARE 0.00 PERCENT FOR TODA AND 0.00 PERCENT FOR ASDA

LINE-UP DISTANCES: 0 FT FOR TODA, 0 FT FOR ASDA OBS FROM LO-FT/FT

RUNWAY	HT	DIST	OFFSET	HT	DIST	OFFSET	HT	DIST	OFFSET
16Z	165	14534	0	175	16713	0	398	24488	0
	332	28937	0	250	29009	0	384	29344	0
	283	29439	0						

ENG-OUT PROCEDURE:

NONE

2/ Fiches d'analyses des nouvelles MMD obtenue pour Q200

2.1 Piste DRY (sèche) :

```

-----
: FLS : 26/07/2014 CONSTANTINE/MED BOUD : OZL 1676
-----
: ELEVATION= 2316.0(FT) LIMITATION CODES : ATR72-500 JAR-BGAC
: T.O.R.A. = 3000.0(M) 0-DRY CHECK 5-TYRE SPEED :
: A.S.D.A. = 3100.0(M) 1-STRUCTURE 6-BRAKE ENERGY : V2/V3 OPTIMIZED V1/VR OPTIMIZED
: T.O.D.A. = 3000.0(M) 2-2ND-SEGMENT 7-RWY 2 ENGINES : AIR COND. ON
: SLOPE = 0.03(%) 3-RUNWAY 8-FINAL T.O. : NORMAL CONDITIONS
: WIDTH = 45.0(M) 4-OBSTACLE 9-TMC : WITHOUT REVERSE
: : BOOST OFF
-----
: 15°BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO
: VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
-----
: : TOW(KG) DTOW1/DTOW2 QNH=1013.25(HPA) : DRY RUNWAY
: : V1 VR V2(IAS KT) CODES QNH= +10/ -10 : SCREEN HEIGHT 35 FT
: CAT : DV1 DVR DV2/DV1 DVR DV2
: (DC)
: : WIND (KT)
: : -10 : -5 : 0 : 10 : 20
-----
: -10.0 : NL : NL : NL : NL : NL
: : : : : :
: : : : : :
: 34.0 : NL : NL : NL : NL : NL
: : : : : :
-----
/OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE(M) /HEIGHT(FT)
/ 4900/ 459 5449/ 243 5545/ 318 5593/ 456 5760/ 263 7504/ 423 7576/ 377
/MINI. ACCELERATION HEIGHT : 601.(FT) QNH ALT. : 2917.(FT)
/MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5235.(FT) QNH ALT. : 7551.(FT)
/ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14.(M) ASDA: 25.(M)
A/C VERSION:MOD 5908-5561 (FW127M with boost-Messier brakes)
POS WINDOWS 8.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MCE5DBID.PDF ATR72-10/AA/FW127M T00/15-MD-BD9.-1---A

```

2.2 Piste WET (Mouillé)

```

-----
: FLS : 31/07/2014 CONSTANTINE/MED BOUD : OZL 1676
-----
: ELEVATION= 2316.0(FT) LIMITATION CODES : ATR72-500 JAR-BGAC
: T.O.R.A. = 3000.0(M) 0-DRY CHECK 5-TYRE SPEED :
: A.S.D.A. = 3100.0(M) 1-STRUCTURE 6-BRAKE ENERGY : V2/V3 OPTIMIZED V1/VR OPTIMIZED
: T.O.D.A. = 3000.0(M) 2-2ND-SEGMENT 7-RWY 2 ENGINES : AIR COND. ON
: SLOPE = 0.03(%) 3-RUNWAY 8-FINAL T.O. : NORMAL CONDITIONS
: WIDTH = 45.0(M) 4-OBSTACLE 9-TMC : WITH REVERSE
: : BOOST OFF
-----
: 15°BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT D3.0 CSO
: VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
: ON CSO VOR R350.AT D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A
-----
: : TOW(KG) DTOW1/DTOW2 QNH=1013.25(HPA) : WET RUNWAY
: : V1 VR V2(IAS KT) CODES QNH= +10/ -10 : SCREEN HEIGHT 15 FT
: CAT : DV1 DVR DV2/DV1 DVR DV2 : DRY CHECK
: (DC)
: : WIND (KT)
: : -10 : -5 : 0 : 10 : 20
-----
: -10.0 : NL : NL : NL : NL : NL
: : : : : :
: : : : : :
: 34.0 : NL : NL : NL : NL : NL
: : : : : :
-----
/OBSTACLE FROM END OF TORA : DISTANCE(M) /HEIGHT(FT)
/ 4900 459 5449 243 5545 318 5593 456 5760 263 7504 423 7576 377
/MINI. ACCELERATION HEIGHT : 628.(FT) QNH ALT. : 1941.(FT)
/MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 5234.(FT) QNH ALT. : 7550.(FT)
/ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14. M ASDA: 25. M
A/C VERSION:MOD 5908-5561 (FW127M with boost-Messier brakes)
POS WINDOWS 8.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MCE5DBID.PDF ATR72-10/AA/FW127M T00/15-MD-BD9.-1---A

```


3/ Fiches d'analyses des nouvelles MMD obtenue pour Q400 :

3.1/ Piste DRY (sèche) :

FIS : 24/07/2014		CONSTANTINE/MED BOUD				QZL 1675	
ELEVATION= 2316.0 FT		LIMITATION CODES				AIR72-500 JAR-EGAC	
T.O.R.A. = 3000.0 M		0-DRY CHECK		5-TYPE SPEED			
A.S.D.A. = 3100.0 M		1-STRUCTURE		6-BRAKE ENERGY		V2/V3 OPTIMIZED V1/VR OPTIMIZED	
T.O.D.A. = 3000.0 M		2-2ND-SEGMENT		7-RWY 2 ENGINES		AIR COND. ON	
SLOPE = 0.031 %		3-RUNWAY		8-FINAL T.O.		NORMAL CONDITIONS	
WIDTH = 45.0 M		4-OBSTACLE		9-VWC		WITHOUT REVERSE BOOST OFF	
15 BANKED CLIMB LEFT TURN COMMENCED AT D3.0 CSO							
VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND							
ON CSO VOR 2350.11 D7.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A							
ON CSO VOR 2350.11 D9.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A							
TOW(KG) DTOW1/DTOW2		QNH=1013.25(HPA)		DRY RUNWAY			
V1 VR V2(IAS KT) CODES		QDRN= +10/ -10		SCREEN HEIGHT 35 FT			
GAT : DVI DVR DVI2/DVI DVR DVZ							
(DC)							
WIND (KT)							
		-10		-5		0	
		10		15		20	
-10.0		23348 +104/ -101		23907 +100/ -100		24428 +102/ -103	
		102 122 126 4-6		111 128 128 4-4		121 129 132 4-4	
		+0 +1 +0/ -1 -1 -1		+1 +0 +0/ +0 -1 +0		+0 +0 +0/ -1 +0 +0	
0.0		22951 +104/ -104		23521 +100/ -101		24028 +102/ -102	
		100 120 123 4-6		109 124 127 4-4		119 129 131 4-4	
		+0 +0 -1/ -1 -1 +0		+1 +0 +0/ -1 -1 +0		+1 +0 +0/ +0 -1 -1	
5.0		22760 +102/ -113		23333 +100/ -101		23837 +103/ -103	
		89 119 122 4-6		108 123 126 4-4		117 127 130 4-4	
		+0 +0 +1/ -1 -1 +0		+1 +0 +1/ -1 +0 +0		+1 +0 +0/ +0 -1 -1	
10.0		22560 +110/ -110		23148 +101/ -102		23647 +103/ -104	
		98 118 121 4-6		107 123 126 4-4		116 126 128 4-4	
		+0 +0 +1/ -1 -1 +0		+1 +0 +0/ -1 -1 +0		+1 +1 +1/ -1 -1 +0	
20.0		22166 +106/ -110		22734 +101/ -101		23277 +102/ -103	
		86 116 119 4-6		105 122 125 4-4		114 123 126 4-4	
		+1 +0 -1/ +0 -1 -1		+0 +0 +0/ -1 -1 +0		+0 +0 +1/ -1 +0 +0	
34.0		20824 +217/ -217		21306 +222/ -222		21759 +223/ -223	
		98 118 119 4-4		107 118 121 4-4		116 122 126 4-4	
		+0 +1 -1/ +0 +0 +0		+0 +0 +0/ +0 -1 -1		+0 +0 +0/ +0 -1 -1	
40.0		19947 +209/ -209		20409 +213/ -212		20844 +217/ -223	
		101 114 117 4-4		110 116 118 4-4		119 119 122 4-4	
		+0 +0 +0/ +1 +0 +0		+0 +1 +1/ +1 +0 +0		-1 +1 +1/ +0 +0 +0	
/OBSTACLE FROM END OF TODA : DISTANCE(M) /HEIGHT(FT)							
/ 6502/ 243 7000/ 263 7357/ 495 8322/ 358 8969/ 594 9799/ 459 9919/ 404							
/MINI. ACCELERATION HEIGHT : 965.(FT) QNH ALT. : 3281.(FT)							
/MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 2578.(FT) QNH ALT. : 4894.(FT)							
/ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA : 14.(M) ASDA : 25.(M)							
A/C VERSION:MD8 8908+5561 (FWL27M with boost+Kessier brakes)							
POS WINDOWS 3.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MUEBBD1D.DXF AIR72-10/AA/FW127M 100/15-MD-ED9.-1---A							

3.2/ Piste WET (mouillé) :

FILS : 31/07/2014		CONSTANTINE/MED BOUD		CZL 1675	
ELEVATION= 2316.0(FT)		LIMITATION CODES		AIR72-500 JAR-DCAC	
T.O.R.A. = 3000.0(M)		0-DRY CHECK 5-TYPE SPEED			
A.S.D.A. = 3100.0(M)		1-STRUCTURE 6-BRAKE ENERGY		V2/VS OPTIMIZED V1/VR OPTIMIZED	
T.O.D.A. = 3000.0(M)		2-2ND-SEGMENT 7-RWY 2 ENGINES		AIR COND. ON	
SLOPE = 0.03(%)		3-RUNWAY 8-FINAL T.O.		NORMAL CONDITIONS	
WIDTH = 45.0(M)		4-OBSTACLE 9-WMC		WITH REVERSE	
				BOOST OFF	
15 BANKED CLIMB LEFT TURN, COMMENCED AT 03.0 CSO					
VOR DIRECT TO CSO VOR INTERCEPT & TRACK OUTBOUND					
ON CSO VOR R350 AT 07.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A					
ON CSO VOR R350 AT 07.0 CSO VOR TURN RIGHT TO A					
TOM (KG) BTOW1/BTOW2		QNH=1013.28(HPA)		WET RUNWAY	
V1 VR V2/IAS (KT) CODES		QDMH= +10/ -10		SCREEN HEIGHT 18 FT	
CAT I/II D/R DVE/DVI D/R D/VZ				DRY CHECK	
WIND (KT)					
-10		-5		0	
10		15		20	
-10.0 : 23349 +104/ -101 : 23907 +100/ -100 : 24421 +101/ -101 : 24752 +102/ -102 : 24949 +99/ -94 :					
: 102 122 126 0-0 : 111 125 128 0-0 : 121 127 130 4-4 : 126 130 133 4-4 : 132 136 139 2-2 :					
: +0 +1 +0/ -1 -1 -1 : +1 +0 +0/ +0 -1 +0 : +0 +1 +1/ -1 -1 -1 : +1 +0 +0/ -1 -1 -1 : -1 -5 -5/ +0 +0 +0 :					
0.0 : 22961 +104/ -104 : 23521 +100/ -101 : 24028 +102/ -103 : 24357 +103/ -104 : 24554 +94/ -95 :					
: 100 120 123 0-0 : 109 124 127 0-0 : 113 125 128 0-0 : 124 127 130 0-0 : 130 134 137 2-4 :					
: +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +1 +0 +0/ -1 -1 +0 : +1 +0 +1/ +0 +0 +0 : +0 +1 +1/ -1 -1 -1 : +0 +1 +0/ -1 -1 -1 :					
10.0 : 22560 +110/ -110 : 23148 +101/ -102 : 23647 +103/ -104 : 23978 +104/ -105 : 24228 +96/ -96 :					
: 98 118 121 0-0 : 107 123 126 0-0 : 116 124 127 0-0 : 122 125 128 0-0 : 127 132 135 2-4 :					
: +0 +0 +1/ -1 -1 +0 : +0 +0 +0/ -1 -1 +0 : +1 +0 +1/ -1 +0 +0 : +0 +0 +0/ -1 +0 +0 : +1 +0 +0/ +0 -1 -1 :					
20.0 : 22166 +106/ -110 : 22794 +101/ -101 : 23277 +102/ -103 : 23600 +104/ -104 : 23907 +99/ -100 :					
: 96 116 119 0-0 : 105 122 125 0-0 : 114 123 126 0-0 : 119 124 127 0-0 : 125 130 133 2-4 :					
: +1 +0 +1/ +0 -1 -1 : +0 +0 +0/ -1 -1 +0 : +1 +0 +1/ -1 +0 +0 : +1 +0 +0/ +0 +0 +0 : +1 +0 +0/ -1 -1 -1 :					
34.0 : 20514 +215/ -215 : 21300 +223/ -223 : 21751 +222/ -222 : 22051 +233/ -232 : 22205 +245/ -245 :					
: 95 116 119 4-4 : 107 118 121 4-4 : 116 119 122 4-4 : 121 121 124 4-4 : 126 129 131 2-2 :					
: +0 +1 +1/ +1 +0 +0 : +0 +0 +0/ +0 -1 -1 : -1 +1 -1/ +0 -1 -1 : +0 +0 +0/ +0 +0 +0 : +0 +1 +1/ +0 +0 -1 :					
OBSTACLE FROM END OF TODA : DISTANCE(M)/HEIGHT(FT)					
6502/ 243 7000/ 263 7357/ 495 8552/ 358 8969/ 594 9793/ 453 9913/ 404					
MINI. ACCELERATION HEIGHT : 997. (FT) QNH ALT. : 3313. (FT)					
MAXI. ACCELERATION HEIGHT : 2510. (FT) QNH ALT. : 4226. (FT)					
ALIGNMENT ALLOWANCE TODA/TORA: 14. (M) ASDA: 25. (M)					
/C VERSION:KOD 5909+5961 (FW12TM with boost+Messier brakes)					
OS WINDOWS 8.0.0 /TLC:M2 NOV.2013 MUSE2B1D.SDF AIR72+10/AA/FW12TM T00/15-MD-509.-1---A					

Bibliographie

- [1] Revue énergie et mines « Sonatrach » édition 22- 2012
- [2] Manuel d'exploitation de la compagnie TAL « MANEX-A »
- [3] AFM, Manuel de vol de l'aéronef « Bombardier »
- [4] AFM, Manuel de vol de l'aéronef « Boeing »
- [5] PE-209, Takeoff and landing performance analysis useing BPS, September 2013
- [6] PE- 213, Aircraft performance analysis in the terminal area, September 2013
- [7] Opérations aériennes, limites d'utilisation, TOM1 5^{ème} édition 1998, ENAC
- [8] Circulaire d'information, transport Canadia, Doc : CI 700-016, édition 01 / 05-02-2010
- [9] Document 8168 de l'OACI, Exploitation technique des aéronefs, Volume II édition 1993
- [10] Methods and Data Calculate Turn Performance of Boeing Airplanes, D6-84680-1, revision date, 21/ 09/ 2011.
- [11] CAAP 235-4 (0): Engine out sid and engine out missed approach procedures
- [12] Thème : Elaboration et conception des procédures d'arrivées et de départs normalisée aux instruments de l'approche de Constantine.
- Etudiants: Mlle: H.SADKI
Mr: S. MECHTI
- Université: Saad Dahleb de Blida
- Département : Aéronautique et des études spatiales
- Promotion : 2006- 2007
- Consulté : 15 Avril 2014

[13] FAA AC 120-91 Appendix 1

[14] Thème : Conception et réalisation d'un système d'information pour la gestion du parc informatique.

Etudiants: Mr: M. EDMENDO F.

Mr: T. MOUSSA B.

Université: Saad Dahleb de Blida

Département : informatique

Promotion : 2011- 2012.