

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Département de Navigation Aérienne

MEMOIRE

En vue de l'obtention du diplôme de Master en Opérations Aériennes

Thème :

Développement d'une application permettant le calcul des
performances de décollage/atterrissage pour l'avion DASH-8 Q400
exploité par TASSILI AIRLINES.

Fait par :

Mr.LOUAHDI Nabih

Mr.HABA Ishak

Encadré par :

Mr. Mouloud DRIOUCHE

Mr. Farid BOUAMRANI

Blida, septembre 2016

RESUME

Le calcul des performances au décollage et à l'atterrissage est une opération qui doit être réalisée pour chaque vol, dans le but de déterminer les limitations opérationnelles en fonction des conditions du jour et des restrictions des terrains.

Le but de notre PFE est d'informatiser les calculs de performances (décollage et atterrissage) pour le DASH8 Q400 afin de répondre aux exigences réglementaires, optimiser les calculs et surtout réduire la charge de travail du pilote et de l'ATE.

ملخص

حساب إمكانات الطائرة للإقلاع والهبوط هي عملية يجب القيام بها لكل رحلة من أجل تحديد الحدود العملية على أساس ظروف اليوم والقيود المفروضة على الميدان والهدف من هذا المشروع هو جعل حساب الفعاليات الإقلاع والهبوط للطائرة "DASH8 Q400" بشكل الي لتلبية المتطلبات النظامية، وتحسين العمليات الحسابية وخصوصا تخفيف العبء عن الطيار ووكيل العمليات الجوية.

ABSTRACT

Performance calculations for takeoff and landing is an operation that must be carried out for each flight in order to determine the operational limitations based on the day's conditions and restrictions of the field.

The objective in this project is to computerize performance calculations (takeoff and landing) for DASH8 Q400 to meet regulatory requirements, optimize calculations and especially reducing the workload of the pilot and Technical Operating Officer.

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier notre DIEU et Créateur, qui nous a donné la volonté et la force afin de réaliser ce travail.

Nous adressons nos remerciements à **Mme. Lila ELKECHAI** qui nous a permis d'effectuer notre stage avec toute simplicité et souplesse et à **Mr. Farid BOUAMRANI** qui nous a permis de choisir ce projet et nous a aidé au sein de Tassili Airlines à travers ces informations et l'accès à la documentation nécessaire à la réalisation de ce travail.

Nous adressons également nos sincères remerciements à **Mr. DRIUCHE .M** qui nous a honorés en acceptant d'être notre promoteur.

Sans oublier de remercier tous ceux qui nous ont apportés leur assistance pour la réalisation de ce mémoire de fin d'étude et auxquelles nous exprimons nos sincères gratitude.

Enfin, nous présentons nos remerciements les plus distingués et nos salutations à l'ensemble des enseignants de l'IAB, en particulier les membres de jury ceux qui ont accepté de consacrer un peu de leur temps afin d'examiner notre travail.

Table des matières :

RESUME	2
REMERCIEMENTS	3
INTRODUCTION:	13
CHAPITRE I : Présentation de Tassili Airlines	14
I.1. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE :	15
I.2. HISTORIQUE :	15
I.3. STRUCTURE DE L'ORGANISATION DE LA COMPAGNIE :	16
I.3.1. Organigramme d'ensemble de la compagnie :	16
I.3.2. Organigramme Général de la direction d'exploitation :	18
I.1. POLITIQUE DE TASSILI AIRLINES	19
I.2. INFRASTRUCTURE	20
I.3. RESSOURCES HUMAINES :	22
I.4. ACTIVITES de TASSILI AIRLINES :	22
I.5. FILIALE de groupe TASSILI :	23
I.6. LA FLOTTE EXPLOITEE PAR LA COMPAGNIE :	24
CHAPITRE II : Présentation du Bombardier Q400 (DH8D)	27
II.1. PRESENTATION DU CONSTRUCTEUR :	28
II.2. TYPES D'AERONEFS REGIONAUX CONSTRUIES :	28
II.3. STATISTIQUES :	29
II.4. SERVICES ET SUPPORTS :	30
II.5. PRESENTATION DU DASH 8 - Q400 :	31

II.5.1. Certification :	31
II.5.2. Technologie :	31
II.5.2.1. La propulsion redéfinie :	32
II.5.2.2. Poste de pilotage évolué :	33
II.5.2.3. ANVS (Active Noise and Vibration Suppression System) :	34
II.5.3 Facteurs économiques :	34
II.5.3.1. Plus faibles coûts par place assise sur le marché court-courrier :	34
II.5.3.2. Avantage de la vitesse :	35
II.5.3.3. Productivité :	35
II.5.3.4. Polyvalence :	35
II.5.4 Environnement :	36
II.5.4.1. Vol écoresponsable :	36
II.5.4.2. Émissions de CO2 réduites :	36
II.5.5 Description générale :	37
II.5.5.1. Masses :	37
II.5.5.2. Dimensions :	37
II.5.5.3. Endurance :	37
II.5.5.4. Vitesses :	38
II.5.5.5. Trains d’atterrissage :	38
II.5.5.6. Equipements et systèmes :	38
CHAPITRE III : Rappel sur les performances	39
III.1. INTRODUCTION :	40

III.2.	LIMITATIONS STRUCTURE :	40
III.2.1.	Limitation de vol :	40
III.2.1.1.	Facteur de charge :	40
III.2.1.2	Limitations vitesses :	41
III.2.2.	Masses maximum structurels :	44
III.2.3.	Enveloppe opérationnelle :	47
III.2.4.	Limitations moteur :	48
III.3.	LIMITATION DECOLLAGE :	49
III.3.1.	Les vitesses de décollage :	49
III.3.2.	Limitations de la piste :	52
III.3.2.1.	Les Distances de Décollage :	52
III.3.2.2.	Les distances de décollage utilisables :	56
III.3.3.	Limitation obstacle et montée :	58
III.3.3.1.	Trajectoire de décollage :	58
III.3.3.2.	Franchissement d'obstacle :	61
III.3.4.	Paramètre des performances de décollage :	64
III.3.4.1.	Paramètres extérieurs (subis) :	64
III.3.4.2.	Paramètres choisis :	68
III.4.	LIMITATION ATTERISSAGE :	69
III.4.1	INTRODUCTION :	69
III.4.2	PISTE D'ATTERISSAGE :	70
III.4.2.1.	Distance d'atterrissage (LD) :	70

III.4.2.2.	distance d’atterrissage requise (LDR) :	70
III.4.2.3.	distance d’atterrissage utilisable (LDA) :	70
III.4.3	PERFORMANCE D’ATTERRISSAGE :	72
III.4.3.1.	Vitesse d’atterrissage opérationnelle :	72
III.4.3.2.	Performance de remise des gaz :	72
III.4.3.3.	L’influence de paramètres extérieurs :	74
CHAPITRE VI :		76
CONCEPTION DE L’APPLICATION		76
VI.1	INTRODUCTION :	77
VI.2	CALCULS DE PERFORMANCES DANS L’AOM :	77
VI.3	Les données de performance de décollage :	78
VI.3. 1	Limites Masse, Altitude et Température :	78
VI.3. 2	Limitations Piste :	80
VI.3. 3	Limitation Obstacle :	83
VI.3. 4	Atterrissage/Dispatch :	85
VI.3. 5	Les vitesses associées :	87
VI.4	CHOIX DES OUTILS DE CONCEPTION :	88
IV.4.1	Microsoft Access :	88
IV.4.2	VISUAL BASIC 2010 :	89
VI.5	PRESENTATION DE L’APPLICATION :	90
IV.5.1	Les bases de données :	90
IV.5.2	Les Données de l’AOM :	91

IV.5.3	La méthode de CUBIQUE SPLINES :	91
IV.5.4	L'extraction des équations à partir des tableaux de l'AOM :	92
IV.5.5	L'interface graphique :	93
VI.6	VALIDATION DES RESULTATS :	96
VI.6.1.	Cas de limitation obstacle pour une piste sèche :	96
VI.6.2.	Cas de limitation obstacle pour une piste mouillée :	98
VI.6.3.	Cas de limitation MMSD pour une piste sèche :	99
CONCLUSION :	103
Bibliographies:	104

Liste des illustrations, tableaux et graphiques de chapitre I :

Fig.I. 1: Organigramme d'ensemble de la Compagnie Aérienne Tassili Airlines.	17
Fig.I. 2: Organigramme Général de la Direction d'Exploitation	18
Fig.I. 3: Hangar du Centre de maintenance de Tassili Airlines	21
Fig.I. 4: Les filiales du groupe Tassili.	23
Tab.I 1: Caractéristique de Boeing 737-800 utiliser par TAL.	25
Tab.I 2: Caractéristique Bombardier DASH 8-Q400 utiliser par TAL.	25
Tab.I 3: Caractéristique de Bombardier DASH 8-Q200 utiliser par TAL.	25
Tab.I 4: Caractéristique de Beechcraft 1900D.....	26
Tab.I 5: Caractéristique de Cessna 208 G/C	26
Tab.I 6: Caractéristique de Pilatus PC6	26
Tab.I 7 : Caractéristique de Bell 206 LR.....	26

Liste des illustrations, tableaux et graphiques de chapitre II :

Fig.II. 1: avion de type DASH 8-Q400 exploitée par TASSILI AIRLINES.....	31
Fig.II. 2: turbopropulseur de l'avion Q400 à 6 pales.	32
Fig.II. 3: poste pilotage de Q400.....	33
Fig.II. 4: temps de montée réduit par rapport aux autres types d'avion.	35
Fig.II. 5: comparaison entre l'émission de CO2.	36
Tab.II. 1: types d'avions construit par bombardier.....	29

Liste des illustrations, tableaux et graphiques de chapitre III :

Fig.III. 1: vitesse minimale de contrôle sur terre.	42
Fig.III. 2: vitesse minimale de contrôle en air.	43
Fig.III. 3: Les différentes Masses de l'aéronef.	45
Fig.III. 4: flexion des ailes due de la masse carburant.....	46
Fig.III. 5: exemple d'enveloppe opérationnelle pour A320.	47

Fig.III. 6: la poussée de décollage en fonction d'OAT et pression altitude pour un moteur donnée.	48
Fig.III. 7: définition de V_1	50
Fig.III. 8: résumé des vitesses de décollage et les limitations relievant de V_1, V_R, V_{LOF} et V_2	52
Fig.III. 9: distance de décollage.	53
Fig.III. 10: distance de roulement de décollage TOR avec CLEARWAY.....	54
Fig.III. 11: accélération stop distance ASD.....	55
Fig.III. 12: Influence de V_1 sur les distances de décollage pour une masse donnée.	56
Fig.III. 13: TODA définition.....	57
Fig.III. 14: définition des longueurs de piste.	57
Fig.III. 15: limitations masses de décollage piste.	58
Fig.III. 16: trajectoire de décollage et les segments.....	59
Fig.III. 17: définition de trajectoire nette et brute.....	62
Fig.III. 18: trajectoire d'envol de décollage avec obstacles.	63
Fig.III. 19: trouée d'envol pour un virage $\leq 15^\circ$ JAR-OPS.	64
Fig.III. 20: poussée moteur en fonction de OAT.	65
Fig.III. 21: distance d'atterrissage actuelle, requise et utilisable.	71
Fig.III. 22: surface d'approche.	71
Fig.III. 23: seuil d'atterrissage décalé.	72
Fig.III. 24: pentes minimaux de montée dans l'air.	73
Fig.III. 25: pente minimale de montée dans l'air pour Montée d'atterrissage.	74
Tab.III. 1: définitions des vitesses maximales opérationnelles.	42
Tab.III. 2: les exigences de chaque segment.	60
Tab.III. 3: conditions sur les contaminants dans la piste.	68
Tab.III. 4: pentes montée minimale d'approche.	73

Liste des illustrations, tableaux et graphiques de chapitre VI :

Fig.VI. 1 : Logigramme de la masse retenue par rapport à l'altitude et OAT.....	79
---	----

Fig.VI. 2 : Logigramme de la masse maxi piste au décollage.	82
Fig.VI. 3 : Logigramme de la masse retenu pour la limitation obstacle.....	84
Fig.VI. 4 : Logigramme limitation atterrissage/dispatch.	86
Fig.VI. 5 : Logigramme des vitesses.	87
Fig.VI. 6 : Exemple d'une base de données sur Access.....	88
Fig.VI. 7 : L'interface de Visual Basic 2010.	89
Fig.VI. 8 : Exemple graphique sur la méthode de cubique spline.....	92
Fig.VI. 9 : Equations d'interpolation utilisée dans le Code source de notre application.	93
Fig.VI. 10 : Ecran d'accueil de l'application.	93
Fig.VI. 11 : Fenêtre principale, onglet AIRCRAFT.....	94
Fig.VI. 12 : Fenêtre Principale, Onglet TAKEOFF.	94
Fig.VI. 13 : Fenêtre Principale, Onglet LANDING.....	95
Fig.VI. 14 : Cas de limitation Obstacle (piste sèche).....	97
Fig.VI. 15 : cas d'une limitation masse maximale de décollage.....	98
Fig.VI. 16 : Cas d'une limitation Obstacle (piste mouillée).	99
Fig.VI. 17: cas de limitation masse maximale structurale au décollage.....	100
Fig.VI. 18: cas de limitation masse maximale structure à l'atterrissage.	100
Fig.VI. 19: le résultat final de vol DAAG vers DAUH.	101
Fig.VI. 20 : le résultat final de vol DAAV vers DAOO.	102

LISTE D'ABRIVIATIONS :

AFM : Airplane Flight Manual.

AGL : Above Ground Level.

AOM : Airplane Operating Manual.

ASD : Acceleration Stop Distance.

ASDA : Acceleration Stop distance available.

ANVS : Active Noise and Vibration Suppression System.

DOW: Dry Operating Weight.

EASA : l'agence européenne pour la sécurité aérienne.

KIAS : knots Indicated Air Speed.

LW: Landing Weight.

MAT: Mass Altitude Temperature.

MCT: Maximum Continued Thrust.

MLW : Maximum Landing Weight

MTOW: Maximum Take Off Weight.

MTW: Maximum Taxi Weight.

MZFW : Maximum Zero Fuel Weight.

OAT: Outside Air Temperature.

OACI : Organisation d'Aviation Civile Internationale .

OEW : Operational Empty Weight.

RG : Reference Gradient Available.

RRG : Required Reference Gradient.

RWY: Runway.

TOD : Take Off Distance.

TODA : Take Off Distance Available.

TOGA: Take Off and Go Around.

TORA : Take Off Runway Available.

TOW : Take Off Weight.

WED: Water Equivalent Depth.

ZFW: Zero Fuel Weight.

INTRODUCTION:

Le travail d'un agent technique d'exploitation (ATE) ou bien appelé agent des opérations aériennes consiste à **planifier, préparer les vols et calculer les limitations d'utilisations**. Le calcul des performances au décollage et à l'atterrissage avant chaque vol en respectant les normes et les réglementations du transport aérien en vigueur est nécessaire pour déterminer la charge marchande maximale à transporter, en fonction des conditions de jour.

Le calcul des performances au décollage et à l'atterrissage a pour but de déterminer les limitations les plus exigeantes (masses maximales au décollage et à l'atterrissage et leurs vitesses associées).

Ce calcul, jusqu'aujourd'hui, est fait manuellement par les gens chargés de ce travail au sein de la compagnie Tassili Airlines. Ce qui prend beaucoup de temps et d'effort. Alors, le chef d'étude et développent des projets nous a donné ce défis pour trouver la solution au problématique précédent.

Notre travail consiste à développer une application de calcul des performances permettant d'automatiser toutes les tâches de l'agent technique d'exploitation, afin de :

- gagner un temps considérable dans la préparation des vols ;
- Réduire le facteur humain (erreurs et fatigue) ;
- Atteindre un niveau élevé de sécurité ;
- Possibilité d'utiliser cette application en plein air (au niveau de cabine).

Pour bien mener cette étude nous avons organisé notre travail comme suit :

On commence par une introduction générale.

Le premier chapitre « Présentation de la compagnie Tassili Airlines ».

Le deuxième chapitre « Présentation du Bombardier DASH 8 Q400 ».

Le troisième chapitre « Rappel sur les performances ».

Le quatrième chapitre « Conception de l'application ».

Et on termine par une conclusion.

CHAPITRE I :

Présentation de Tassili

Airlines

I.1. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE :

Tassili Airlines est une compagnie aérienne parapétrolière Algérienne, sous l'action de l'entreprise pétrolière Sonatrach, elle assure des vols charters pour Sonatrach, ses filiales et des compagnies pétrolières internationales ainsi que les services du travail aérien à travers sa filiale « Tassili Travail Aérien » et plus récemment, TAL a étendu son réseau au service du grand public pour des vols charters internationaux et le transport régulier national et international. [2]

I.2. HISTORIQUE :

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

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

En avril 2005, le groupe Sonatrach a racheté les parts que détenait Air Algérie pour en faire une filiale à part entière. Dès lors, de nouvelles missions lui sont confiées, en plus de celles accomplies jusque-là, et des moyens plus conséquents lui sont accordés.

Aujourd'hui, Tassili Airlines évolue en accomplissant de nouvelles missions variées dans les services aériens en Algérie : elle contribue ainsi au renforcement du système de transport national et à l'essor de l'économie algérienne, à la satisfaction de nombreux clients. [2]

I.3. STRUCTURE DE L'ORGANISATION DE LA COMPAGNIE :

I.3.1. Organigramme d'ensemble de la compagnie :

Sous la tutelle du PDG Tassili Airlines, on trouve les sous-directions et les cellules suivantes :

- Sous-direction qualité
- Sous-direction Gestion des moyens
- Bureau Sécurité des vols
- Bureau Sécurité aérienne
- Sous-direction systèmes d'information et télécommunication
- Sous-direction juridique
- Cellule HSE
- Cellule S.I.E.
- Cellule communication et relations publiques.

Ainsi que les six (6) directions suivantes :

- Direction commerciale
- Direction exploitation
- Direction technique
- Direction ressources humaines
- Direction finances et comptabilité
- Direction étude, planification et stratégie

Cet Organigramme est représenté dans la Figure Suivante :

CHAPITRE I : Présentation de Tassili Airlines.

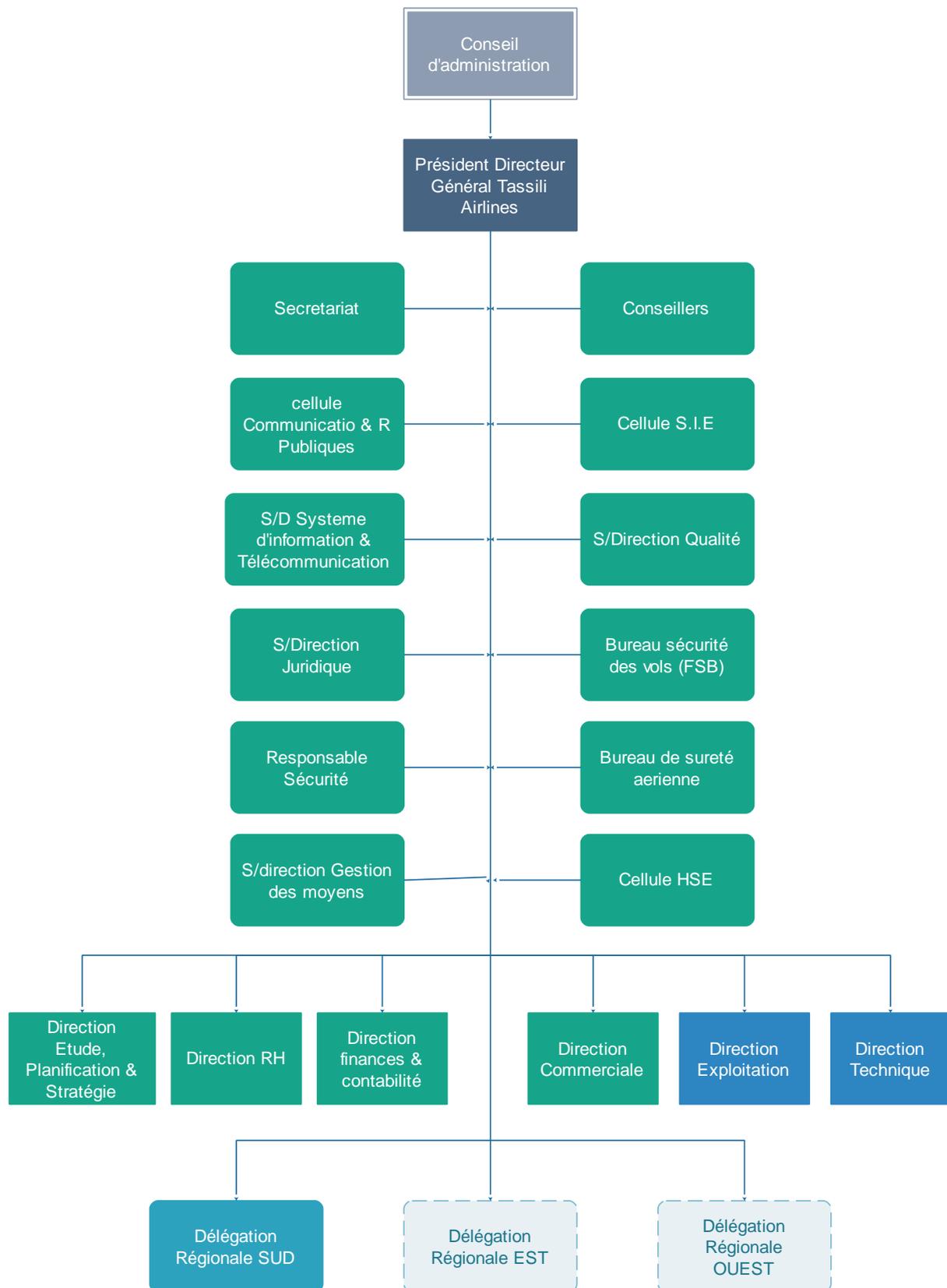


Fig.I. 1: Organigramme d'ensemble de la Compagnie Aérienne Tassili Airlines. [2]

I.3.2. Organigramme Général de la direction d'exploitation :

Le Directeur Exploitation est le responsable désigné des opérations aériennes et des opérations au sol. Sous l'autorité du Président Directeur Général, il a pour missions d'Exécuter le programme d'exploitation arrêté par la compagnie dans des conditions de sécurité, de sûreté, de régularité, de qualité et de rentabilité économique conformément à la réglementation aéronautique nationale et internationale et aux procédures de la compagnie; ainsi que de mettre en œuvre, coordonner et contrôler la bonne exécution de l'ensemble des activités qui ont pour but la préparation, l'exécution, le suivi et le contrôle des vols programmés. Mais tout cela ne peut être effectué qu'avec toute une équipe ou un groupe de personnes qui sont désignées dans l'organigramme suivant :

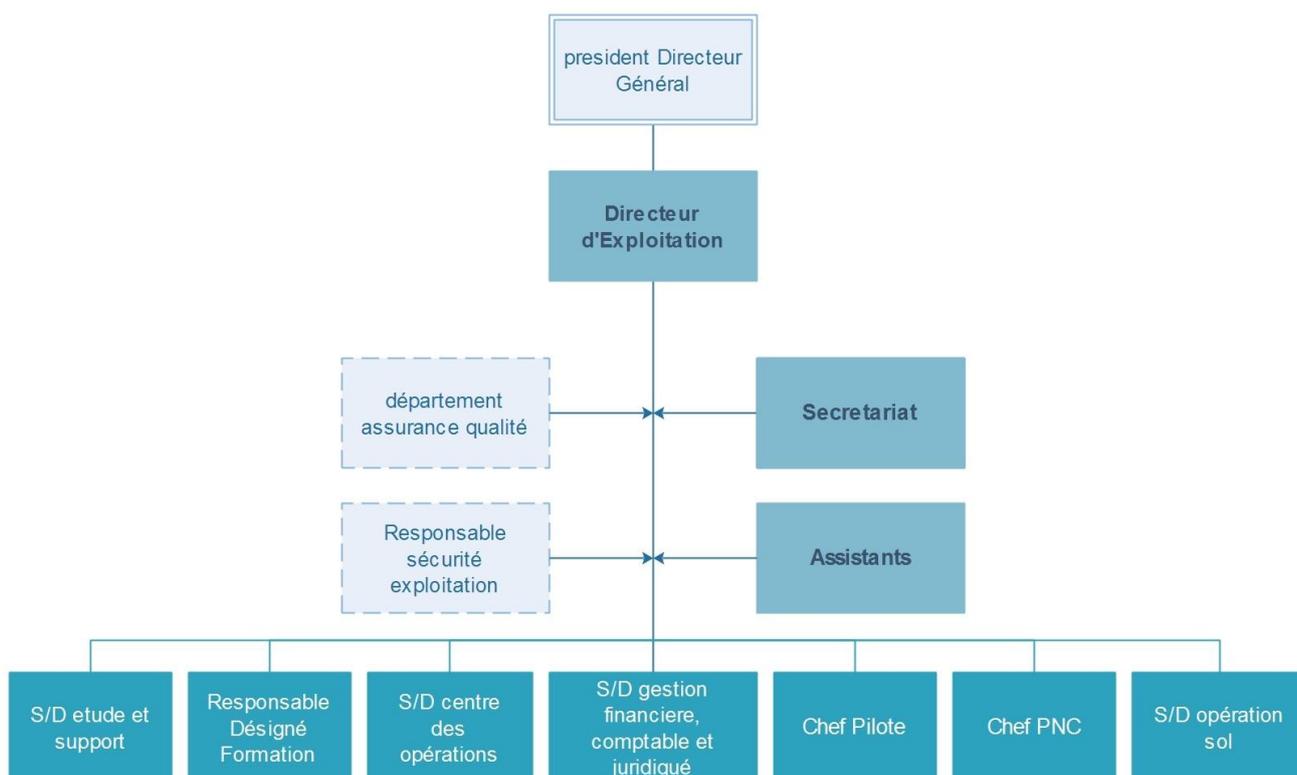


Fig.I. 2: Organigramme Général de la Direction d'Exploitation. [2]

I.1. POLITIQUE DE TASSILI AIRLINES

Une politique articulée autour de 5 engagements fondamentaux : la sécurité des Vols, la sûreté aérienne, la qualité, HSE et la Certification IOSA.

Cette politique nécessite l'implication collective afin de garantir une efficacité maximale, à travers la sensibilisation et l'harmonisation des processus. [10]

➤ La Sécurité des Vols :

Plusieurs démarches ont été entreprises dans le secteur de sécurité des vols, dont :

- L'implémentation du Système de Gestion de la Sécurité (SGS) exigé par l'OACI dans l'annexe 19 ;
- La création de la structure chargée du suivi, de l'analyse et de la sécurité des vols (Flight Safety Bureau / FSB) ;
- La mise en place d'un Comité de Sécurité des Vols pour l'identification des dangers et la gestion des risques ;
- La mise en place d'un plan d'urgence qui décrit et précise les tâches, les responsabilités et les actions à entreprendre face aux conséquences d'un accident. [3]

➤ La Sûreté Aérienne :

Le Programme de sûreté aérienne est une exigence résultant de l'Annexe 17 de l'OACI et concerne la protection des personnes et des biens contre tout acte d'intervention illicite. Pour cela, il a fallu :

- Créer la structure chargée de la Sûreté Aérienne ;
- Élaborer le programme de sûreté de la Compagnie. [3]

➤ La Qualité :

Dans la politique de la qualité, la compagnie s'est engagé dans :

- L'implémentation du Système de Gestion Qualité (SGQ) exigé par la réglementation nationale et internationale ;
- La sensibilisation du personnel de Tassili Airlines en matière de Qualité et de Facteur Humain ;
- La surveillance permanente de l'application des procédures règlementaires ;

- L'application du principe de l'amélioration continue. [3]

➤ **Hygiène, Santé, Sécurité et Environnement (HSE) :**

La compagnie s'est engagé pour :

- L'application effective de la politique du Groupe SONATRACH en matière d'hygiène, santé, sécurité et environnement ;
- La maîtrise des risques professionnels en entreprise ; et
- La coordination des travaux en vue de l'obtention des certifications ISO 14001 et OHSAS 18001 dès 2012. [10]

➤ **La certification IOSA :**

Tassili Airlines s'est inscrite volontairement dans le programme IOSA (« IATA Operational Safety Audit ») en vue de rehausser le niveau de sécurité de ses activités. Un programme d'audit continu est effectué, dont le dernier a été au mois de Mai 2014. [10]

I.2. INFRASTRUCTURE

Conformément à la réglementation en matière d'infrastructure, qu'une compagnie aérienne est sensée occuper et suite aux différents audits dont a fait l'objet Tassili Airlines ; aussi bien de la part de la direction de l'aviation civile algérienne, que de celle de l'IATA et des clients potentiels, il avait été décidé de mettre en œuvre le projet de construction des centres, de maintenance et d'exploitation au sein de l'aéroport d'Alger « Houari Boumediene ». Ces derniers permettront au personnel de pouvoir travailler dans des conditions plus appropriées et en adéquation avec les standards internationaux ; car ces deux bâtiments, de part leurs conceptions, répondent aux normes internationales en matière de sécurité, de confort et d'espace vital. [12]

➤ Centre de maintenance



Fig.I. 3: Hangar du Centre de maintenance de Tassili Airlines

Le centre de maintenance est un hangar homologué de 75x65 m², dont 1800 m² de locaux. Au rez-de-chaussée : ateliers, magasins, bureau de control et de supervision ; au premier étage : des salles de réunions, de formation de documentation et bibliothèque technique. L'autre partie du hangar peut recevoir 2 avions Q200 et 2 avions Q400 à la fois pour traitement de maintenance. [12]

➤ Centre d'exploitation

Le centre d'exploitation est le centre névralgique des opérations aériennes, plusieurs Sous directions, départements et services s'y côtoient afin de prendre en charge le lancement des vols, leur suivi en temps réel, la programmation des équipages, des aéronefs, les qualifications, la formation, les contrôles du personnel navigant.

Il y existe aussi des salles de repos pour les équipages et des salles de briefing-débriefing.

La nouvelle superficie dont dispose la direction exploitation est de 3000 m². Sa construction en structure légère et les espaces qu'elle offre répondent tout à fait aux critères établis en matière de bâtiments administratifs pour l'activité aérienne. Le mur rideau et les vitres à double parois assurent une excellente qualité en matière d'isolation acoustique et thermique. [12]

I.3. RESSOURCES HUMAINES :

➤ Recrutement

Une démarche de développement des Ressources Humaines est mise en œuvre en appui à la stratégie de la Compagnie. Les plans annuels de recrutement et de formation ciblant en priorité les métiers clés (Maintenance, Exploitation et Commercial). La Gestion des ressources humaines utilise des outils modernes (Bourse de l'Emploi pour les postes de responsabilité et sélection pour les postes clés de la Compagnie). [10]

➤ Formation

La compagnie s'efforce de valoriser le potentiel humain et d'améliorer constamment des performances techniques par des actions de formation et de perfectionnement. Cet effort est focalisé sur les formations qualifiantes du Personnel Navigant et de maintenance. [10]

I.4. ACTIVITES de TASSILI AIRLINES :

Les activités de Tassili Airlines ne se limitent pas, au contraire elles augmentent de plus en plus et sont variées telles que :

- Des charters pour SONATRACH et ses filiales (Groupements et associations inclus), C'est la vocation première de Tassili Airlines qui collabore avec les sociétés pétrolières, para pétrolières et toutes celles du secteur de l'énergie et des mines, en mettant à leur disposition des vols charters dédiés à leurs besoins spécifiques ; ainsi que la possibilité de mettre en place aux agences de tourisme ou de voyage des vol charters internationaux.
- Des mises à disposition ; c'est-à-dire que Tassili Airlines propose des contrats de mise à disposition d'appareils pour une période donnée, généralement d'une (01) année ou plus, où Tassili Airlines affecte au client des aéronefs contre le paiement d'un forfait mensuel représentant un volume horaire appelé aussi « Minimum Garanti ». Le seuil horaire est fixé en commun accord entre les parties contractantes en tenant compte de deux principaux facteurs :
 - Le besoin du client en matière de transport aérien (estimation de l'exploitation de l'appareil) ;
 - Le potentiel mensuel devant être réalisé par l'aéronef.

CHAPITRE I : Présentation de Tassili Airlines.

- Des évacuations sanitaires/EVASAN (en moyenne 2 par mois) ;
- Vols à la demande (taxi aérien, VIP ou sensible), ces services consistent à mettre à la disposition du client, de façon ponctuelle, des aéronefs pour assurer la réalisation de missions variées telles que :
 - Le transport des délégations ;
 - Les prises de vue aériennes ;
 - Les levées topographiques ;
 - Divers missions conjoncturelles.
- Navette Sud quotidienne au départ d'Alger depuis Avril 2009 a été mise en place par Tassili Airlines, pour assurer la liaison Alger – Hassi Messaoud et retour destinée exclusivement aux entreprises.
 - Vol quotidien en Boeing 737-800 ou Bombardier Q400
 - Alger – Hassi Messaoud : Départ à 18h15 ; Arrivée à 19h30
 - Hassi Messaoud – Alger : Départ à 7h00 ; Arrivée à 8h15
- Depuis Mars 2013, Tassili Airlines s'ouvre au Grand Public en proposant des destinations variées qui satisferont à leur besoin de déplacement. [3]

I.5. FILIALE de groupe TASSILI :

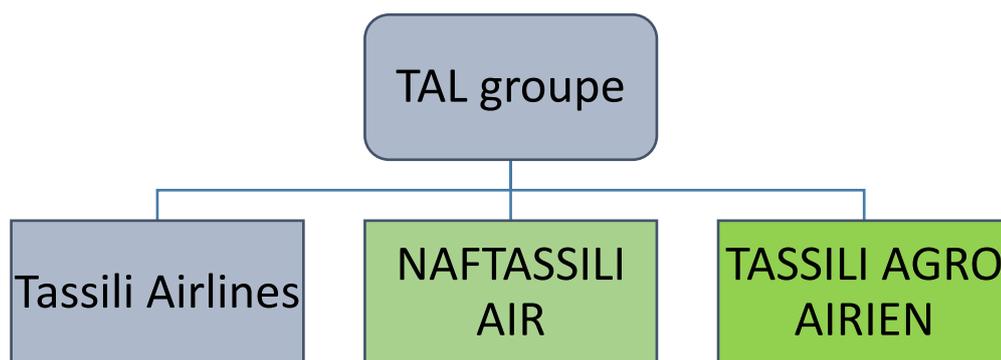


Fig.I. 4: Les filiales du groupe Tassili. [10]

« **Tassili Travail Aérien Spa** » est Une filiale à part entière de Tassili Airlines, relevant du groupe Sonatrach spécialisée dans le travail aérien tel que défini par la réglementation de l'aviation civile nationale. Elle dispose d'un effectif de 154 employés ; d'une flotte de 19 aéronefs dont 07 hélicoptères.

Les segments de marché de TTA Spa sont :

HYDROCARBURES

- transport de la petite relève du personnel du secteur des hydrocarbures ;
- transport de délégations du secteur des hydrocarbures (TAXI et VIP) ;
- la surveillance hélicoptérée des installations industrielles ;
- lavage des isolateurs des lignes électriques HT et THT, la thermographie et les inspections visuelles ;
- de l'offshore hélicoptéré.

AGRICOLE

- traitement phytosanitaire par voie aérienne ;
- la lutte contre les feux de forêts.

AUTRES

- Transport de passagers version TAXI et VIP ;
- EVASAN (Evacuation sanitaires) ;
- Des levés topographiques et modélisation en 3D hélicoptérés par satellite «laser» ;
- Du service de prises de vue aériennes, documentaires, publicités, film,...

L'objectif de la filiale « Tassili Travail Aérien » Spa, à moyen terme, est de se positionner leader du marché du travail aérien en Algérie. [10]

I.6. LA FLOTTE EXPLOITEE 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. Jusqu'à la fin 2013 elle était 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. [10]

CHAPITRE I : Présentation de Tassili Airlines.

Avec la création d'une filiale de Tassili Airlines, qui est « Tassili Travail Aérien », cette flotte se retrouve réduite à 12 avions seulement après le transfert des 19 autres avions vers la nouvelle compagnie « TTA ». [10]

La flotte de Tassili Airlines se compose des types d'avions suivants :

Boeing 737-800W :

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

Tab.I 1: Caractéristique de Boeing 737-800 utiliser par TAL.

Bombardier DASH 8-Q400 :

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

Tab.I 2: Caractéristique Bombardier DASH 8-Q400 utiliser par TAL.

Bombardier DASH 8-Q200 :

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

Tab.I 3: Caractéristique de Bombardier DASH 8-Q200 utiliser par TAL.

CHAPITRE I : Présentation de Tassili Airlines.

Les aéronefs transférés vers TTA sont les suivants (illustrés avec les couleurs de TAL):

Beechcraft 1900D :

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

Tab.I 4: Caractéristique de Beechcraft 1900D.

Cessna 208 G/C :

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-VIG 7T-VII 7T-VIL 7T-VIM	09	5h00	280 km/h

Tab.I 5: Caractéristique de Cessna 208 G/C .

Pilatus PC6 :

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

Tab.I 6: Caractéristique de Pilatus PC6 .

Bell 206 LR :

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-WUE 7T-WUF 7T-WUH 7T-WUJ 7T-WUK 7T-WUL 7T-WUM	05	3h00	200 km/h

Tab.I 7 : Caractéristique de Bell 206 LR.

CHAPITRE II :

Présentation du

Bombardier Q400

(DH8D)

II.1. PRESENTATION DU CONSTRUCTEUR :

Bombardier Aéronautique est une filiale du Groupe Bombardier. C'est le troisième employeur et vendeur dans le domaine de la construction aéronautique après Boeing et Airbus. C'est le quatrième en termes de nombres d'avions commerciaux produits annuellement après Boeing, Airbus et Embraer.

Employant plus de 31 200 personnes et bien positionné sur le marché mondial, Bombardier Aéronautique, dont le siège social se trouve à Montréal, est un leader mondial dans la conception, la fabrication et le soutien de produits d'aviation novateurs sur les marchés des avions d'affaires, des avions commerciaux, des avions spécialisés et des avions amphibies. Ils ont le portefeuille d'avions le plus complet de l'industrie et ils occupent le premier rang pour les avions d'affaires et les avions régionaux. Leurs avions et leurs services hautement performants définissent les normes d'excellence sur plusieurs marchés, dont les suivants :

- **Avions d'affaires** : gammes d'appareils Learjet, Challenger et Global
- **Avions commerciaux** : nouveau programme C Series, gammes d'appareils de CRJ Series et de Q Series
- **Aérostructures et Services d'ingénierie** : structures d'avions, réparation de composants et autres services
- **Avions amphibies** : appareils Bombardier 415 et Bombardier 415 MP
- **Solutions d'avions spécialisés** : appareils Bombardier adaptés à des missions spéciales
- **Services à l'aviation et formation** : pièces d'avions, entretien, gamme complète de programmes de formation, soutien technique et publications, services en ligne. [15]

II.2. TYPES D'AERONEFS REGIONAUX CONSTRUITS :

Bombardier Avions commerciaux, un chef de file mondial dans la conception de produits d'aviation, offre une gamme complète d'avions commerciaux monocouloirs optimisés pour la meilleure efficacité de leur catégorie et qui proposent le plus haut niveau de service à la clientèle. Leur portefeuille des produits comprend les avions turbopropulseurs Q la famille d'avions régionaux CRJ séries ainsi que les biréacteurs de grandes lignes de conception entièrement nouvelle C séries. Dont la gamme se variée en terme du nombre des sièges comme le montre le tableau suivant : [16]

CHAPITRE II : Présentation du Bombardier Q400.

Avion	description	Nombres de sièges
CRJ-100	Jet régional	Jusqu'à 50
CRJ-200	Jet régional	Jusqu'à 50
CRJ-440	Jet régional	44
CRJ-700	Jet régional	70 à 78
CRJ-705	Jet régional	Jusqu'à 75
CRJ-900	Jet régional	86 à 90
CRJ-1000	Jet régional	Jusqu'à 100
CS-100	Jet régional	110
CS-300	Jet régional	130
DASH 8 Q-100 (n'est plus produit)	Turbo propulsé	33 à 37
DASH 8 Q-200 (moteurs améliorés par rapport au Q100)	Turbo propulsé	33 à 37
DASH 8 Q-300 (version allongée de Q100)	Turbo propulsé	48 à 50
DASH 8 Q-400	Turbo propulsé	68 à 78

Tab.II. 1: types d'avions construit par bombardier.

II.3. STATISTIQUES :

Le nombre d'avions régionaux livrés par ce constructeur a atteint 2042 unités à la fin de 2005, dont 391 de type module 70 (Q400 et CRJ700). La répartition géographique des avions Bombardier exploités dans le monde est comme suit :

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

Le Q400 est exploité en environnement désertique dans 15 pays.

II.4. SERVICES ET SUPPORTS :

Programme de gestion des pièces non jetables facturé à l'heure qui améliore la disponibilité des avions, réduit les coûts et permet d'obtenir des gains d'efficacité grâce à trois éléments :

- Réparation et révision des composants ;
- Mise en commun de pièces de rechange non jetables ;
- Stock de pièces de location sur place ;

Le programme Smart Services de Bombardier offre les avantages suivants aux transporteurs aériens :

- Coûts fixes et connus pour des dépenses dont le coût est généralement variable ;
- Solution de rechange à la gestion interne de la réparation des composants ;
- Disponibilité garantie des composants et des délais de réparation, réduisant l'investissement dans les stocks.

Les centres de maintenances et stations de maintenances en ligne :

- Bridgeport, West Virginia, USA
- Macon, Georgia, USA
- Tucson, Arizona, USA
- Ronald Reagan Washington National, USA

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

- Belfast, UK
- Beijing, CHINE
- Chicago, IL, USA
- Dallas, TX, USA
- Dubai, UAE
- Frankfurt, Germany
- Hong Kong
- Sao Paulo, Brasil
- Singapore
- Sydney, Australie
- Tokyo, Japon

CHAPITRE II : Présentation du Bombardier Q400.

Les centres d'entretien de la série Q de Bombardier, sont au nombre de 17 en Europe et de 4 en Afrique. Pour le Q400, il y en a 10 en Europe et 1 au Moyen Orient. [18]

II.5. PRESENTATION DU DASH 8 - Q400 :

Avec l'introduction de l'avion Q400 à sa gamme d'avions Q Series, Bombardier a construit l'avion turbopropulsé moderne du 21^{ème} siècle. Optimisé pour les opérations court-courriers et pouvant accueillir jusqu'à 78 passagers, l'avion est un grand bi-turbopropulseur rapide, silencieux et éconergétique qui assure un équilibre parfait entre confort des passagers, performances et flexibilité opérationnelle, avec les plus faibles coûts par siège-kilomètre sur le marché régional court-courrier. En un mot, le Q400 est le summum de la turbo-propulsion moderne. [17]



Fig.II. 1: avion de type DASH 8-Q400 exploité par TASSILI AIRLINES.

II.5.1. Certification :

Homologué pas l'autorité canadienne « Transport Canada » 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. [17]

II.5.2. Technologie :

Le robuste Q400, le bi-turbopropulseur le plus moderne du monde, a été affiné à la perfection, permettant aux familles, entreprises et collectivités de rester connectées. Le Q400, dernier-né de la famille Q Series, procure des performances et une souplesse opérationnelle inégalées. Conçu comme un avion turbopropulsé moderne du XXI^e siècle, il est entré en service

en l'an 2000. Avec un taux de ponctualité technique de plus de 99,5 %, cet avion a transporté quelque 400 millions de passagers dans le monde entier. Et grâce à une expérience passagers, des coûts d'exploitation et une empreinte environnementale qui le placent en tête de l'industrie, le Q400 est le summum de la turbopropulsion moderne, ce qui rend encore meilleur cet excellent appareil. [17]

II.5.2.1. La propulsion redéfinie :



Fig.II. 2: turbopropulseur de l'avion Q400 à 6 pales.

Le Q400 est équipé de deux moteurs Pratt & Whitney, modèle PW150A de 5 071 SHP développe près du double de la puissance au décollage des turbopropulseurs classiques ; c'est le moteur pour appareil turbopropulseur commercial le plus perfectionné qui soit aujourd'hui. Grâce à ses caractéristiques – régulation automatique à pleine autorité redondante FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) qui permet le contrôle électronique des paramètres moteur, système diagnostique centralisé, faibles niveaux de consommation de carburant et d'émissions – ce moteur permet à l'appareil Q400 de réduire considérablement les coûts de maintenance et d'exploitation. [17]

CHAPITRE II : Présentation du Bombardier Q400.

- Puissance au décollage : 4580 SHP
- Puissance maximale : 5071 SHP
- Puissance maximale en croisière : 3947 SHP
- MTBF(Mean Time Between Fail): revision générale à TBO = 10000 HDV.

L'avion Q400 est doté d'hélices Dowty à six pales en matériaux entièrement composites assurant plus de poussée et moins de bruit que des hélices à rotation plus rapide. [17]

Avantages des hélices en composites :

- Légèreté et robustesse ;
- Parfaite résistance à la corrosion ;
- Résistance élevée à la fatigue ;
- Tolérance aux avaries, réparation facile ;
- Remplacement de pales sans dépose du moyeu ;
- Données sur les vibrations mesurées par le système NVS.

II.5.2.2. Poste de pilotage évolué :



Fig.II. 3: poste pilotage de Q400. [17]

Le poste de pilotage de l'avion Q400 est doté d'une suite d'équipement avionique de pointe Thales. Avec moins de composantes et un poids moindre, ce système ACL à cinq écrans donne aux pilotes de meilleures connaissances sur la situation et une souplesse supérieure à celles de tout équipement avionique classique. [17]

II.5.2.3. ANVS (Active Noise and Vibration Suppression System) :

Les passagers peuvent profiter d'une cabine plus silencieuse grâce au système unique de réduction active du bruit et des vibrations du Q400, ce qui assure des niveaux sonores inférieurs à ceux de certains avions à réaction. L'unique système actif de suppression du bruit et des vibrations ANVS réduit le bruit et les vibrations à des niveaux inférieurs à ceux de certains avions à réaction – cette technologie représente un grand pas en avant pour les turbopropulseurs. Pas étonnant que « Q » signifie « Quiet ». [17]

II.5.3 Facteurs économiques :

II.5.3.1. Plus faibles coûts par place assise sur le marché court-courrier :

Le Q400 offre le meilleur des deux mondes : capable de voler plus lentement pour réduire au minimum la consommation de carburant ou plus rapidement pour maximiser la productivité. Avec la souplesse de voler aux vitesses d'un avion turbopropulsé ou à celle d'un avion à réaction, le Q400 peut être déployé sur des marchés court-courriers et moyen-courriers pour maximiser la rentabilité. Avec jusqu'à 14 places supplémentaires offertes et la capacité d'assurer plus de vols par jour, le Q400 offre plus de gain d'argent en valeur supplémentaire par avion comparativement aux autres avions turbopropulsés. [17]

II.5.3.2. Avantage de la vitesse :

L'avion DASH8 Q400 a un temps de montée réduit par rapport aux autres types d'avion, ce qui conduit à un franchissement des obstacles sure et facile.

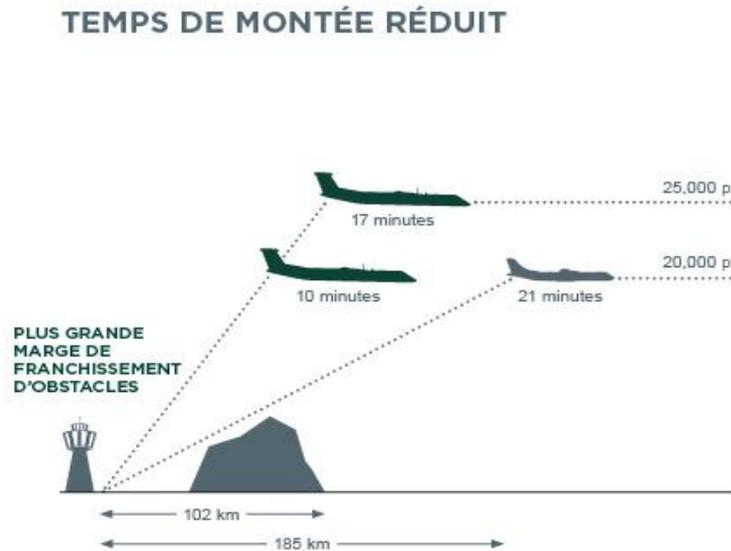


Fig.II. 4:temps de montée de Q400 et d'autres types d'avions. [17]

II.5.3.3. Productivité :

Grâce à ses capacités, le Q400 peut transporter une pleine charge passagers, même sur des liaisons très exigeantes et plus ardues pour d'autres appareils. Comparativement aux avions turbopropulsés classiques, le Q400 peut atteindre une hauteur de vol maximale de 25000 ft en toute sécurité, les capacités et les vitesses plus élevées du Q400 lui permettent d'assurer au moins un vol de plus par jour, ce qui permet de générer 30 % plus de sièges-kilomètres disponibles. Ses capacités en matière de vitesse lui permettent de soutenir un horaire digne d'un avion à réaction. [17]

II.5.3.4. Polyvalence :

Le Q400 est 30 % plus rapide que les avions turbopropulsés classiques. Avec une vitesse de croisière maximale de 360 nœuds, cet avion peut facilement relier Francfort et Paris en une heure. Son autonomie maximale de 2 415 km (1 304 NM), combinée à sa polyvalence, aide également les exploitants à remplacer et à compléter les liaisons assurées par avion à réaction, étendant ainsi leurs occasions de marché. [17]

II.5.4 Environnement :

II.5.4.1. Vol écoresponsable :

Le Q400 consomme 30 % moins de carburant (1000 Kg de carburant par heure de vol) et génère 30 % moins d'émissions sur les liaisons court-courriers où il a remplacé des avions à réaction de capacité similaire. Le Q400 est également l'un des avions les plus silencieux en service aujourd'hui. Son système de propulsion évolué permet une importante réduction du niveau de bruit ambiant, ce qui en fait l'appareil idéal pour les aéroports des centres villes. [17]

II.5.4.2. Émissions de CO2 réduites :

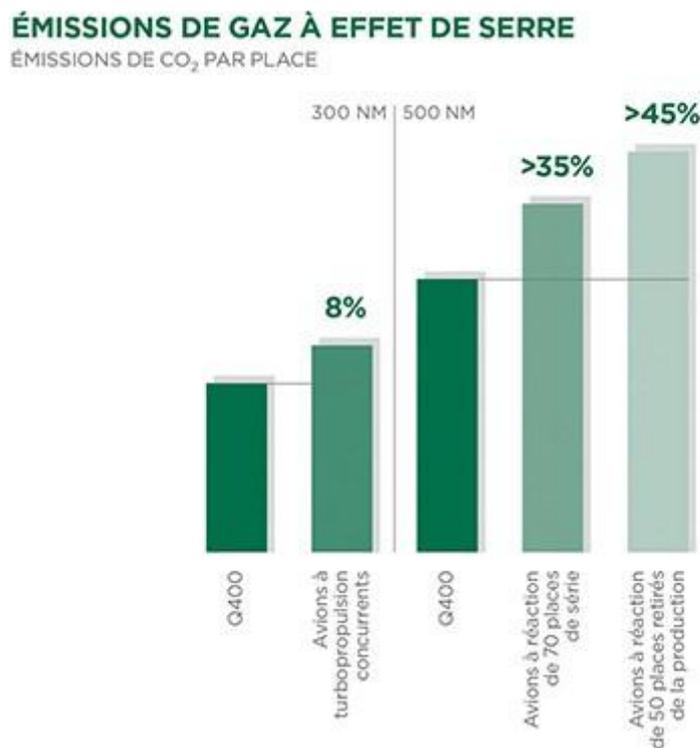


Fig.II. 5: comparaison entre l'émission de CO2. [17]

Propriété planétaire :

Sur un itinéraire de 500 milles marins, le Q400 consomme 3 litres de carburant par 100 km, ce qui se compare à tout autre avion de dernière génération en service aujourd'hui. Ce bi-turbopropulseur consomme 30 % moins de carburant et génère 30 % moins d'émissions sur les liaisons court-courriers où il a remplacé des avions à réaction de capacité similaire — soit une économie de plus de 4 000 tonnes d'émissions de CO₂ par année par avion. [17]

Idéal pour l'exploitation en milieu urbain :

L'avion à turbopropulseurs Q400 est un des appareils les plus silencieux en exploitation aujourd'hui, dedans comme dehors. À l'extérieur, sa marge de 15 décibels (EPNdB), réduit le bruit près des aéroports où il remplace ou complète les avions à réaction. Ces caractéristiques font ainsi du Q400 un appareil parfaitement adapté aux aéroports situés près des centres-villes, et à d'autres aéroports situés dans des zones sensibles au bruit. [17]

II.5.5 Description générale :

II.5.5.1. Masses :

- Masse maximale au décollage : 29257 Kg.
- Masse maximale à l'atterrissage : 28009 Kg.
- Masse maximale sans carburant : 25855 Kg.
- Masse à vide : 17508,684 Kg.
- Réservoir (kérosène) : 5318 Kg. [6]

II.5.5.2. Dimensions :

- Envergure : 28,42 m ;
- Longueur : 32,83 m ;
- Hauteur : 8,34 m ;
- Empattement : 8,80 m ;
- Voie : 13,94 m. [6]

II.5.5.3. Endurance :

Cycles de vie sans fissure :

- Heures de vol : 40000 HDV ;
- Nombre de cycles : 80000 cycles ;
- Equivalent en années : 18 ans.

Cycles de vie en exploitation :

- Heures de vol : 80000 HDV ;
- Nombre de cycles : 160000 cycles ;
- Equivalent en années : 36 ans. [6]

L'équivalence en années est calculée sur la base d'une utilisation annuelle de 2200 heures de vol.

II.5.5.4. Vitesses :

- Vitesse de croisière : 667 Km/h (360 kt).
- VMO : 286 kt.
- Vitesse d'atterrissage : 185,2 Km /h (100 kt).
- Vitesse au décollage à plein : 370,4 Km /h (200 kt). [6]

II.5.5.5. Trains d'atterrissage :

Le DASH-8 Q400 est équipé d'un train d'atterrissage Menasco, rétractable dans une nacelle sous le moteur. Le train principale est actionné hydrauliquement, mis en marche électriquement et verrouillé manuellement.

La direction de la roue avant est actionnée par un système hydraulique avec contrôle directionnel pendant le roulage, les phases d'envol et d'atterrissage.

Chaque roue principale a son propre frein antidérapant activé hydrauliquement. Le train d'atterrissage est équipé d'un système de frein d'urgence et/ou de stationnement. [17]

II.5.5.6. Equipements et systèmes :

L'avion est équipé de systèmes EFIS (Electronic Flight Instrument System), ESID (Engine System Integrated Display), CDS (Central Diagnostic System) et de cinq afficheurs LCD incorporés dans le tableau de bord :

- 2 PFD pour l'affichage des paramètres de vol primaires,
- 2 MFD pour l'affichage des systèmes électriques et les commandes de vol,
- 1 ED pour l'indication des paramètres moteur. [17]

CHAPITRE III :

Rappel sur les performances

III.1. INTRODUCTION :

Dans ce chapitre nous allons voir un rappel général sur les exigences réglementaires et quelques définitions concernant le calcul de performances au décollage et à l'atterrissage. Ce calcul de performance prend obligatoirement en considération la panne du moteur critique selon la réglementation FAR/JAR.

III.2. LIMITATIONS STRUCTURE :

Pendant l'exploitation de l'avion, la structure subit des forces générées par sources telles que les moteurs, les forces aérodynamiques et inertielles. Quand l'avion manœuvre dans l'air stable ou pendant un vol turbulent, un facteur de charge apparaît ce qui augmente la charge de l'avion. Cela mène à l'établissement de vitesses maximales et de masses maximales.

III.2.1. Limitation de vol :

III.2.1.1. Facteur de charge :

Pendant le fonctionnement de l'avion, la cellule doit supporter les forces générées par des sources telles que moteur(s), les charges aérodynamiques et les forces d'inertie. Dans l'air immobile, quand l'avion fait des manœuvres, ou pendant le vol turbulence, les facteurs de charges (n) apparaissent et augmentent ainsi les charges sur l'aéronef. Cela conduit à la création d'un maximum de poids et des vitesses maximales. [1]

Facteur de Charge de vol : Facteurs de charge de vol représentent le rapport de la composante de force aérodynamique (Agissant perpendiculairement à l'axe longitudinal supposé de l'avion) au poids de l'avion. Un facteur de charge positif est celui dans lequel la force aérodynamique agissant vers le haut par rapport à l'avion.

$$n_z = \frac{\text{portance}}{\text{poid}} \dots (1)$$

Sauf lorsque la portance est égale au poids et $n_z = 1$, le poids apparent de l'aéronef est différent de son véritable poids (mg) :

$$\text{Véritable poids} = n_z \cdot m \cdot g = \text{portance} \dots (2)$$

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

Dans certains cas, le facteur de charge est supérieur à 1. Dans d'autres cas, il peut être inférieur à 1. La structure de l'avion est évidemment conçue pour résister à de tels facteurs de charge, jusqu'à les limites imposées par la réglementation.

Par conséquent, les limites de facteur de charge sont définies de telle sorte qu'un aéronef peut fonctionner dans ces limites sans subir de déformation permanente de sa structure. Les charges ultimes, conduisant à la rupture, sont généralement 1,5 fois les limites de facteur de charge. [1]

Exemple : pour tous les types d'AIRBUS, le facteur de charge de manœuvre d'accélération en vol sont établit comme suit :

Volets et becs rentrés (Clean configurations) :.... **-1 g < n_z < 2.5 g**

Volets et becs sortis (Slats extended) :..... **0 g < n_z < 2.0 g**

III.2.1.2 Limitations vitesses :

a. Vitesses maximales :

Lorsque les limites de vitesse sont en fonction du poids, la répartition du poids, l'altitude, ou nombre de Mach, les limites correspondantes à chaque combinaison critique de ces facteurs doivent être établies. [1]

Limite des vitesses opérationnelles	Définitions	Exemples des vitesses : Pour le DASH8-Q400
V_{MO}/M_{MO} : (Maximum operating limit speed)	c'est la vitesse qui ne doit pas être dépassée délibérément dans tous les régimes de vol (montée, croisière et descente).	Varier de 238 KIAS a 286 KIAS selon l'altitude.
V_{FE} : (Flap extended Speeds)	ce sont des vitesses déterminées pour chaque configuration des hypersustentateurs sortis afin que celles-ci ne soient pas dépassées.	- flaps 5° : 200 KIAS - flaps 10° : 181 KIAS - flaps 15° : 172 KIAS - flaps 35° : 158 KIAS
V_{LO} / V_{LE} : (Landing gear Operating Speeds)	V_{LO} : « Landing Gear Operating Speed », c'est la vitesse à laquelle le train d'atterrissage peut être en mouvement (rétraction ou extension) en toute sécurité.	V_{LO} : 200 KIAS V_{LE} : 215 KIAS Alternate Gear Extension Speed : 185 KIAS

	V_{LE} : « Landing Gear Extended Speed », c'est la vitesse à laquelle le vol peut s'effectuer en toute sécurité avec le train d'atterrissage en position totalement sorti et verrouillé.	
--	--	--

Tab.III. 1: définitions des vitesses maximales opérationnelles.

b. Vitesses minimales :

V_{MCG} : « Minimum Control Speed on the Ground », c'est la vitesse à laquelle, quand le moteur critique tombe subitement en panne durant le roulage pour le décollage, il est possible de garder le contrôle de l'avion en utilisant seulement les commandes primaires afin de permettre la poursuite du décollage en toute sécurité. [1]

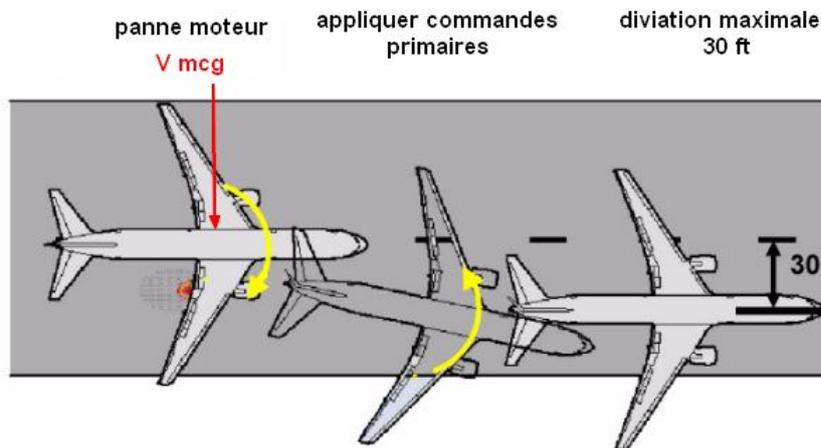


Fig.III. 1: vitesse minimale de contrôle sur terre.

Dans la détermination de V_{MCG} , en supposant que la trajectoire d'accélération de l'avion avec tous les moteurs en fonctionnement est le long de la ligne médiane de la piste, son chemin à partir du point à laquelle le moteur critique est rendu inopérant au moment où la reprise à une direction parallèle à la ligne médiane est terminée, peuvent ne pas varier de plus de 30 ft latéralement par rapport à la ligne médiane à tout moment. [1]

V_{MCG} doit être établie, avec :

- L'avion dans chaque configuration de décollage ou dans la configuration la plus critique au décollage ;
- La poussée maximale disponible au décollage avec tous moteurs en fonction ;

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

- Le centre le plus défavorable de la gravité ;
- L'avion compensé pour le décollage ; et
- Le poids le plus défavorable dans la gamme des poids de décollage ".

V_{MCA} : « Minimum Control Speed in the Air », c'est la vitesse à laquelle, quand le moteur critique tombe subitement en panne, il est possible de garder le control de l'avion et de maintenir un vol rectiligne avec un angle d'inclinaison qui ne dépasse pas 5 degrés.

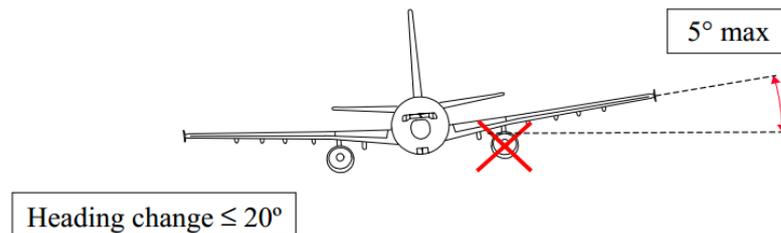


Fig.III. 2: vitesse minimale de contrôle en air.

V_{MCA} ne peut pas dépasser $1,2 V_{MU}$ avec :

- la poussée (puissance) maximale disponible au décollage pour tous moteurs en fonctions ;
- Le centre le plus défavorable de la gravité ;
- L'avion compensé pour le décollage ;
- masse maximale au décollage au niveau de mer ;
- L'avion dans la configuration la plus critique de décollage existant le long de la trajectoire de vol après que l'avion décolle, sauf que les trains d'atterrissage rétractée ; et
- L'avion en vol et l'effet de sol négligeable.

Pendant la récupération, l'avion ne peut pas assumer une attitude dangereuse ou exiger des compétences exceptionnelles du pilotage, la vigilance ou la force pour empêcher un changement de cap de plus de 20 degrés. [1]

V_{MU} : « **Minimum Unstick Speed** », c'est la vitesse à laquelle et au-delà de laquelle l'avion peut se soulever du sol en toute sécurité et continuer la décollage. [1]

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

Deux vitesses minimales de Décollage doivent être déterminés et validés par des essais en vol :

- Avec tous les moteurs opératives : $V_{MU} (N)$

- Avec un moteur en panne : $V_{MU} (N-1)$

Dans le cas d'une panne moteur, $V_{MU} (N-1)$ doit assurer un contrôle latéral sécurisée (sure) pour empêcher le moteur de frapper le sol. [1]

Il semble que : $V_{MU} (N) \leq V_{MU} (N-1)$

V_S : « **Stalling Speed** », c'est la vitesse de vol avec un minimum de stabilité.

$$V_S = 0,94 \cdot V_{s1g}$$

Ou V_{s1g} : vitesse minimale à laquelle $Rz = mg$ avec $\alpha \leq \alpha_{Cz \max}$.

III.2.2. Masses maximum structurels :

Définitions des masses d'avion :

- **Manufacturer's Empty Weight (MEW):** La masse de la structure, des moteurs, les ameublements, les systèmes et d'autres éléments des équipements qui sont considérés parties intégrantes de l'avion. C'est une masse ne considérant que les fluides contenus dans les systèmes fermés (ex : fluide hydraulique). [1]
- **Operational Empty Weight (OEW):** cette masse est la masse à vide du constructeur plus les éléments de l'exploitant, c'est-à-dire ;les équipages de vol et de cabine ainsi que leur bagages, le carburant inutilisable, l'huile moteur, les équipements d'urgence, les liquides et produits de toilette, les galets, les équipements de restauration, les sièges, les documents, etc... [1]
- **Dry Operating Weight (DOW):** c'est la masse totale d'un aéronef prêt pour un type d'opération spécifique à l'exception du carburant utilisable et de la charge offerte. C'est-à-dire c'est la masse OEW plus des éléments spécifiques au type de vol, i.e. catering, journaux en papier, équipements de garde-manger, etc... [1]
- **Zero Fuel Weight (ZFW):** c'est la masse obtenue en ajoutant la charge marchande totale (cargo, passagers et leurs bagages) à la DOW. [1]
- **Landing Weight (LW):** c'est la masse à l'atterrissage à l'aéroport de destination. Cette masse est égale à la masse sans carburant plus les réserves de carburant. [1]

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

• **Takeoff Weight (TOW):** c'est la masse au décollage de l'aéroport de départ. Elle est égale à la masse à l'atterrissage à destination plus le délestage (carburant du vol), ou bien la masse sans carburant plus le carburant au décollage (carburant au lâché des freins en incluant les réserves).

$$\text{TOW} = \text{DOW} + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant} + \text{délestage}$$

$$\text{LW} = \text{DOW} + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant}$$

$$\text{ZFW} = \text{DOW} + \text{charge marchande. [1]}$$

La figure suivant montre les différents poids de l'aéronef, tels que définis dans les règlements :

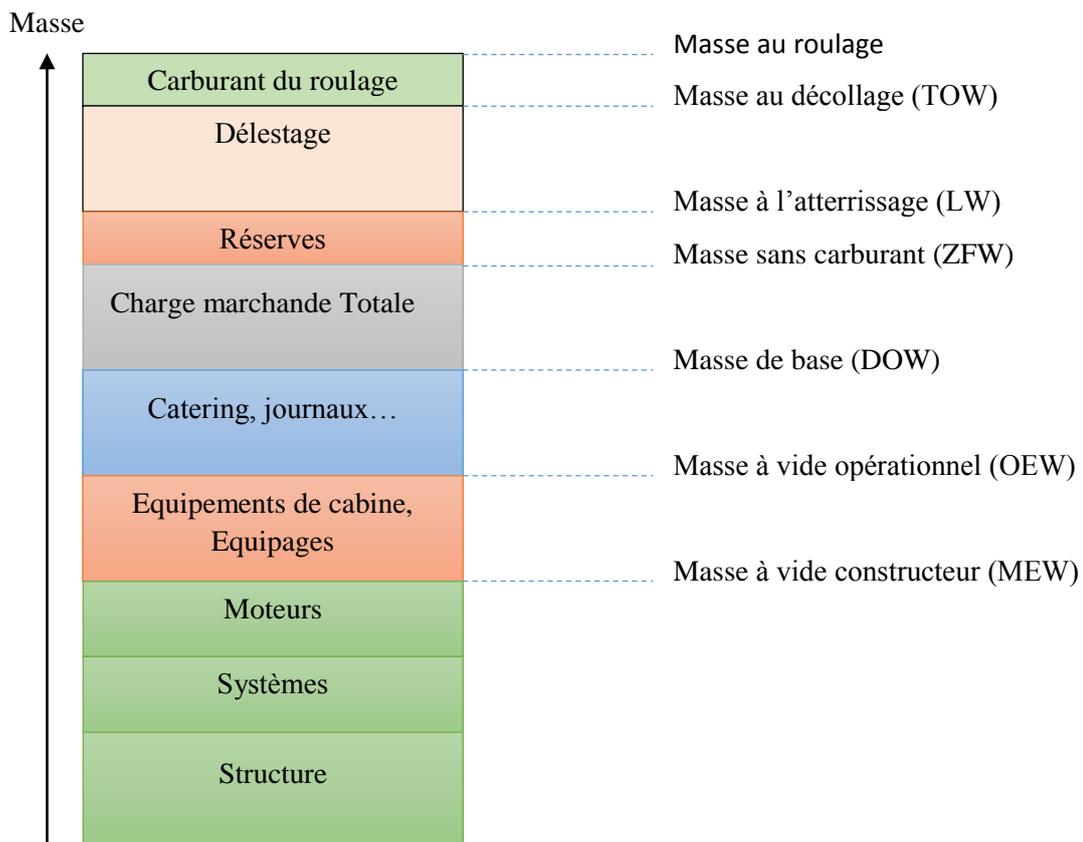


Fig.III. 3: Les différentes Masses de l'aéronef. [12]

a. Masse maxi structure au décollage (MTOW) :

La masse au décollage (TOW) ne doit jamais dépasser la masse maxi structure au décollage (MTOW) qui est déterminée selon le critère de résistance de structure en vol, la résistance du train d'atterrissage et le critère de structure à l'impact à l'atterrissage avec une vitesse verticale égale à -1,83 m/s (-360 ft/min). [1]

b. Masse maxi structure à l'atterrissage (MLW) :

La masse à l'atterrissage (LW) est limitée, en considérant un impact à l'atterrissage avec une vitesse verticale égale à -3,05 m/s (-600 ft/min). Cette limite est la masse maxi structure à l'atterrissage (MLW). [1]

La masse à l'atterrissage doit satisfaire la relation :

$$LW = TOW - \text{Délestage} \leq MLW \dots\dots (3), \text{ Ou}$$

$$TOW \leq MLW + \text{Délestage} \dots\dots (4)$$

c. Masse maxi de la structure sans carburant (MZFW) :

Les moments de flexion, qui s'appliquent à l'emplanture des ailes, sont en maximum quand la quantité de carburant dans les ailes est minimum. Durant le vol, la quantité de carburant dans les ailes diminue. En conséquence, il est nécessaire de limiter la masse quand il n'y a pas de carburant dans les réservoirs. Cette limite est la masse maxi sans carburant (MZFW). [1]

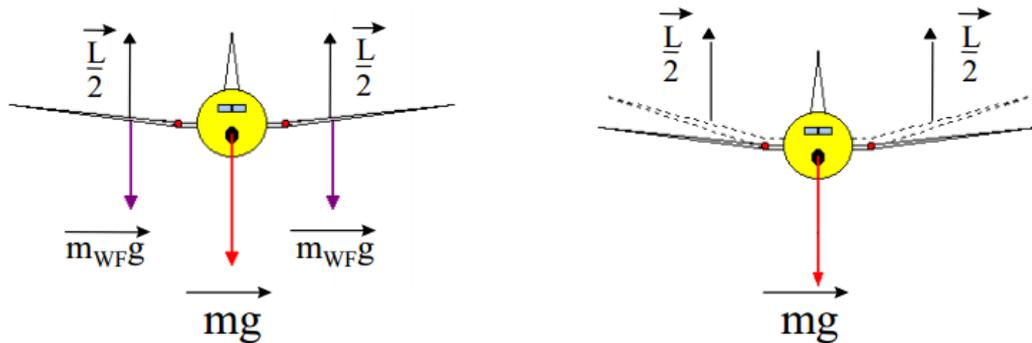


Fig.III. 4: flexion des ailes due de la masse carburant.

Donc, cette limitation est définie par : $ZFW \leq MZFW \dots\dots (5)$

Le carburant au décollage est la somme du délestage et des réserves, d'où :

$$TOW \leq MZFW + \text{carburant au décollage} \dots\dots (6)$$

d. Masse maxi structure à la mise en route (MTW):

C'est la masse maximale imposée notamment par les efforts sur les amortisseurs et la flexion potentielle du train d'atterrissage lors des virages au roulage.

Néanmoins, cette masse n'est pas un facteur limitatif et est définie par la masse maxi au décollage. [1]

$$MTW - \text{roulage} > MTOW \dots\dots (7)$$

III.2.3. Enveloppe opérationnelle :

Les limites de la température de l'air ambiante et de l'altitude opérationnelle pour lesquelles l'exploitation est autorisée, doivent être établies en tenant compte des spécifications de vol, de structure, de la motorisation, de la fonctionnalité, ou bien les caractéristiques des équipements.

En conséquence, on obtient des plages de températures et d'altitudes admissibles, sont connues sous le nom d'enveloppe opérationnelle, cette enveloppe est l'ensemble des deux limites (température et altitude) tracés en fonction de l'altitude pression et de la température. A l'intérieur de cette enveloppe, les performances de l'aéronef ont été atteintes et les systèmes de l'aéronef répondent aux exigences de certification, donc tous les vols doivent être effectués dans les limites indiquées c'est à dire à l'intérieur de cette enveloppe. [1]

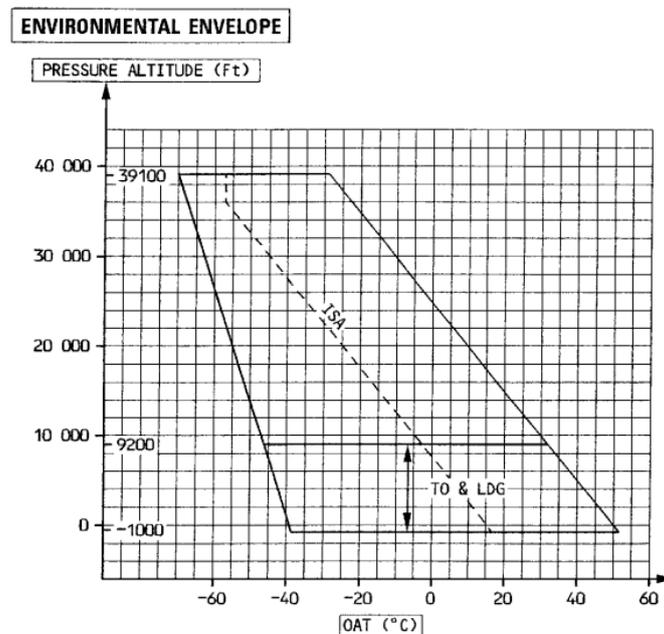


Fig.III. 5: exemple d'enveloppe opérationnelle pour A320.

Pour le Q400 :

Limitations température : Température ambiante maximale : +50°C où ISA +35°C.

Température opérationnelle minimale : -54°C.

Altitude opérationnelle max : = 25,000 ft.

Altitude maximale pour décollage et atterrissage : = 10,000 ft. [8]

III.2.4. Limitations moteur :

a. Niveaux de poussées et limitations EGT :

La cause principale des limitations motrice est due à la limite de la température des gaz d'échappement « Exhaust Gas Temperature limit ».

Les niveaux de poussées selon cette limitation EGT sont comme suit :

- **Maxi décollage** : "TakeOff and Go Around" (TOGA) c'est la poussée maximale que peut fournir les moteurs pour le décollage ou une approche interrompue. Cette poussée est certifiée pour une durée maximale de 10 minutes en cas de panne d'un moteur au décollage, ou 5 minutes tous les moteurs en marche.
- **Maxi continu** : "Maximum Continuous Thrust" (MCT) c'est la poussée maximale utilisable sans limitation de durée en cas de panne moteur en vol.
- **Maxi montée** : "Climb" (CL) c'est la poussée maximale utilisable pour la phase de montée normale jusqu'à le niveau de vol en croisière. [1]

b. Limitations de poussée décollage :

La Figure suivante montre l'influence de l'altitude pression et de la température de l'air extérieur sur la poussée max de décollage, pour un type de moteur donné. [1]

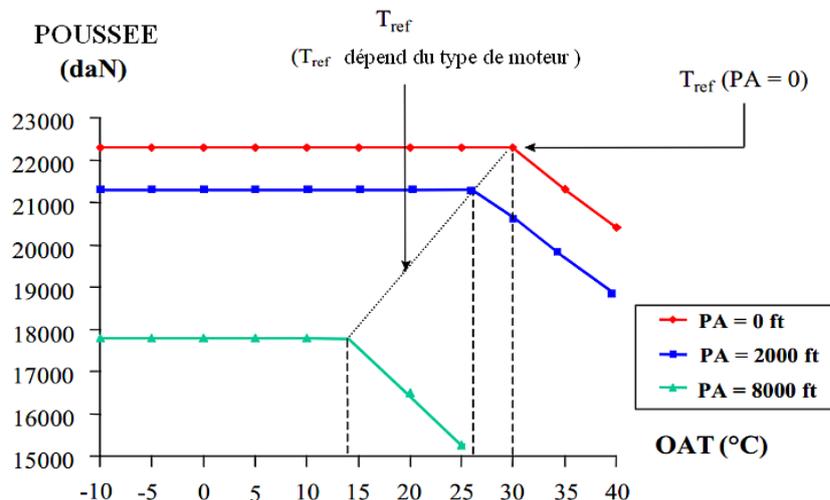


Fig.III. 6: la poussée de décollage en fonction d'OAT et pression altitude pour un moteur donné.

A une altitude pression donnée, la température n'a pas d'influence sur la poussée du moteur au décollage en dessous d'une température désignée comme une température de référence (T_{ref}). Au-delà de cette température la poussée du moteur est limitée par EGT ; par conséquent la poussée disponible diminue avec l'augmentation de la température.

D'un autre coté, à une température donnée, une augmentation d'altitude pression mène à une diminution de la poussée disponible pour le décollage. [1]

III.3. LIMITATION DECOLLAGE :

La performance au décollage d'un avion commerciale est plus facilement évaluée en déterminant son masse maximale au décollage. Ce poids peut être limité par l'un de plusieurs facteurs. Ces facteurs sont influencés par les conditions que l'équipage rencontre au moment du départ tel que les conditions climatiques.

Les limitations incluent toujours celle de structurelle, montée, piste et, en fonction de l'avion, peuvent également inclure l'énergie de freinage et de la vitesse des pneus qui affectent effectivement la limite de la longueur de piste. À divers moments, la masse au décollage peut également être limitée par la masse maximale à l'atterrissage à la destination, les exigences de montée pour le franchissement d'obstacles ou de départ des pentes de montée, les exigences de montée pour une situation de retour d'urgence, etc. Les conditions de piste doivent également être considérées, car de nombreux avions ont l'information qui permet des décollages sur piste mouillée ou contaminée.

On doit toujours considérer la possibilité d'avoir une panne moteur durant le décollage, et l'équipage doit avoir les moyens adéquats pour décider de la procédure la plus sûre à entreprendre dans de tels circonstances. Pour les aéronefs certifiés FAR/JAR, la panne du moteur le plus critique doit être prise en considération. [1]

III.3.1. Les vitesses de décollage :

a. Vitesses de décollage opérationnelles :

Vitesse panne moteur V_{EF} : « Engine Failure speed », c'est la vitesse à laquelle le moteur critique est supposé tomber en panne, et elle doit être supérieure ou égale à V_{MCG} . [14]

Vitesse de décision au décollage V_1 : « Decision speed », la vitesse de décision est la vitesse maximale à laquelle l'équipage peut décider d'interrompre le décollage en s'assurant que

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

l'aéronef s'arrête dans les limites de la piste. En supposant qu'une panne de moteur a eu lieu à V_{EF} . [14]

Le temps qui est considéré comme entre la panne du moteur critique à V_{EF} , et la reconnaissance de pilote à V_1 , est de 1 seconde.

Condition sur V_1 :

$$V_{MCG} \leq V_{EF} \leq V_1 \dots (I.8) \text{ et } V_1 \leq V_R \dots (I.9)$$

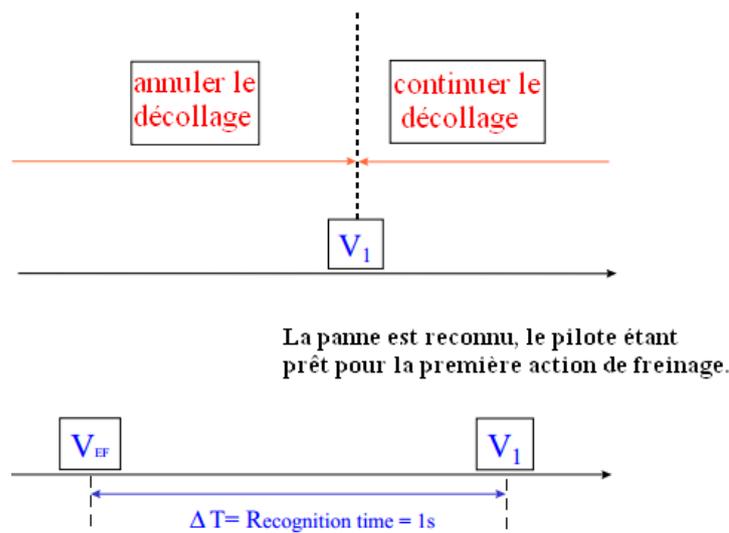


Fig.III. 7: définition de V_1 .

Vitesse de rotation V_R : « Rotation speed », la vitesse de rotation est la vitesse à laquelle la rotation est initiée, avec un taux adéquat, afin d'atteindre une vitesse de sécurité à 35 ft au-dessus de la surface de décollage ; V_R doit être supérieur à V_1 et à 105% de V_{MCA} . [14]

$$V_R \geq 1.05 V_{MCA} \dots (10)$$

Vitesse de décollage V_{LOF} : « Lift-Off speed », la vitesse de décollage est la vitesse à laquelle l'avion quitte le sol, la sustentation étant assurée. Cette vitesse doit être supérieure à 110% de V_{MU} (tous les moteurs opérationnels) et supérieure à 105% de V_{MU} (un moteur en panne). [14]

Vitesse de sécurité au décollage V_2 : « Take-off Safety speed », la vitesse de sécurité au décollage est la vitesse de montée minimale qui doit être atteinte au plus tard à la hauteur de 35 ft au-dessus de la surface de la piste dans le cas d'une panne moteur et doit être maintenu au moins jusqu'à 400 ft. [14]

Condition sur V_2 :

$$V_2 \geq V_{2\text{mini}} \text{ avec } V_{2\text{mini}} = \sup (1,2 V_S ; 1,1 V_{\text{MCA}}) \dots \dots (11)$$

b. Les limites des vitesses de décollage :

Vitesse maximale pour l'énergie freins V_{MBE} : « Maximum Brake Energy speed », quand le décollage est interrompu, les freins doivent absorber et dissiper la chaleur qui correspond à l'énergie cinétique de l'avion au point de décision.

Les freins ont une capacité d'absorption maximale, dite énergie maximale de freinage. Pour des fins de certification, cette capacité d'absorption doit être démontrée avec des freins usés. En conséquence, la vitesse à laquelle un plein arrêt peut être réalisé pour une masse de décollage donnée est limitée à une valeur maximale (V_{MBE}). [14]

Ceci, pour un poids de décollage donné : $V_1 \leq V_{\text{MBE}}$ Si non réduire la masse pour diminuer V_1 .

Vitesse maximale de rotation des roues V_{pneu} : « Maximum Tire Speed », le constructeur des pneus spécifie la vitesse maximale au sol qui peut être atteinte, afin de limiter les forces centrifuges et l'élévation de température qui peuvent endommager la structure des pneus, donc V_{LOF} doit être inférieure ou égale V_{pneu} ($V_{\text{LOF}} \leq V_{\text{pneu}}$). [14]

Pour le DASH8-Q400 : $V_{\text{pneu}} = 182$ knots. [8]

c. Résumé des vitesses :

La figure suivante montre les relations et les limites règlementaires entre les vitesses certifiées ($V_S, V_{\text{MCG}}, V_{\text{MCA}}, V_{\text{MU}}, V_{\text{MBE}}, V_{\text{pneu}}$) et les vitesses de décollage opérationnelles (V_1, V_R, V_2).

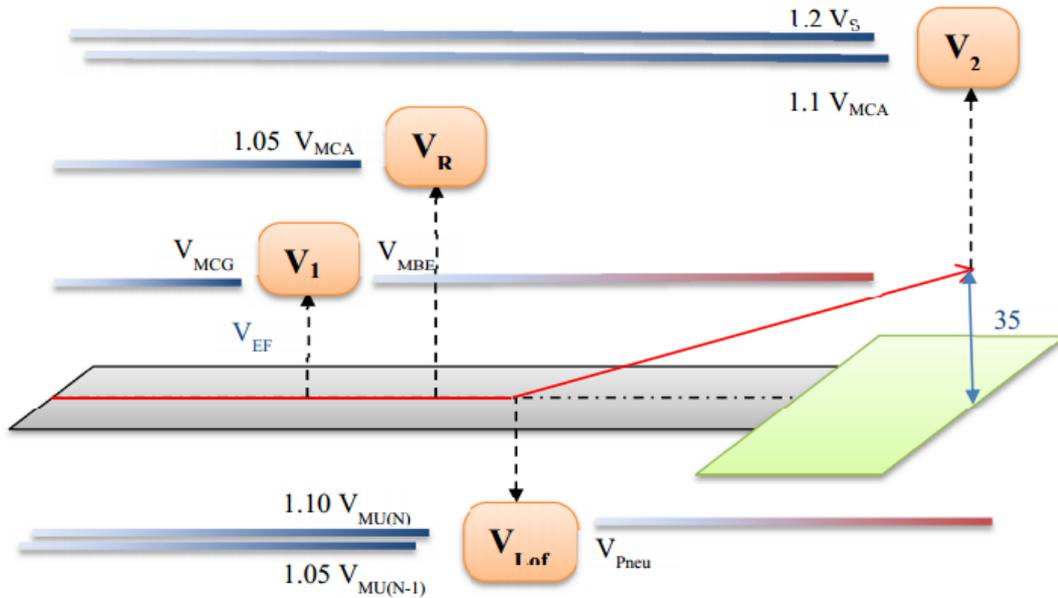


Fig.III. 8: résumé des vitesses de décollage et les limitations relier a V_1, V_R, V_{LOF} et V_2 .

III.3.2. Limitations de la piste :

III.3.2.1. Les Distances de Décollage :

a. **Distance de Décollage (TOD) :** pour des conditions opérationnelles données (température, altitude pression, masse, etc...), on a les exigences suivantes sur la distance de décollage :

- La distance de décollage dans une piste **sèche** « **dry** » est la distance mesurée entre le lâché des freins et le point de passage des 35 ft ; cette distance est la plus grande des valeurs :
 - $TOD_{N-1 \text{ dry}}$ qui est la TOD_{dry} en supposant que la panne du moteur critique à V_{EF} et reconnu à V_1 .
 - $1,15.TOD_{N \text{ dry}}$ c'est-à-dire 115% de la TOD_{dry} en supposant tous les moteurs en marche.
- la distance de décollage dans une piste **moillé** « **wet** » est la plus grande des valeurs :
 - TOD_{dry} distance de décollage dans une piste sèche,
 - $TOD_{N-1 \text{ wet}}$ la distance mesurée entre le lâché des freins et le passage de 15 ft, assurant à atteindre la vitesse V_2 avant le passage de 35 ft, tout en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} et reconnu au V_1 . [1]

$$TOD_{\text{dry}} = \text{SUP} (TOD_{N-1 \text{ dry}} ; 1,15.TOD_{N \text{ dry}})$$

$$TOD_{\text{wet}} = \text{SUP} (TOD_{\text{dry}} ; 1,15.TOD_{N-1 \text{ wet}})$$

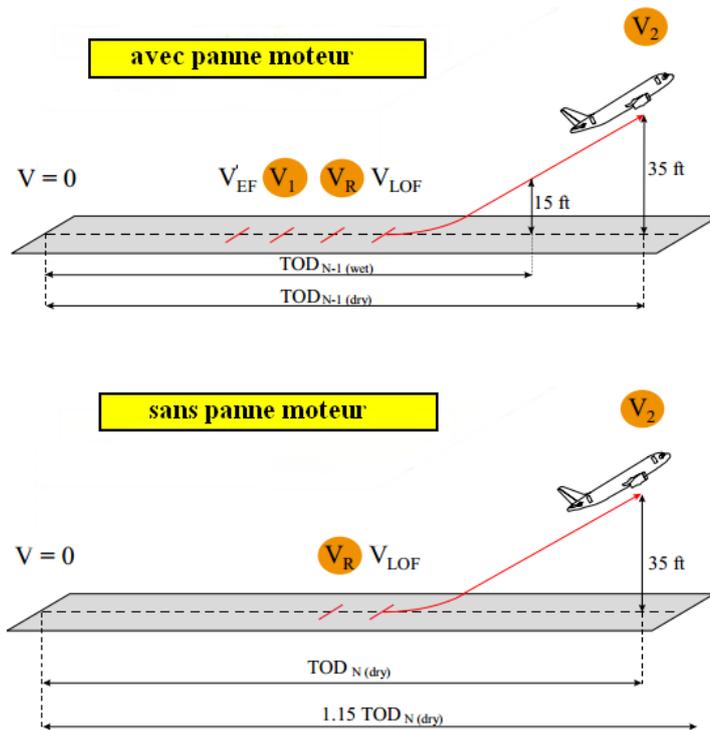


Fig.III. 9: distance de décollage.

b. Distance de Roulement au Décollage (TOR) : C'est la distance mesurée entre le lâché des freins et le point équidistant entre V_{LOF} et le passage des 35 ft ; cette distance est la plus grande des valeurs suivantes :

- Pour une piste avec prolongement dégagé d'obstacles (clearway) :
 - TOR_{N-1} supposant la panne du moteur critique à V_{EF} et reconnu à V_1 .
 - $1,15.TOR_N$ supposant tous les moteurs en marche.

Ceci est valable pour les pistes sèches ou mouillées. [1]

$$TOR_{(dry,wet)} = \text{SUP} (TOR_{N-1}(dry,wet) ; 1,15.TOR_N(dry,wet))$$

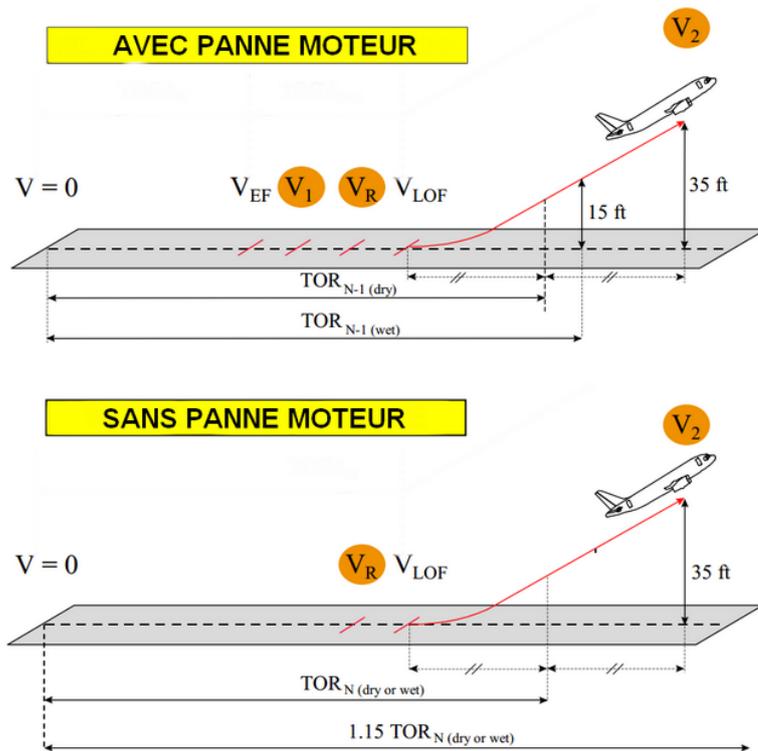


Fig.III. 10: distance de roulement de décollage TOR avec CLEARWAY.

Pour une piste sans prolongement dégagé d'obstacles (whithout clearway) :

TOR égale à TOD dans les deux états de piste (sèche ou mouillé).

c. Distance accélération arrêt (ASD):

➤ La distance d'accélération-arrêt sur une piste sèche « dry » est la plus grande des valeurs suivantes :

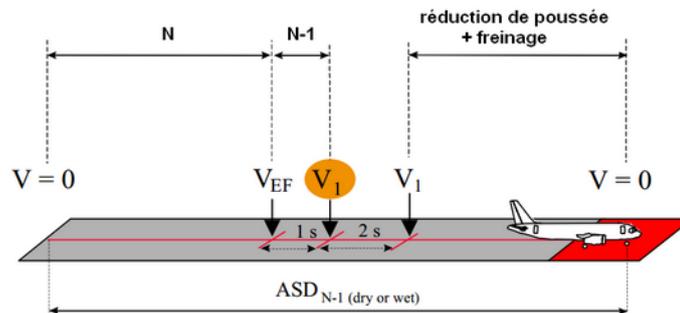
- ASD_{N-1 dry} : la somme des distances nécessaire pour :
 - Accélération de l'avion avec tous les moteurs fonctionnant jusqu'à V_{EF}.
 - Accélération de V_{EF} à V₁ en supposant que le moteur critique tombe en panne à V_{EF} et le pilote prend la première action à interrompre le décollage à V₁.
 - L'arrivez à un arrêt complet de l'avion. Plus d'une distance équivalente à 2 secondes à une vitesse constante V₁.
- ASD_{N dry} : la somme des distances nécessaire pour :
 - Accélération de l'avion avec tous les moteurs fonctionnant jusqu'à V₁, en supposant que le pilote prend la première action à interrompre le décollage à V₁.

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

- L'arrivée à un arrêt complet avec tous les moteurs fonctionnent toujours. Plus d'une distance équivalente à 2 secondes à la vitesse constante V_1 .
- La distance d'accélération-arrêt sur une piste **mouillée** « wet » est la plus grande de valeurs suivantes : [1]

$$ASD_{wet} = \text{SUP} (ASD_{dry}, ASD_{N-1 \text{ wet}}, ASD_N \text{ wet})$$

avec panne moteur critique



sans panne moteur

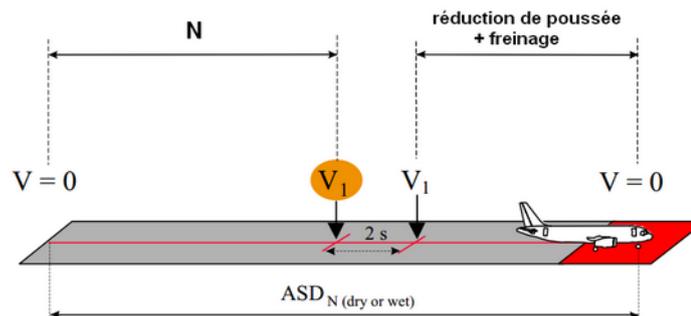


Fig.III. 11: acceleration stop distance ASD.

d. Influence de V_1 sur les distances de décollage :

Pour une masse de décollage donnée, toute augmentation de V_1 conduit à une réduction de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} . La raison est que la phase d'accélération de l'ensemble moteur est plus longue avec une vitesse plus élevée V_1 , et, par conséquent, en cas d'une panne de moteur se produisant à V_{EF} , la même vitesse V_2 peut être réalisée à 35 pieds à une distance plus courte.

D'autre part, TOD_N et TOR_N sont indépendants de V_1 dans le cas où il n'y a pas de panne moteur.

Au contraire, pour la même masse de décollage donnée, toute augmentation de V_1 conduit à une augmentation de la distance d'accélération arrêt ASD, avec ou sans panne moteur.

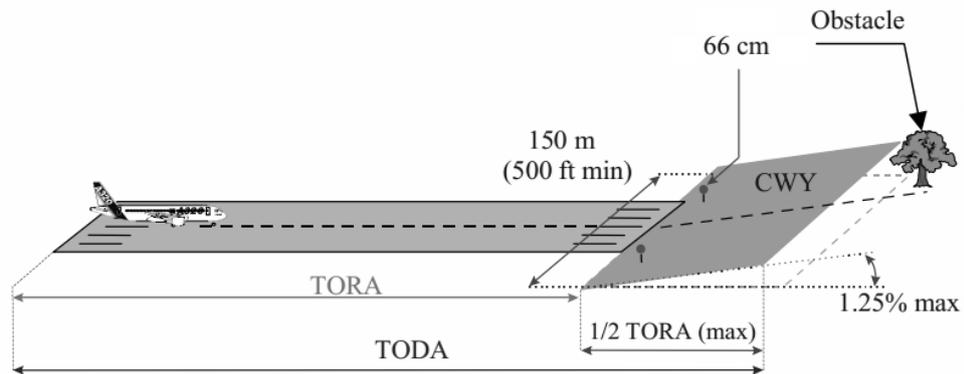


Fig.III. 13: TODA définition.

c. Distance accélération arrêt utilisable (ASDA) :

ASDA « Accelerate Stop Distance Available », c’est la longueur de roulement au décollage utilisable, plus la longueur du prolongement d’arrêt, si ce dernier est déclaré utilisable par l’autorité compétente et capable de supporter le poids de l’avion dans les conditions d’exploitation. [1]

$$ASD \leq ASDA \dots (14)$$

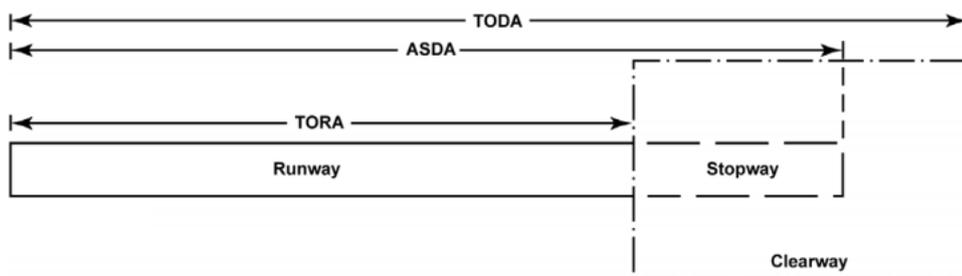


Fig.III. 14: définition des longueurs de piste.

d. Influence de V_1 sur la masse de décollage limitée piste :

En considérant les exigences sur la piste ($TOR \leq TORA$, $TOD \leq TODA$ et $ASD \leq ASDA$), une masse maxi au décollage (MTOW) peut être obtenue pour chaque limitation piste.

Comme on a vu précédemment, pour une masse de décollage donnée, toute augmentation de V_1 conduit à la diminution de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} , et augmentation de ASD, mais n’as pas d’influence sur TOD_N et TOR_N .

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

Donc, pour une piste donnée (TORA, TODA et ASDA), toute augmentation de V_1 conduit à une augmentation de $MTOW_{TOD(N-1)}$ et $MTOW_{TOR(N-1)}$, et à une diminution de $MTOW_{ASD}$, mais sans influence sur $MTOW_{TOD(N)}$ et $MTOW_{TOR(N)}$.

La figure suivante montre les masses de décollage limitée piste en fonction de V_1 . On peut voir la masse maxi décollage obtenue pour une plage de V_1 . [1]

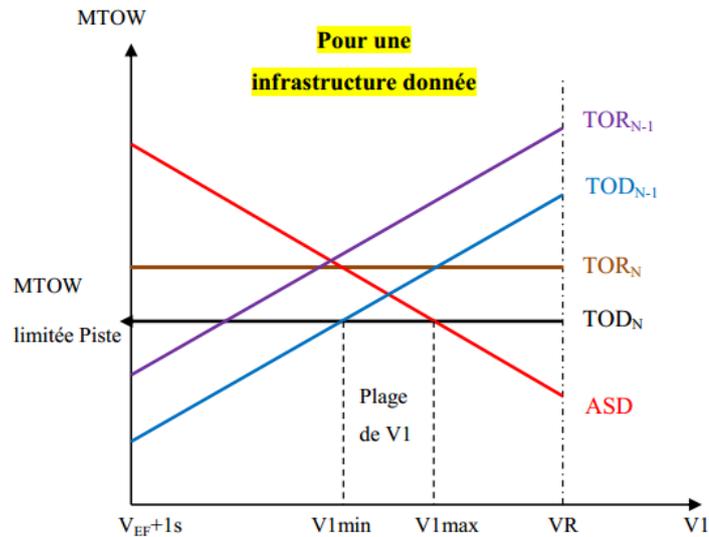


Fig.III. 15: limitations masses de décollage piste.

III.3.3. Limitation obstacle et montée :

III.3.3.1. Trajectoire de décollage :

a. Définition :

La trajectoire de décollage se prolonge à partir de lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur :

- De 1500 ft au-dessus de la surface de décollage, ou
- A laquelle la transition de la configuration de décollage à la configuration en route est terminée,

On prend le point le plus élevé entre ces deux. [1]

b. Segments de décollage et les exigences de montée :

La trajectoire de décollage se divise principalement en deux parties, la distance de décollage et la trajectoire d'envole. La trajectoire d'envole elle-même peut être divisée en plusieurs segments. Chaque segment est caractérisé par un changement précis de la

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

configuration, de la poussée et de la vitesse. En plus, la configuration, la masse et la poussée de l'aéronef doivent correspondre à la condition la plus critique du segment. Enfin, la trajectoire de vol doit être basée sur les performances de l'aéronef sans effets de sol. En règle générale, l'avion est considéré comme hors de l'effet de sol, quand il atteint une hauteur égale à son envergure.

Après une panne moteur à V_{EF} , quelles que soient les conditions d'exploitation, l'aéronef doit respecter les pentes de montée minimales, telles exigées par la JAR/FAR 25.

Le schéma suivant résume les différentes exigences et les conditions de l'aéronef pendant les segments de décollage. [1]

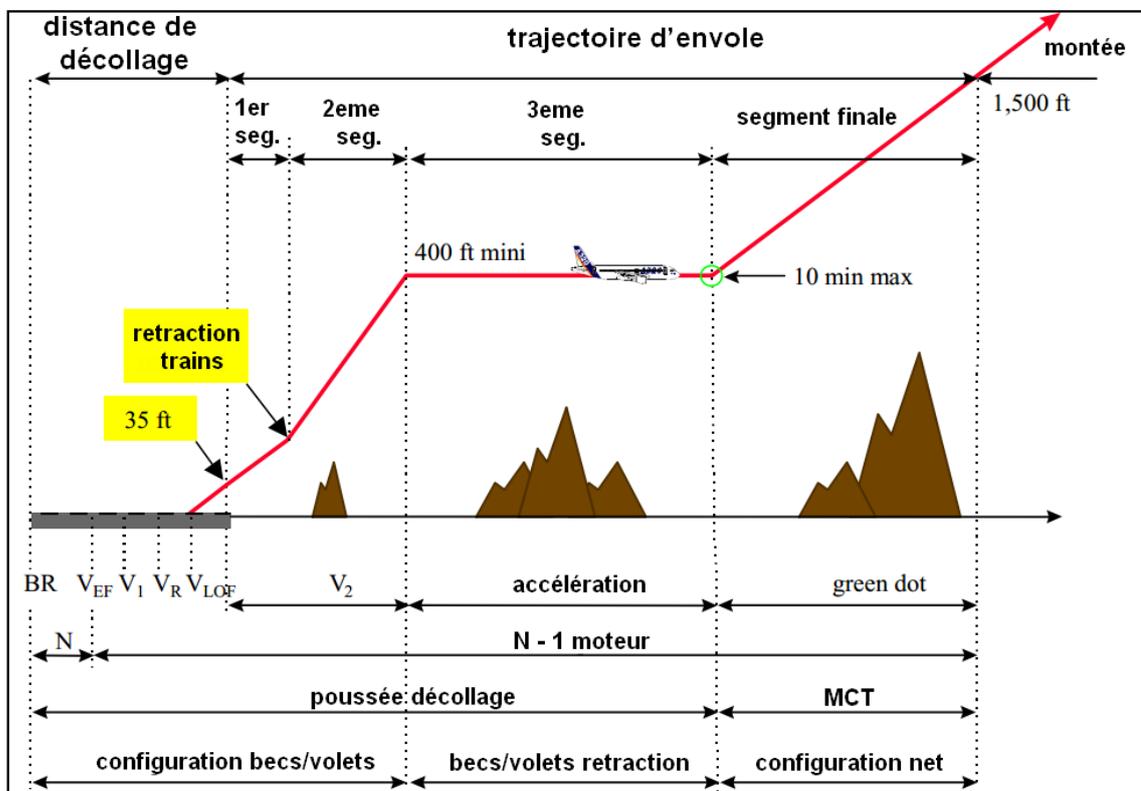


Fig. III. 16: trajectoire de décollage et les segments.

Le tableau ci-après résume les différentes exigences et l'état d'avion au cours des quatre segments de décollage.

		1er segment	2eme segment	3eme segment	Segment final
Pente minimale de	Twin	0.0 %	2.4 %	-	1.2 %
	Quad	0.5 %	3.0 %	-	1.7 %

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

montée (N-1) moteur(s)					
Configuration volets/becs	décollage	décollage	Rétraction becs/volets	net	
Régime moteur(s)	Max décollage	Max décollage	Max décollage	MCT	
Référence vitesses	V_{lof}	V_2	Accélération V_2 à V_{OM}	$V_{OM} \geq 1.25$ V_S	
Trains d'atterrissage	rentrée	rentrée	Rentrée	rentrée	

Tab.III. 2: les exigences de chaque segment.

Note : MCT signifie poussée max continue. V_{OM} : vitesse optimale de montée.

La poussée maximale au décollage (TOGA) est certifiée pour une durée maximale de 10 minutes en cas d'une panne moteur au décollage ; et une durée maximale de 5 minutes avec tous les moteurs en fonctionnement.

La poussée maximale continue (MCT), qui n'est pas limitée dans le temps, ne peut être sélectionnée une fois que la configuration en route est atteinte.

Par conséquent, la configuration en route (fin du troisième segment) doit être réalisée dans un délai maximum de 10 minutes après le décollage, permettant ainsi la détermination d'une hauteur maximale d'accélération. [1]

c. Procédure de virage au décollage :

Certain aéroports se trouvent dans des milieux avec des obstacles pénalisants, qui peut nécessiter de suivre une procédure de départ spécifique. Le décollage avec virage est soumis à des conditions spécifiques. Ces conditions de virages diffèrent entre les réglementations JAR et FAR.

Pour la FAR on suppose que l'avion ne s'incline pas avant d'atteindre la hauteur de 50 ft, et après cela l'inclinaison maximale ne doit pas dépasser les 15 degrés.

Pour la JAR on suppose aussi que l'avion ne s'incline pas avant une hauteur égale à la moitié de l'envergure de l'avion mais pas moins de 50 ft; après cela jusqu'à 400 ft, l'avion ne doit pas dépasser une inclinaison de 15 degrés, au-delà de 400 ft on peut aller jusqu'à 25 degrés. Aussi un exploitant peut utiliser une procédure spéciale approuvée par l'autorité, qui permet d'aller jusqu'à 20 degrés entre 200 ft et 400 ft et 30 degrés au-delà de 400 ft. [1]

III.3.3.2. Franchissement d'obstacle :

a. Trajectoires d'envol brut et net :

La plus part du temps, les pistes sont entourées par des obstacles qui doivent être pris en considération avant le décollage, pour être sûr que l'aéronef pouvait les franchir. Une marge verticale doit être considérée entre l'aéronef et chaque obstacle sur la trajectoire d'envol. Cette marge, basée sur la réduction de la pente de montée, mène à la définition de la trajectoire d'envol brute et la trajectoire d'envol nette.

Trajectoire Brute : c'est la trajectoire d'envol réellement parcourue par l'aéronef.

Trajectoire Nette : c'est trajectoire d'envol Brute moins une réduction obligatoire.

Les données de la trajectoire nette doivent être déterminées de façon à représenter la trajectoire brute (réelle) réduite à chaque point par un gradient égal à :

- 0,8% pour les avions bimoteurs.
- 1,0% pour les avions quadrimoteurs.

La pénalisation de gradient entre la trajectoire nette et trajectoire brute doit être prise en compte lors de la première, la deuxième et finale segments de décollage. [1]

$$\text{Gradient nette} = \text{gradient brute} - \text{pénalisation} \dots (15)$$

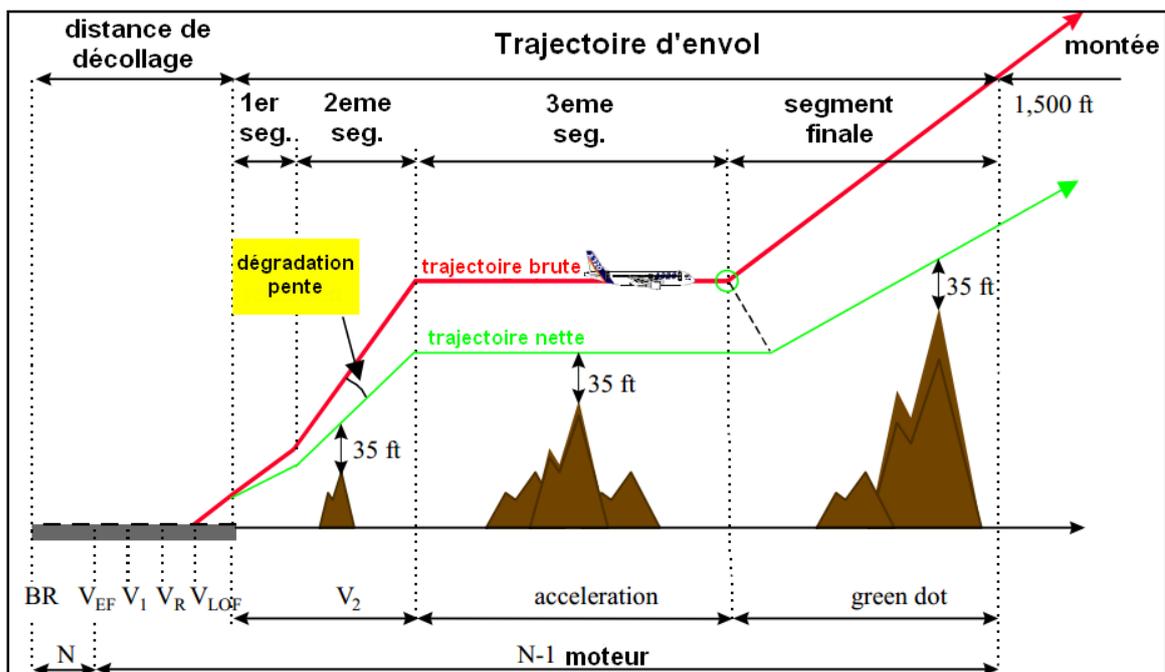


Fig. III. 17: définition de trajectoire nette et brute.

b. Franchissement d'obstacle en vol rectiligne :

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette franchit tous les obstacles par une distance verticale d'au moins 35 ft.

Par exemple, pour un bimoteur la pente de montée minimale dans le second segment doit être 2.4%. Mais, en appliquant la réglementation, parfois cela nécessite une pente du second segment plus grande que 2.4% et en conséquence, la masse maximale de décollage peut être réduite. Ceci est le cas d'une limitation obstacle. [1]

c. Franchissement d'obstacle en virage :

Encore une fois, les marges de franchissement d'obstacle en virage diffèrent entre la réglementation JAR et FAR. La réglementation FAR ne considère aucune marge additionnelle en virage, comme l'inclinaison est limitée à 15 degrés.

Mais dans la réglementation JAR, toute partie de la trajectoire nette où l'avion s'incline plus que 15 degrés doit franchir tous les obstacles avec une distance verticale de 50 ft minimum. [1]

d. Trajectoire d'envol de décollage avec obstacles :

Une fois que les obstacles sont pris en compte, la masse maximale au décollage au lâché du frein doit être calculée de telle sorte que la trajectoire nette de vol assure le franchissement de l'obstacle le plus pénalisant avec une marge verticale de 35 ft (ou 50 ft lorsque l'angle d'inclinaison est supérieure à 15 °). [1]

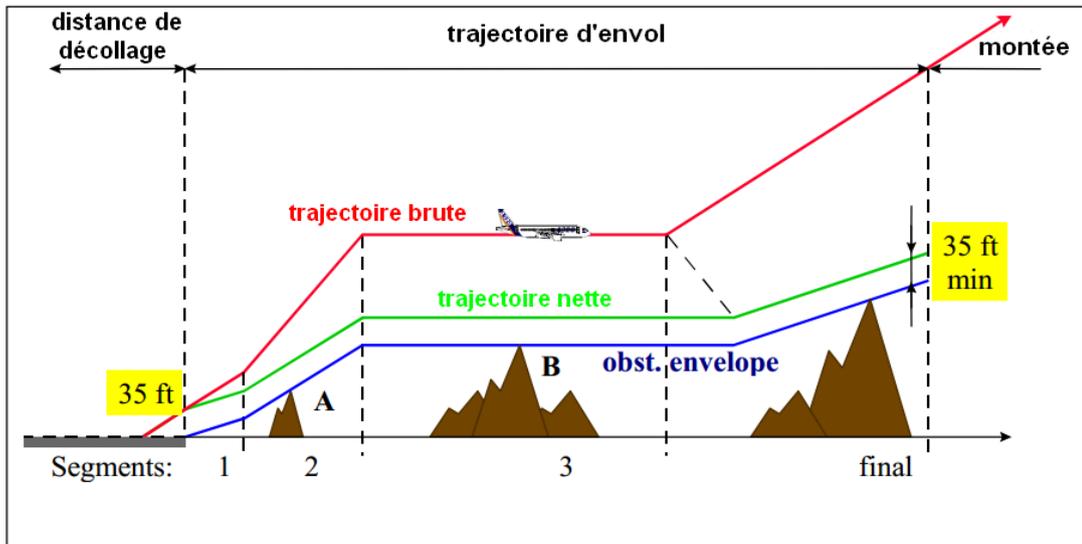


Fig.III. 18: trajectoire d'envol de décollage avec obstacles.

L'obstacle (A) impose la pente nette minimale au 2eme segment, par conséquent, une pente brute minimale au même segment. Ce qui résulte à une limitation de masse maximale au décollage.

L'obstacle (B) permet de déterminer la hauteur nette minimale d'accélération. Cette hauteur doit être comprise entre 400 ft et la hauteur maximale d'accélération (10 minutes à max décollage). La hauteur minimale d'accélération assure un dégagement vertical de 35 pieds (ou 50 pieds) entre la trajectoire nette de vol et l'obstacle. [1]

e. Trouée d'envol :

C'est une surface entourant la trajectoire d'envol, permettant de repérer les obstacles à prendre en considération pour le décollage, en supposant que ces obstacles sont rabattus sur l'axe. La réglementation se diffère entre JAR et FAR ce qui concerne les limites de la trouée d'envol. [1]

Dans la JAR :

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette de décollage permet à franchir tous les obstacles dans une demi largeur initiale de :

- $90 \text{ m} + D/8$, ou
- $60 \text{ m} + D/8$ pour les avions d'envergure inférieur à 60 m.

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

Où D est la distance horizontale que l'avion a traversé depuis l'extrémité de TODA ou l'extrémité de TOD si un virage est prévu avant l'extrémité de TODA.

La demi largeur maximale de cette trouée d'envol est de :

- 300 m en VMC ou 600 m en IMC, si le changement de trajectoire est inférieur ou égale à 15° ,
- 600 m en VMC ou 900 m en IMC, si le changement de trajectoire est supérieur à 15° .

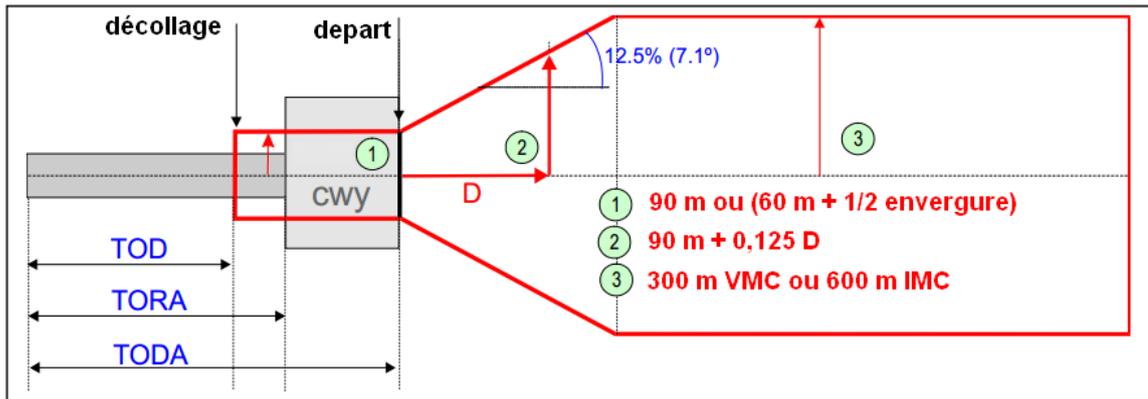


Fig.III. 19: trouée d'envol pour un virage $\leq 15^\circ$ JAR-OPS.

Dans la FAR :

La masse de décollage d'un avion ne dépassera jamais les masses citées dans l'AFM, ce qui permet à la trajectoire d'envol nette de franchir les obstacles avec au moins une distance de 200 ft (60 m) horizontalement dans les limites de l'aéroport et avec au moins 300 ft (90 m) horizontalement après ces limites. [1]

III.3.4. Paramètre des performances de décollage :

III.3.4.1. Paramètres extérieurs (subis) :

La détermination de la limitation décollage doit être faite en tenant compte des conditions extérieures de la journée. Ces conditions affectent la MTOW, qui peut varier considérablement d'un jour à l'autre. [1]

a. Le vent :

La composante de vent le long de l'axe de piste est un facteur important pour le décollage. Elle affecte la vitesse sol de décollage, par conséquent, les distances de décollage, qui diminuent si c'est un vent de face et augmentent si c'est un vent arrière.

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

La MTOW calculée avant le décollage, est déterminée en considérant 50% de la composante réelle de vent de face, ou 150% de la composante réelle de vent arrière.

La composante du vent de travers n'affecte pas les performances de décollage. Néanmoins, il est nécessaire de s'assurer de la sécurité de la procédure de décollage en comparant la valeur de cette composante de travers avec celle publiée dans l'AFM. [1]

b. L'altitude pression et la température :

L'altitude pression et la température (OAT) influencent sur la cellule et les performances du moteur. Quand l'altitude pression et la température augmentent, la pression statique et la densité diminuent. [1]

* effet sur l'aérodynamique :

$$\text{On a : } \mathbf{poids = m \cdot g = portance = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \dots \dots \dots (16)}$$

Quand l'altitude pression ou la température augmente pour une masse donnée, la vitesse (TAS) doit augmenter pour compenser la diminution de la densité de l'air. Ce qui implique une augmentation de la distance de décollage.

* effet sur les moteurs :

Quand l'altitude pression augmente, la poussée aux cours de décollage diminue. Ce qui veut dire que les distances de décollage augmentent et les pentes de montée diminuent.

Pour la température, la poussée maxi décollage (TOGA) reste constante jusqu'à une température de référence (T_{ref}). Au-delà de cette température, la poussée commence à diminuer. Par conséquent, quand la température augmente, les distances de décollage augmentent et les pentes de montée diminuent. [1]

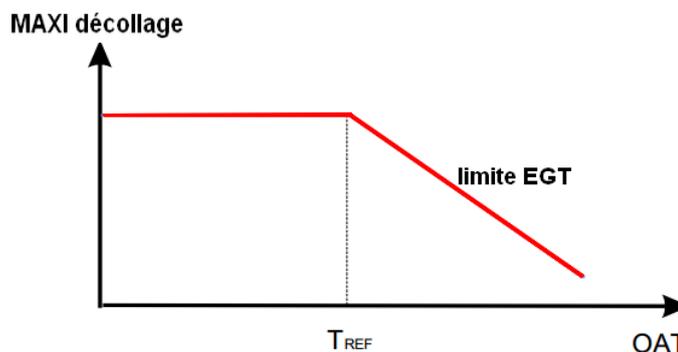


Fig.III. 20: poussée moteur en fonction de de OAT.

*** en résumé :**

Quand l'altitude pression ou la température extérieure augmentent :

- Les distances de décollage augmentent ;
- Les pentes de montée diminuent ;
- MTOW diminue.

c. Le prélèvement d'air :

Dans des conditions météorologiques extrêmes, l'avion sera confronté au givrage. Afin d'effectuer un dégivrage des parties sensibles (ailes et moteurs), un prélèvement d'air doit se faire au niveau du moteur. Ce qui implique une diminution de la poussée utilisable, donc une augmentation de la distance de décollage. [1]

d. La pente piste :

La pente est généralement exprimée en pourcentage (%), précédé par le signe (+) quand elle est ascendante, ou le signe (-) quand elle est descendante. Ces pentes varient généralement entre -2% et +2%.

D'un point de vue de performance, une pente positive dégrade la capacité d'accélération d'un aéronef, donc augmente la distance de décollage. D'un autre côté, la distance d'arrêt est diminuée en cas d'un décollage interrompu. C'est pourquoi, selon la limitation de décollage, une pente positive peut soit augmenter soit diminuer la MTOW. [1]

Pente positive :

- distance de décollage augmente
- distance accélération arrêt diminue

Pente négative :

- distance de décollage diminue
- distance accélération arrêt augmente.

e. L'état de la piste :

Définitions :

Piste sèche : désigne une piste ni mouillée ni contaminée. Cette appellation comprend les pistes en dur spécialement aménagées avec des rainures ou un revêtement poreux, et

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

entretenues en vue de maintenir un coefficient de freinage efficace comme sur piste sèche, et ce même en présence d'humidité.

Piste humide : désigne une piste dont la surface n'est pas sèche, mais à laquelle l'humidité présente ne confère pas un aspect brillant.

Piste mouillée : désigne une piste dont la surface est couverte d'eau, ou d'une substance équivalente, en quantité moindre que celle spécifiée dans la définition de la piste contaminée, ou lorsque l'humidité présente en surface suffit à rendre la piste réfléchissante, mais sans présence de flaques importantes.

Piste contaminée : est une piste dont plus de 25 % de la surface se trouvant sur la longueur et la largeur utilisées est couvert par l'un des éléments suivants :

- a) une pellicule d'eau de plus de 3 mm (0,125 pouce), ou de la neige fondue ou de la neige poudreuse en quantité équivalente à plus de 3 mm (0,125 pouce) d'eau;
- b) de la neige tassée formant une masse solide résistant à une nouvelle compression et restant compacte en se cassant par fragments si l'on tente de l'enlever (neige compacte), ou
- c) de la glace, y compris de la glace mouillée. [1]

Effet sur la performance :

Il y a une distinction claire de l'effet des contaminants sur les performances de l'avion. Les contaminants peuvent être divisés en contaminants **durs** et **fluides**.

Contaminants **durs** sont : La neige compactée et de la glace. Ils réduisent les forces de frottement.

Contaminants **fluides** sont : L'eau, la neige fondante et la neige poudreuse. Ils réduisent les forces de frottement, et provoquent des précipitations glissés et aquaplaning.

Comme il est bien connu, Les forces de frottement sur une piste sèche varient avec la vitesse de l'avion. Les forces diminuent lorsque les vitesses sont importantes.

Pour une piste mouillée et pour une piste recouverte d'eau stagnante ou de neige fondante, le coefficient de frottement de l'avion pourrait être déduit de celui obtenu sur une piste sèche, comme suit :

$$\mu_{\text{wet}} = \mu_{\text{dry}}/2 \dots (17) \text{ et } \mu_{\text{conta}} = \mu_{\text{dry}}/4 \dots (18)$$

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

La trainée des précipitations est composé de :

- **Trainée de déplacement** : Produit par le déplacement du fluide contaminant à partir du chemin du pneu.
- **Pulvérisation empiètement** : Produit par le jet jeté par les roues (principalement celles du train avant) sur le fuselage.

L'effet de ces dragues supplémentaires est de :

- Améliorer le taux de décélération : Effet positif, dans le cas d'un décollage interrompu.
- aggraver le taux d'accélération : Effet négatif pour le décollage.

Données du constructeur de l'aéronef :

Le constructeur de l'aéronef doit fournir les données applicables aux opérations sur des pistes contaminées par l'un des contaminants cités au-dessus.

Voici un exemple de données fournies par Airbus sur les contaminants de la piste et leurs épaisseurs maximales :

Contaminant	Piste mouillée	Piste contaminée
Eau (liquide)	< 3 mm (0.12 in)	3 to 12.7 mm (0.5 in)
Slush (liquide)	< 2 mm (0.08 in)	2 to 12.7 mm (0.5 in)
Neige mouillée (liquide)	< 4 mm (0.16 in)	4 to 25.4 mm (1 in)
Neige poudreuse (liquide)	< 15 mm (0.59 in)	15 to 50.8 mm (2 in)
Neige compacte (solide)	/	Toutes épaisseurs
Glace (solide)	/	Toutes épaisseurs

Tab.III. 3: conditions sur les contaminants dans la piste.

Il faut noter que le décollage est déconseillé, quand les conditions sont pires que celles citées dans ce tableau. [1]

III.3.4.2. Paramètres choisis :

a. La vitesse de décision (V_1) :

L'augmentation de la V_1 influe sur les distances de la manière suivantes :

- Si on augmente V_1 , ASDA augmente ;

CHAPITRE III : Rappel Sur Les Performances.

- La TORA diminue puis reste constante ;
- La TODA diminue puis reste constante. [1]

b. Le braquage des volets :

Pour une masse donnée, si on augmente le braquage des volets la portance augmente donc la distance de décollage diminue mais la traînée aussi augmente (diminution de la finesse) d'où diminution des pentes de montée.

Dans le cas d'une limitation piste, une augmentation de braquage nous permet d'augmenter la masse au décollage. Tandis que dans le cas d'une limitation obstacles, une augmentation de braquage ne fera que pénaliser la masse de décollage. [1]

c. La vitesse de sécurité au décollage (V_2) :

Pour une masse de décollage donnée, une augmentation de V_2 induit à une augmentation de la distance de décollage et une augmentation de la pente de montée.

A paramètres opérationnels et à infrastructure fixés, une augmentation de V_2 a pour effet une réduction de la masse en limitation piste, freins ou pneus, mais une augmentation de la masse en limitation 2^{ème} segment ou obstacle. [1]

d. Le conditionnement d'air :

Pour le conditionnement d'air on a recours au prélèvement d'air. Ce dernier doit se faire au niveau du moteur. Ce qui implique une diminution de la poussée utilisable, donc une augmentation de la distance de décollage. [1]

III.4. LIMITATION ATTERISSAGE :

III.4.1 INTRODUCTION :

Pour autoriser un vol, l'opérateur doit vérifier les exigences d'atterrissage basées sur la certification de l'avion (JAR 25 / FAR 25) et sur les contraintes opérationnelles définies dans JAR-OPS et FAR 121. Dans le cas normal, ces limitations ne sont pas très contraignantes et dans la plupart du temps autoriser le vol à la masse maximale de structure à l'atterrissage. Cela conduit à une minimisation de l'importance du contrôle d'atterrissage au cours de l'expédition.

Cependant, les performances d'atterrissage peuvent être considérablement pénalisées en cas d'éléments inopérants, les conditions extérieures défavorables, ou des pistes contaminées. La préparation du vol est donc plus haute importance, pour assurer un vol en toute sécurité. [1]

III.4.2 PISTE D'ATERRISSAGE :

III.4.2.1. Distance d'atterrissage (LD) :

C'est la distance horizontale à partir d'un point situé à 50 ft au-dessus de la surface d'atterrissage à un arrêt complet. S'il ne contient pas les marges. Le texte suivant est supposé :

- L'avion arrive à 50 ft au-dessus de la piste à partir d'une pente de descente de 3 °,
- à la puissance de ralenti,
- à V_{REF} (pas moins de 1,3 V_S), et
- continue d'un toucher des roues à une vitesse de pas plus de 6 ft / s (360 ft / min).

La distance d'atterrissage est déterminée pendant les essais de certification sans l'utilisation d'inverseurs de poussée. [1]

III.4.2.2. distance d'atterrissage requise (LDR) :

La distance d'atterrissage requise est la distance parcourue par l'application d'un facteur à la distance d'atterrissage, cette distance est utilisée à des fins de régulation d'un vol. [1]

Longueur requit de piste (sèche) = distance actuel d'atterrissage (sèche) X 1.67

Longueur requit de piste (mouillée) = distance actuel d'atterrissage (mouillée) X 1.92

III.4.2.3. distance d'atterrissage utilisable (LDA) :

Dans le cas général la distance d'atterrissage utilisable (LDA) est égale à la distance de la piste (TORA) tout en négligeant la présence d'un **stopway** pour les calculs d'atterrissage.

Avant le décollage, l'exploitant doit vérifier que la distance d'atterrissage utilisable (LDA) à destination est au moins égale à la distance d'atterrissage requise pour les conditions et la masse à l'atterrissage prévues.

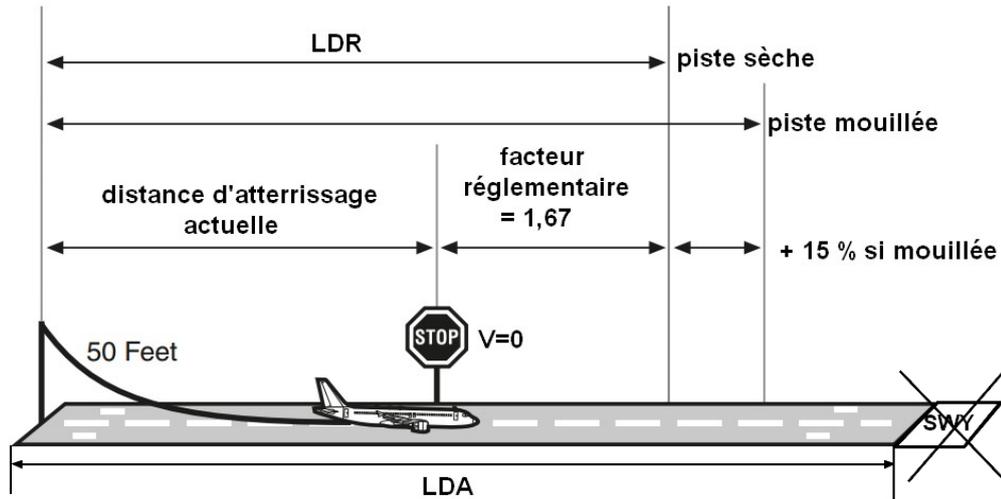


Fig.III. 21: distance d'atterrissage actuelle, requise et utilisable.

Quand il n'y a pas d'obstacle à l'intérieur de la surface d'approche, telle que définie dans la figure suivante, il est possible d'utiliser toute la longueur de la piste pour atterrir.

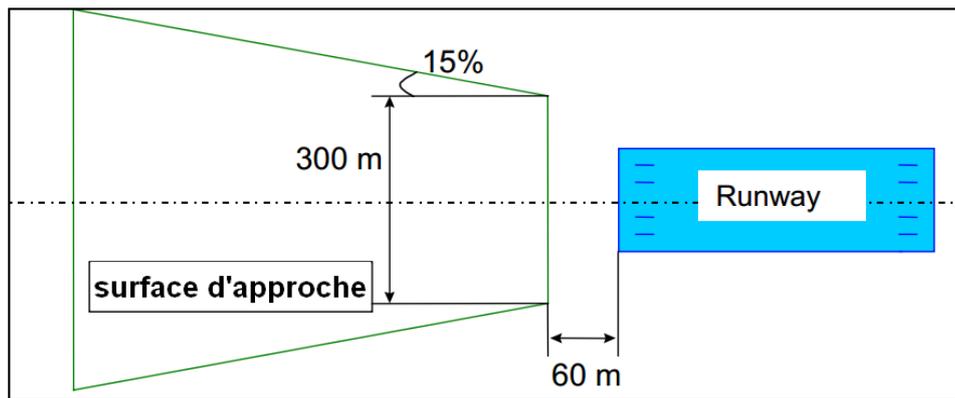


Fig. III. 22: surface d'approche.

Cependant, s'il existe un obstacle dans la surface d'approche, un seuil décalé est défini considérant un plan de 2% tangent à l'obstacle le plus pénalisant, plus une marge de 60 m. [1]

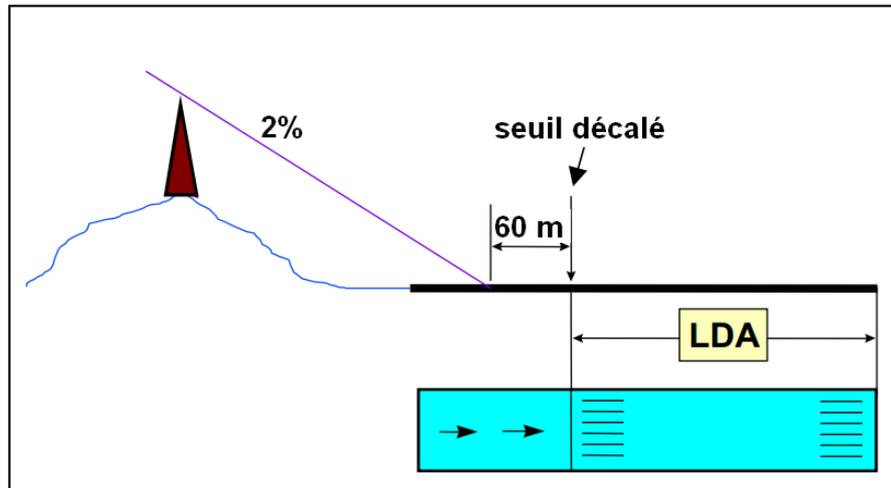


Fig. III. 23: seuil d’atterrissage décalé.

III.4.3 PERFORMANCE D’ATTERRISSAGE :

III.4.3.1. Vitesse d’atterrissage opérationnelle :

a. Basse vitesse sélectionnée V_{LS} :

En règle générale, lors des phases de vol, les pilotes ne devraient pas sélectionner une vitesse inférieure à V_{LS} (la plus basse de vitesse sélectionnable), définie comme $1,23 V_{S1g}$ de la configuration réelle. [14]

$$V_{LS} = 1.23 V_{s1g} \dots\dots (19)$$

b. Vitesse d’approche finale V_{APP} :

V_{APP} est la vitesse de l'avion lors de l'atterrissage, à 50 ft au-dessus de la surface de la piste. Les volets / becs sont en configuration d'atterrissage, ainsi que les trains d'atterrissage sont étendus.

$$V_{APP} \geq V_{LS} \dots\dots (20)$$

c. Vitesse de référence V_{ref} :

En cas de panne en vol, urgence ou de configuration anormale, des calculs de performances sont basées sur une configuration de référence et sur une vitesse de référence. V_{REF} correspond à une vitesse d'approche d'atterrissage stable au point 50 ft pour une configuration d'atterrissage définie. [14]

III.4.3.2. Performance de remise des gaz :

Une pente minimale de montée doit être respectée, dans le cas d'une remise des gaz. Les gradients de montée minimale de l'air dépendant du type d'aéronef.

a. Montée de l'approche (approche climb) :

Cela correspond à la capacité de montée d'un aéronef, en supposant qu'un moteur est inopérant. Le libellé « montée de l'approche » vient du fait que les performances de remise des gaz reposent sur la configuration d'approche, plutôt que la configuration d'atterrissage. [1]

Configuration de l'aéronef (*) :

- Un moteur en panne ;
- poussée TOGA ;
- train d'atterrissage rétracté ;
- becs et volets en configuration d'approche ; et
- $1,23 V_{S1G} \leq v \leq 1,41 V_{S1G}$ et vérifier que $V \geq V_{MCL}$.

Les gradients minimaux à démontrer :

		Approche montée
Pente montée minimale pour un moteur en panne	Bi-moteurs	2.1 %
	Quadri-moteurs	2.7 %

Tab.III. 4: pentes montée minimale d'approche.

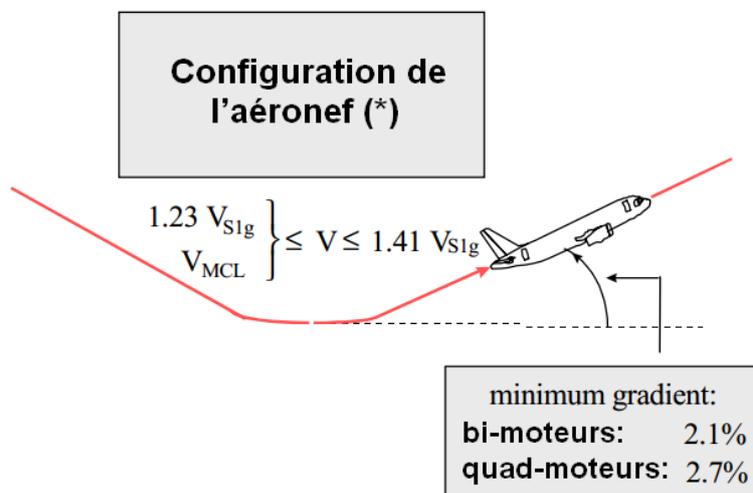


Fig.III. 24: pentes minimaux de montée dans l'air.

b. Montée d'atterrissage (Landing Climb) :

L'objectif de cette contrainte est d'assurer une capacité de montée de l'avion en cas d'approche interrompue avec tous les moteurs en fonctionnement. La " Montée d'atterrissage " vient du fait que les performances de remise des gaz reposent sur la configuration d'atterrissage. [1]

Configuration de l'aéronef (**):

- N moteurs en fonction ;
- Poussée disponible 8 secondes après le début du mouvement de commande de poussée du ralenti minimum de vol à la poussée TOGA ;
- Trains d'atterrissage sorti ;
- Becs et volets en configuration d'atterrissage ;
- $1,13 V_{S1G} \leq v \leq 1,23 V_{S1G}$ et vérifier que $V \geq V_{MCL}$.

Le gradient minimum à démontrer est de 3,2% pour tous les types d'aéronefs.

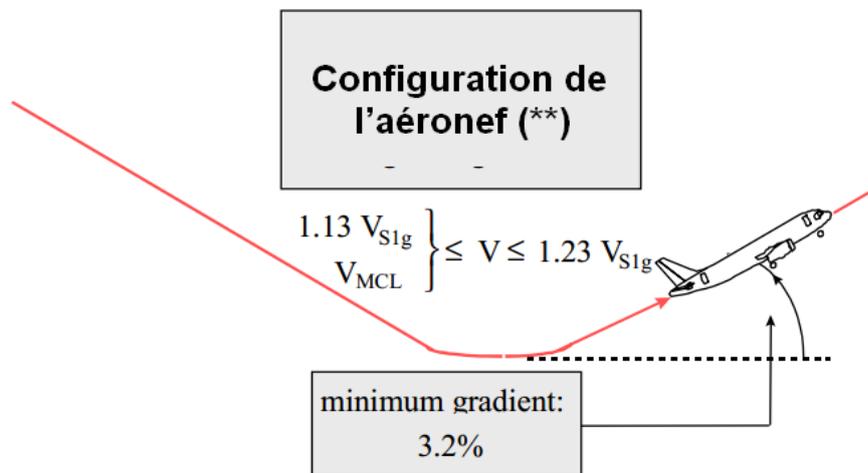


Fig. III. 25: pente minimale de montée dans l'air pour Montée d'atterrissage.

III.4.3.3. L'influence de paramètres extérieurs :

a. Altitude pression

Vitesse d'approche est égale à $1,23 V_{S1G}$. Mais, le TAS correspondant augmente avec l'altitude pression. [1]

$$PA \uparrow \rightarrow \rho \downarrow \rightarrow TAS \uparrow$$

Par conséquent, la distance d'atterrissage permettra également d'augmenter.

Poussée TOGA, utilisé pour la remise de gaz, diminue lorsque l'altitude de pression augmente.

$$PA \uparrow \rightarrow \text{poussée} \downarrow$$

Par conséquent, dans le cas d'une remise des gaz, une diminution de la poussée du moteur implique une diminution des pentes de montée de l'air, ce qui signifie que :

$$PA \uparrow \begin{cases} \text{distance d'atterrissage} \uparrow \\ \text{pente montée d'air} \downarrow \end{cases}$$

b. Température :

La poussée du moteur diminue lorsque la température passe de la température de référence. Par conséquent, dans le cas d'une remise de gaz, les pentes de montée d'air diminuent. [1]

$$\text{Temp} \uparrow \rightarrow \text{pentes de montée d'air de remise de gaz} \downarrow$$

c. La pente :

Du point de vue de la performance, une pente ascendante améliore la capacité de freinage de l'avion, et, par conséquent, diminue la distance d'atterrissage. [1]

$$\text{Pente positive} \rightarrow \text{distance d'atterrissage} \downarrow$$

$$\text{Pente négative} \rightarrow \text{distance d'atterrissage} \uparrow$$

d. Condition de piste :

La définition des conditions de piste est la même que pour le décollage. Lorsque la piste est contaminée, les performances d'atterrissage sont affectées par le coefficient de frottement de la piste, et la précipitation traînée due aux contaminants. [1]

$$\text{Coefficient de frottement} \uparrow \rightarrow \text{distance d'atterrissage} \downarrow$$

$$\text{Coefficient de frottement} \downarrow \rightarrow \text{distance d'atterrissage} \uparrow$$

e. Configuration de l'aéronef :

Le prélèvement d'air : Le prélèvement d'air pour le dégivrage ou l'air conditionné, implique une diminution de la poussée du moteur, et, en conséquence, les gradients de montée de remise des gaz diminueront. [1]

$$\text{Prélèvement d'air ON} \rightarrow \text{gradients de montée d'air} \downarrow$$

Configuration Becs/volets :

Lorsque la déviation des volets/becs augmente, la distance d'atterrissage diminue. [1]

$$\text{Déflexion de Volets/Becs} \uparrow \begin{cases} \text{distance d'atterrissage} \downarrow \\ \text{pente de montée d'air} \downarrow \end{cases}$$

CHAPITRE VI :

CONCEPTION DE

L'APPLICATION

VI.1 INTRODUCTION :

Dans ce chapitre nous allons présenter notre application de calcul de performance pour l'avion DASH8 Q400 élaborée tout en expliquant sa conception, et définir les outils utilisés pour parvenir à nos fins. Mais avant d'arriver à l'application nous devons connaître les procédures à suivre pour pouvoir calculer les performances au décollage.

VI.2 CALCULS DE PERFORMANCES DANS L'AOM :

Avant de commencer de construire notre application il a fallu définir les procédures qu'elle va effectuer pour la détermination des performances. Pour cela, en prenant l'AOM comme référence, nous avons essayé de définir l'enchaînement des tâches qui devraient être appliquées manuellement sous forme de logigrammes.

Les exigences JAR/OPS1 concernant les limitations de performance, peuvent être résumées comme suit :

a. Décollage :

La masse au décollage ne doit pas dépasser la masse limitative pour atteindre les exigences minimales de montée (pente brute de montée supérieure ou égale à 2.4 % dans le deuxième segment de montée).

Les distances TOR, TOD et ASD ne doivent pas dépasser respectivement les TORA, TODA et ASDA.

La trajectoire d'envol nette calculée pour la masse donnée doit franchir tous les obstacles au départ dans le secteur d'au moins 35 ft verticalement et/ou d'un franchissement horizontal de $75m + 0.125 \times$ la distance depuis l'extrémité de la TODA.

b. En-Route :

La masse de l'aéronef ne doit pas dépasser la masse qui assure le franchissement vertical adéquat (ex : MEA) même durant une procédure de descente « Driftdown » après une panne moteur en route.

c. Approche et Approche interrompue :

La masse de l'aéronef ne doit pas dépasser la masse requise pour satisfaire aux limitations de montée applicable à l'approche interrompue/atterrissage.

d. Atterrissage :

La masse à l'atterrissage de l'aéronef doit permettre d'atterrir sur 70% de la LDA pour une piste sèche et 64% de la LDA pour une piste mouillée.

Pour calculer les masses autorisées, citées ci-dessus, nous devons prendre en considérations les paramètres suivants :

- Les conditions de la piste pour le décollage et l'atterrissage (piste mouillée ou contaminée),
- L'altitude pression pour le décollage,
- La longueur perdue durant l'alignement au décollage,
- L'effet de l'Antigivrage « ON » et la dégradation des performances dans les conditions de givrage,
- L'effet des fluides de dégivrage/antigivrage -si appliqué-,
- Les limitations des freins pour ASD et pour l'atterrissage.

Remarque : notre application couvre seulement les exigences JAR-OPS de décollage et l'atterrissage. [4]

VI.3 Les données de performance de décollage :

Les données de performance sont représentées dans l'AOM sous forme de tableaux, contrairement à L'AFM où les données sont sous forme de graphes. Donc on ne retrouve pas tous les détails de l'AFM contenus dans l'AOM.

Pour des raisons de simplification, on suppose que $V_1 = V_R$. [4]

VI.3.1 Limites Masse, Altitude et Température :

Pour une combinaison Altitude pression/Température extérieure (OAT), les masses dans les tableaux assurent au minimum une pente brute de 2.4%.

Dans le logigramme suivante, nous avons besoin de trois paramètres afin d'obtenir la masse maximale pour cette limitation (MAT). Ces trois paramètres sont les Flaps, l'altitude pression « AP » et la température « OAT ». [4]

Selon la configuration des Flaps 5°, 10° ou 15° nous utilisons respectivement les *tableaux 1, 2 ou 3* de l'OAM (*voir l'annexe*). Ces tableaux représentent les limites MAT en fonction de l'altitude pression et de la température. [4]

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

Si le système d'antigivrage est en marche « ON », on a une correction à faire à la masse obtenu du tableau, selon le cas nous avons :

(-1540 Kg) de la masse au-delà de 7500 ft au-dessus de niveau de la mer (ASL).

(-225 Kg) de la masse au-delà de 7500 ft au-dessus de niveau de la mer (ASL).

(-160 Kg) de la masse au-delà de 5500 ft au-dessus de niveau de la mer (ASL).

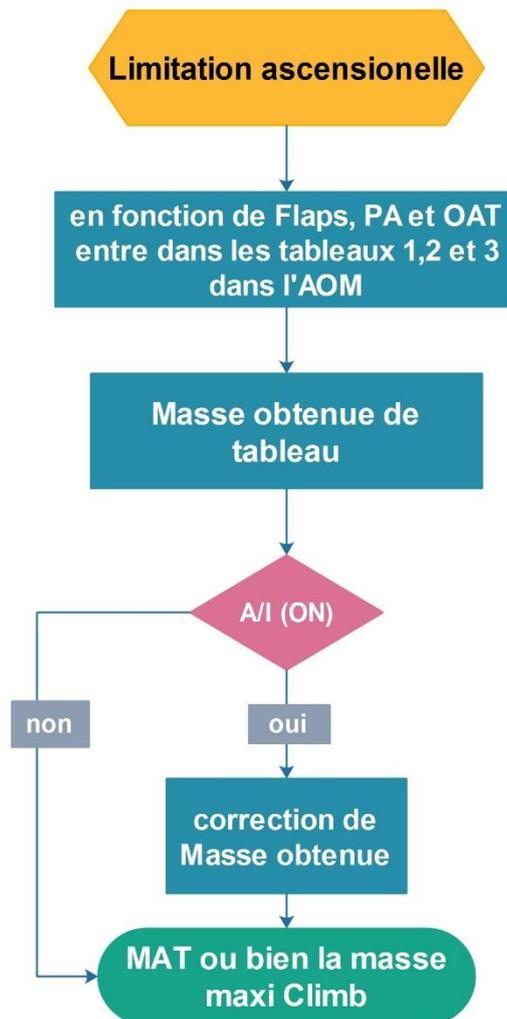


Fig.VI. 1 : Logigramme de la masse retenue par rapport à l'altitude et OAT.

VI.3. 2 Limitations Piste :

Les tableaux de cette partie nous permettent de trouver la masse maximale au décollage pour TODA et ASDA données. En supposant que le rapport V_1/ V_R égal à 1, la masse au décollage peut être limitée par ASDA au lieu de TODA. Dans le cas de longs prolongements SWY ou CWY, le décollage peut être limité par TORA. [4]

Les limitations de masse pour ASDA et TODA sont calculées pour une piste sans pente et dans les conditions de vent nul. Donc ASDA et TODA doivent faire l'objet d'une correction par rapport au vent et la pente piste. Avant de déterminer la masse maximale pour l'ASDA corrigée et la TODA corrigée. [4]

Aucune correction n'est requise si le système antigivrage est « ON ».

Pour la limitation piste les paramètres suivants sont considérés : les Flaps, ASDA, TODA, pente piste, vent et l'Etat de piste (sèche, mouillée ou contaminée).

- Dans le cas d'une piste sèche :

Entrer la valeur ASDA dans le *tableau 1, 2 ou 3* (respectivement Flaps 5°, 10° ou 15°) pour avoir une nouvelle valeur ASDA corrigée. De même pour TODA dans le tableau 1A, 2A ou 3A.

Entrer la valeur ASDA corrigée dans le *tableau 4, 5 ou 6* (Flaps 5°, 10° ou 15°) pour avoir une masse limitative qui correspond à une altitude pression et à une température. Entrer aussi la valeur TODA corrigée dans le *tableau 4A, 5A ou 6A* (Flaps 5°, 10° ou 15°) pour avoir une masse limitative qui correspond à une altitude pression et à une température. [4]

On choisit la plus petite valeur entre les deux comme masse maxi piste.

- Dans le cas d'une piste mouillée :

La vitesse V_1 de décollage pour une piste mouillée doit être diminuée de :

- 8 kts – 0.1 kt par 1kt de vent de face ;
ou
- 8 kts + 0.3 kt par 1kt de vent arrière.

Mais V_1 ne doit jamais être inférieur à :

- 97 KIAS pour flaps 5°,
- 96 KIAS pour flaps 10° et 15°.

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

Une correction de TODA n'est pas requise pour la diminution de V_1 , et après avoir corrigé TODA pour le vent et la pente de piste (dans le *tableau 1A, 2A ou 3A*) on peut utiliser les tableaux 4A (5°), 5A (10°) ou 6A (15°) pour obtenir la masse maxi pour TODA. [4]

Une correction d'ASDA n'est pas requise si le résultat de la diminution de V_1 est supérieur ou égal à V_1 min qui correspond à la configuration de flaps appropriée.

Dans le cas contraire, c'est-à-dire V_1 mouillée inférieur à V_1 min alors :

- On utilise la vitesse $V_{1 \text{ min}}$.
- On enlève 2.4% d'ASDA pour chaque Nœud en dessous de $V_{1 \text{ min}}$.

On prend la valeur corrigée d'ASDA et on l'utilise dans l'un des *tableaux 4,5 ou 6* pour obtenir la masse maxi pour ASDA.

On choisit la plus petite valeur des deux comme masse maxi piste.

- Dans le cas d'une piste contaminée :

D'abord il faut calculer la profondeur équivalente en eau WED « Water Equivalent Depth » qui est obtenue d'un tableau en introduisant l'épaisseur du contaminé et sa sévérité spécifique. [4]

On utilise des tableaux selon les différents types de contaminants pour trouver la TODA corrigée pour le vent, la pente piste et la contamination. Avec cette TODA corrigée on entre dans les tableaux 4A, 5A ou 6A afin d'obtenir la masse maxi au décollage pour TODA. [4]

On utilise des tableaux selon les différents types de contaminants pour trouver l'ASDA corrigée pour le vent, la pente piste et la contamination. Avec laquelle on entre dans les tableaux 4, 5 ou 6 afin de trouver la masse maxi au décollage pour ASDA.

On choisit la plus petite valeur des deux comme masse maxi piste. [4]

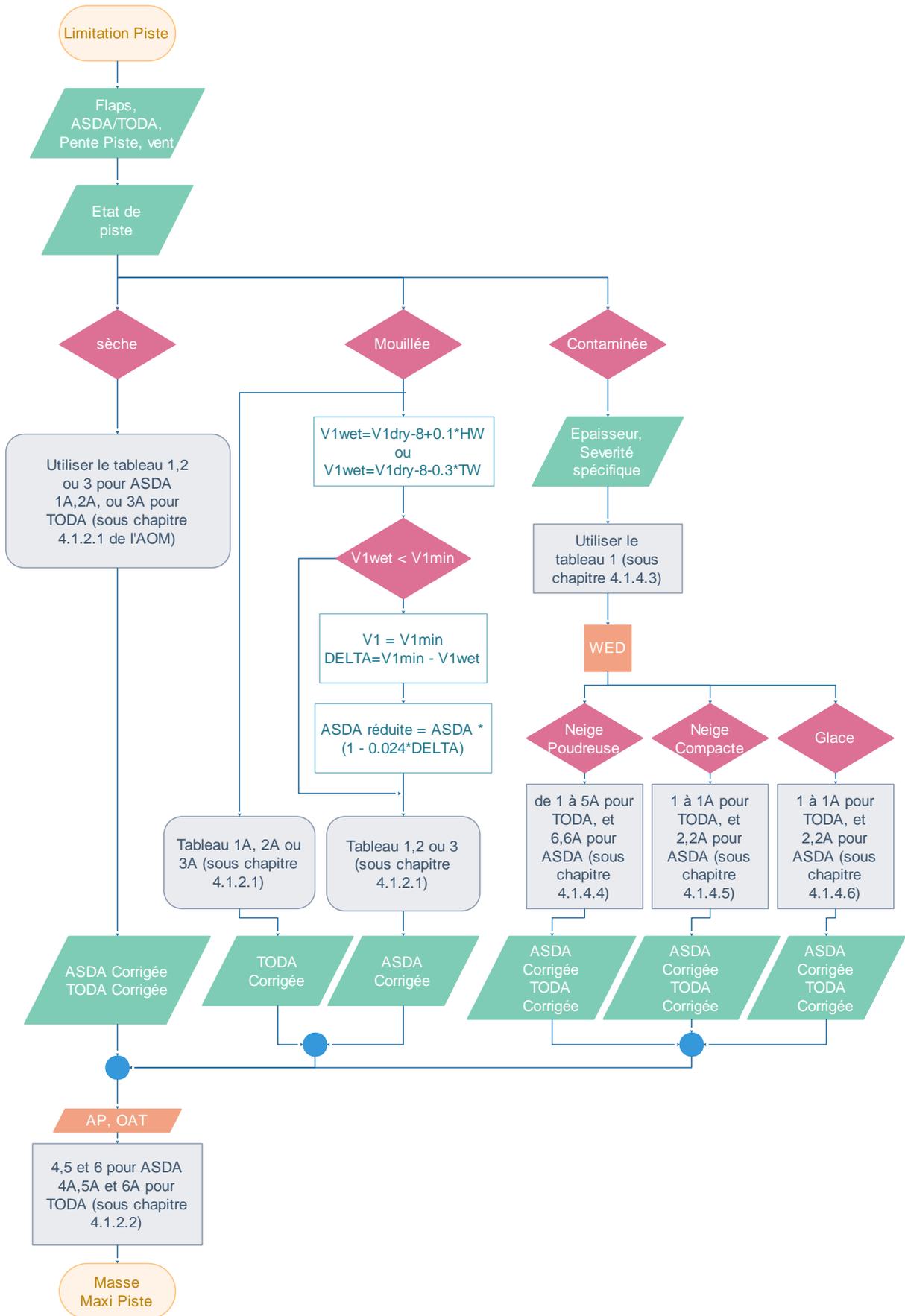


Fig.VI. 2 : Logigramme de la masse maxi piste au décollage.

VI.3.3 Limitation Obstacle :

Dans cette partie nous avons une présentation simplifiée sous forme de tableaux permettant de déterminer le Gradient de Reference Utilisable (ARG : Available Reference Gradient) à partir de notre masse de décollage choisi, une altitude pression et une température. Tandis que le Gradient de Reference Requis (RRG : Required Reference Gradient) est obtenu des tableaux dont les paramètres d'entrée sont la *distance* de l'obstacle et sa *hauteur*. Selon les données de l'AOM la hauteur réelle de l'obstacle doit être entrée sans ajouter les 35 ft contrairement à l'AFM. [4]

Avant de commencer, on doit définir la masse de décollage qui sera le minimum entre la masse maxi structure « MMSD », la masse maxi par rapport à l'altitude/OAT « MAT » et la masse maxi piste. [4]

Avec cette masse on peut trouver le gradient de référence utilisable « ARG » qui est représenté dans les tableaux pour des altitudes pression allant jusqu'à 5000 ft et pour différentes températures OAT. [4]

Une correction est requise si le système antigivrage est « ON » qui est de 0.3% pour les flaps 5° et de 0.4% pour les flaps 10° ou 15°. [4]

D'autre part, pour avoir le gradient de référence requis « RRG », on introduit dans des tableaux une sélection de distances et d hauteurs d'obstacles. Mais d'abord si la pente piste est différente de zéro, alors, la hauteur doit être corrigée. De même, si le système antigivrage est « ON », la hauteur de l'obstacle doit être supposée 300 ft plus haute. [4]

On compare la RRG et ARG obtenus depuis les tableaux. Si ARG est inférieur à RRG on réduit la masse au décollage et recalcule un nouveau ARG jusqu'à obtention de la condition $ARG > RRG$; à la fin on retient le Gradient et la masse obtenue comme masse maxi au décollage.

Si ARG est supérieur à RRG de la première tentative, l'avion n'est pas limité en obstacle. Et la masse choisie au décollage est retenue comme une masse de décollage. [4]

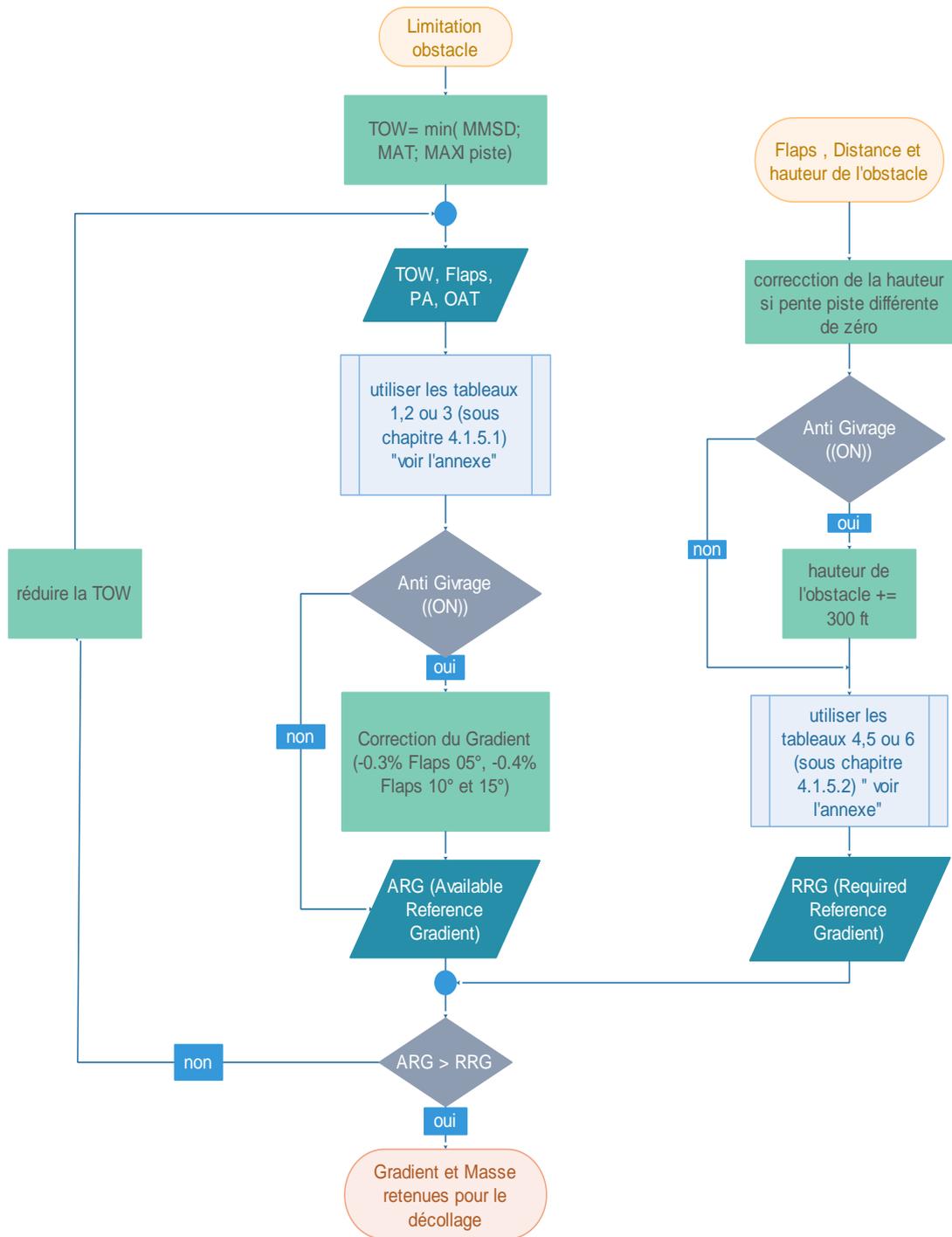


Fig.VI. 3 : Logigramme de la masse retenu pour la limitation obstacle.

Remarque : Gradient = Pente.

VI.3. 4 Atterrissage/Dispatch :

La JAR OPS 1 fait la différence entre « Dispatch » et « In-flight ». Pour le dispatch, la réglementation dit que la distance d'atterrissage vrai (distance depuis le passage des 50ft au-dessus du seuil de piste jusqu'à l'arrêt total de l'avion) ne doit pas dépasser 70% de la LDA. Ce qui veut dire que la distance d'atterrissage vrai doit être multiplié par 1.43 pour avoir la longueur de piste exigée (requis); et si la piste est mouillée on utilise en plus un autre facteur (x 1.15).

Afin de calculer la masse maximale à l'atterrissage pour une LDA donnée, la réglementation ne prend en considération que :

- l'altitude de l'aérodrome,
- le vent, et
- la pente piste **si plus grande que $\pm 2\%$** . (Le Dash 8-Q400 est limité à une pente maximale de 2% donc la pente piste peut être négligée).

En prenant la LDA publiée dans l'AIP, on la corrige pour le vent et la pente piste dans les tableaux (1, 1a et 1b) de l'AOM (la réglementation de 70% est considérée). Avec cette distance corrigée, on utilise les tableaux (2, 2a et 2b) pour obtenir la masse maximale autorisée à l'atterrissage. Dans le cas d'une piste mouillée on corrige la LDA (sèche) avec **le facteur de piste mouillée (0.87)**.

Si la masse maximale autorisée pour LDA obtenue des tableaux est inférieur à la masse au décollage moins le délestage, on doit soustraire 1 tonne de la masse au décollage jusqu'à satisfaction de la condition. Cette nouvelle masse retenue est réutilisée pour le calcul de la limitation décollage. [4]

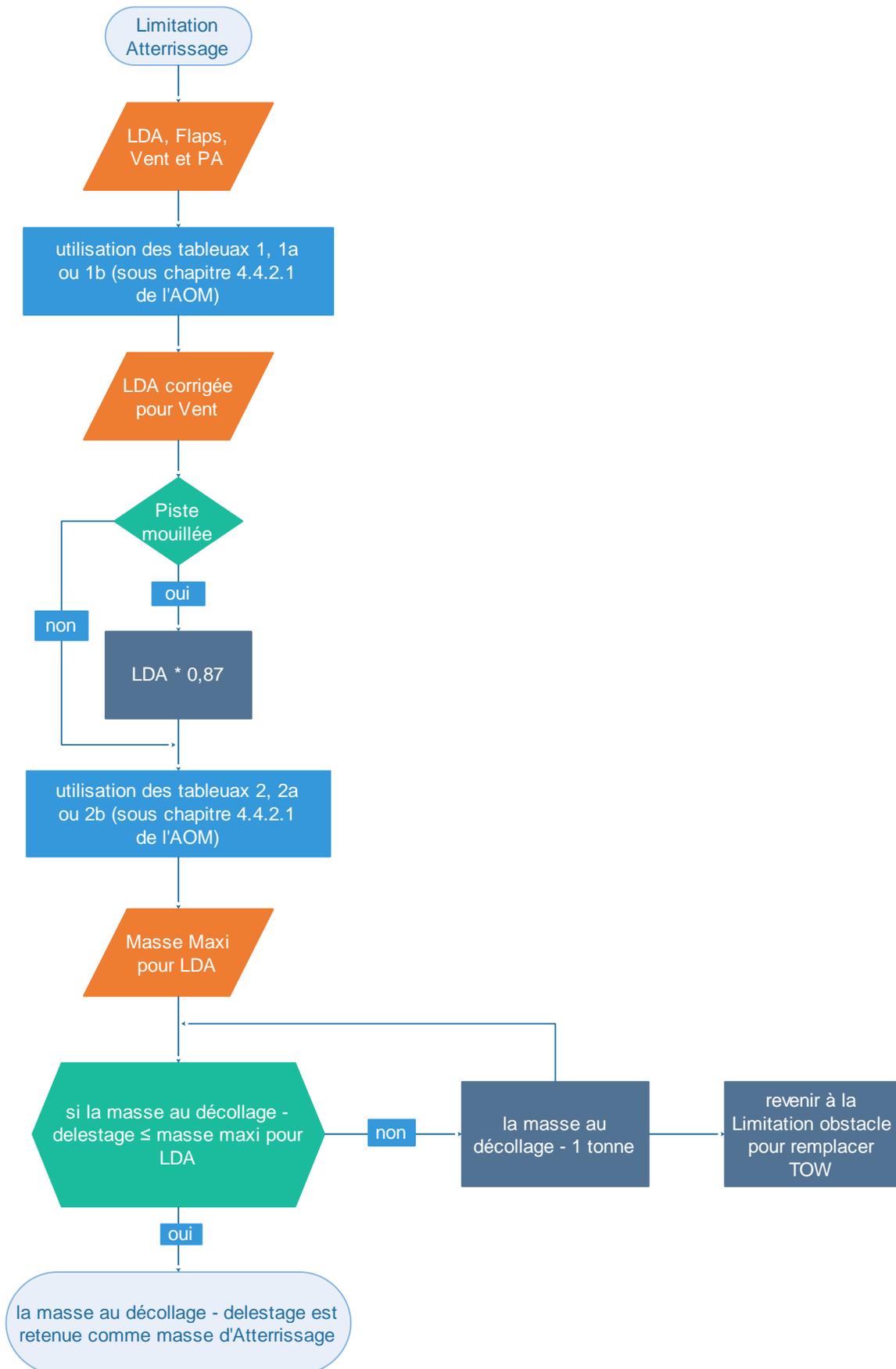


Fig.VI. 4 : Logigramme limitation atterrissage/dispatch.

VI.3.5 Les vitesses associées :

Les vitesses importantes au décollage et à l'atterrissage seront calculées. Puisqu'on a fait l'hypothèse que $V_1 = V_R$, donc pour le décollage nous n'avons qu'à calculer V_R et V_2 qui dépendent tous deux de la densité de l'air. C'est pourquoi ils sont donnés en fonction de la température et de l'altitude pression.

Ainsi pour l'atterrissage on calcule la vitesse de référence V_{REF} par rapport à la masse retenue à l'atterrissage en fonction de la configuration des flaps. [4]

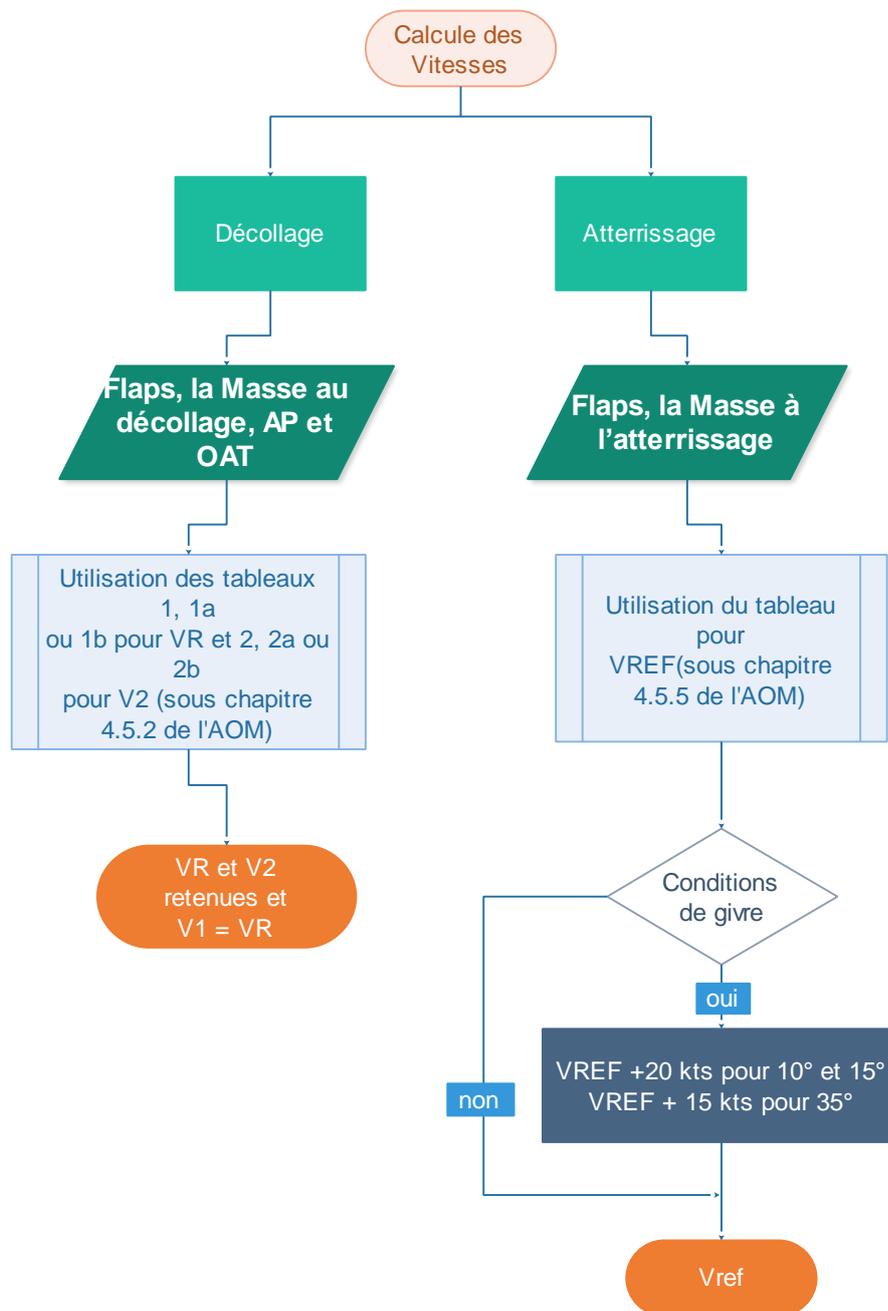


Fig.VI. 5 : Logigramme des vitesses.

Remarque : Aucune correction à V1, VR et V2 sera requise lorsque le système antigivrage est "ON" à l'exception : au-delà de 400 ft au-dessus de sol (AGL) ajouter 20 kt pour Flaps 5 °, 10 ° et 15 °.

VI.4 CHOIX DES OUTILS DE CONCEPTION :

En ce qui concerne notre application, elle sera dotée d'une interface graphique assez simple afin de faciliter son utilisation d'où la nécessité d'utiliser un système de développement visuel ou d'un environnement de développement d'interfaces qui sera le VISUAL BASIC (V.2010) ; d'autre part, il nous faut un système de gestion de base de données afin de conserver et de gérer les données nécessaires au calcul des performances et qui sera MICROSOFT ACCES.

IV.4.1 Microsoft Access :

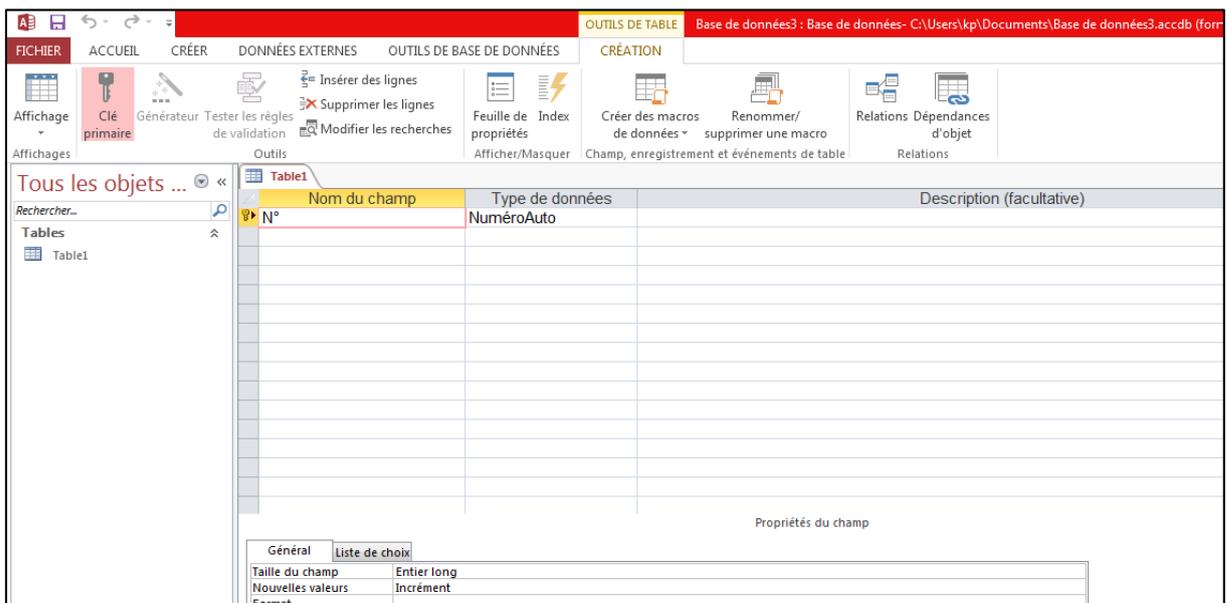


Fig.VI. 6 : Exemple d'une base de données sur Access.

Microsoft Access est un Système de Gestion de Base de Données (SGBD) édité par Microsoft. Il fait partie de la suite bureautique MS Office Pro, qui permet de stocker et de gérer de vastes ensembles d'informations. Il est composé d'un éditeur graphique, une interface pour manipuler les bases de données et le langage de programmation Visual Basic for Applications.

C'est un logiciel utilisant des fichiers au format Access (extension .mdb ou .accdb). Comme beaucoup de SGBDR, ses données peuvent être utilisées dans des programmes écrits dans divers langages tels que VBA, Delphi de Borland, Visual Basic, C++ sous Visual Studio.

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

Une base de données stocke et gère un ensemble d'informations relatives à un but ou à un sujet particulier. Vous pouvez ajouter, mettre à jour, revoir et organiser avec efficacité ces informations. Il est facile de retrouver instantanément des données recherchées dans une base de données. Vous pouvez localiser tous les enregistrements, par exemple. Il est également possible de mener des recherches plus poussées, telles qu'identifier l'ensemble des aéroports située dans un pays et ayant une altitude supérieur à 4000 ft.

IV.4.2 VISUAL BASIC 2010 :

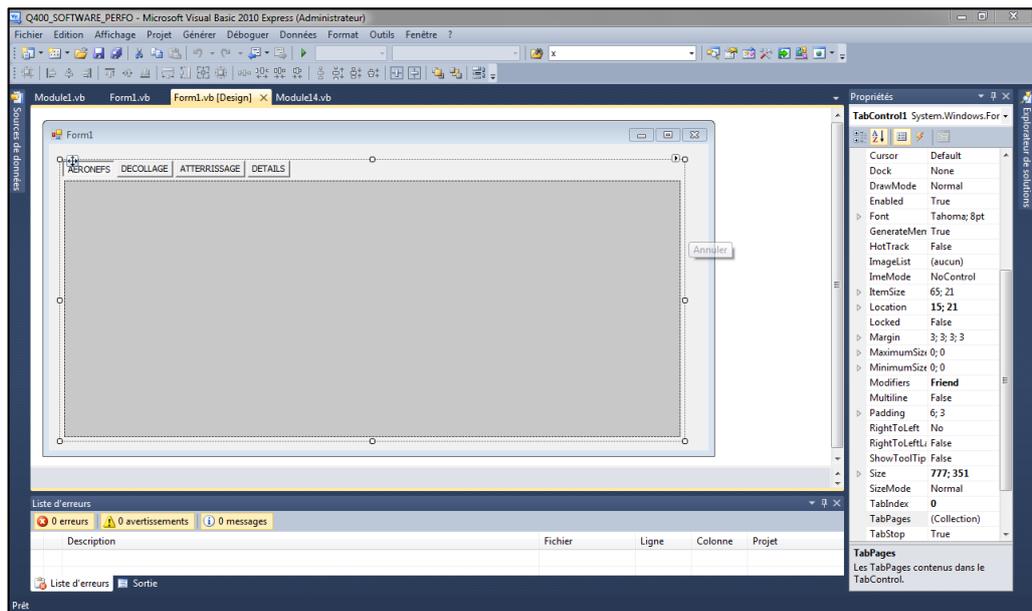


Fig.VI. 7 : L'interface de Visual Basic 2010.

Visual Basic a été conçu pour être facile à apprendre et à utiliser. Le langage permet de créer des applications graphiques de façon simple, mais également de créer des applications véritablement complexes. Programmer en VB est un mélange de plusieurs tâches, comme disposer visuellement les composants et contrôles sur les formulaires, définir les propriétés et les actions associées à ces composants, et enfin ajouter du code pour ajouter des fonctionnalités. Comme les attributs et les actions reçoivent des valeurs par défaut, il est possible de créer un programme simple sans que le programmeur ait à écrire de nombreuses lignes de code.

Les huit principes de conception du VISUAL BASIC étaient :

- Être facile d'utilisation pour les débutants (*Beginner*) ;
- Être un langage généraliste (*All-purpose*) ;
- Autoriser l'ajout de fonctionnalités pour les experts (tout en gardant le langage simple pour les débutants) ;

- Être interactif ;
- Fournir des messages d'erreur clairs et conviviaux ;
- Avoir un délai de réaction faible pour les petits programmes ;
- Ne pas nécessiter la compréhension du matériel de l'ordinateur ;
- Isoler l'utilisateur du système d'exploitation.

VI.5 PRESENTATION DE L'APPLICATION :

IV.5.1 Les bases de données :

La base de données est représentée dans un fichier Access (.accdb), ce fichier contient des tableaux construits à partir de données de l'AIP (aérodromes, obstacles, TODA, ASDA, etc...). Ces données seront exploitées par notre application d'une façon directe en créant une connexion entre l'application et la base de données. Cette connexion sera indispensable pour que l'application fonctionne correctement.

Les données de cette base seront rédigées sous forme des tableaux, chacun de ces tableaux sera nommé selon les informations qu'il contient.

- Table « AD_NAMES » : contient toutes les codes OACI des aéroports exploités par TASSILI AIRLINES. Ainsi, l'élévation de chacun de ces aéroports. (voir le tableau des données aérodrome dans l'annexe ; page 16).

- Table « RWY » : contient les codes OACI des aéroports exploités par la compagnie TASSILI AIRLINES, ainsi la numérotation, orientation, ASDA, TODA, LDA et la pente de chaque piste. (voir le tableau des données pistes dans l'annexe ; page 17).

- Table « OBSTACLE » : contient toutes les obstacles qui peuvent être limitative pour le décollage. Ils sont résumés en 84 obstacles en totalité sur le territoire national. Le nombre de ces obstacles se varient d'une piste à l'autre et qui peut aller de 1 jusqu'aux 12 obstacles, comme le cas de l'aéroport de JIJEL. (voir tableau des données obstacle dans l'annexe ; page 20)

- Table « AERONEF » : contient l'immatriculation de l'aéronef choisis, ainsi les informations concernant l'aéronef et ces masses certifiées.

IV.5.2 Les Données de l'AOM :

On fait transformer les données des tableaux de l'AOM à des équations qui seront intégrées dans la partie d'interpolation de notre application, et pour cela on utilisera la méthode de CUBIQUE SPLINES.

IV.5.3 La méthode de CUBIQUE SPLINES :

Dans le domaine mathématique de l'numérique, cette méthode est une fonction définie par morceaux et par des polynômes. Dans les problèmes d'interpolation, la méthode des splines est souvent préférée à l'interpolation polynomiale, car on obtient des résultats similaires en se servant de polynômes ayant des degrés inférieurs, tout en évitant le phénomène de Runge (Avec certaines fonctions, l'augmentation du nombre n de points d'interpolation ne constitue pas nécessairement une bonne stratégie d'approximation). [7]

Une courbe spline est une fonction polynomiale par morceaux définie sur un intervalle $[a,b]$ divisé en sous intervalles $[t_{i-1},t_i]$ tels que :

$$a = t_0 < t_1 < t_2 < \dots < t_{k-1} < t_k = b \dots (1)$$

on la note donc $S : [a,b] \Rightarrow \mathbb{R}$

Sur chaque intervalle $[t_{i-1},t_i]$ on définit un polynôme :

$$P_i = [t_{i-1},t_i] \Rightarrow \mathbb{R} \dots (2)$$

Cela nous donne, pour une spline à k intervalles :

$$S(t) = P_1(t), t_0 \leq t \leq t_1,$$

$$S(t) = P_2(t), t_1 \leq t \leq t_2, \dots$$

$$S(t) = P_k(t), t_{k-1} \leq t \leq t_k. \dots (3)$$

Le cas le plus courant des splines est la spline cubique. Elle est uniforme et définie par des polynômes de degré 3. Un polynôme de degré 3 s'écrivant : $P(t) = a + bt + ct^2 + dt^3$

Il nécessite 4 contraintes (a, b, c, d) pour être défini. [7]

Ces 4 contraintes par intervalle vont nous permettre d'interpoler des courbes splines passant par un ensemble de points donnés (d'après les tableaux de l'AOM), dans différents cas : Soit un ensemble de points Q_i que nous souhaitons interpoler par une spline cubique. Nous définissons un paramètre t_i associé à chaque point Q_i qui seront les valeurs pour lesquelles

$S(t_i) = Q_i$. De là, nous avons de multiples manières d'interpoler. [7]

Interpolation linéaire par morceaux : pour $X_i \leq X \leq X_{j+1}$

$$S(X) = F(X_j) + \frac{X-X_j}{X_{j+1}-X_j} (F(X_{j+1}) - f(X_j)) \dots\dots (4)$$

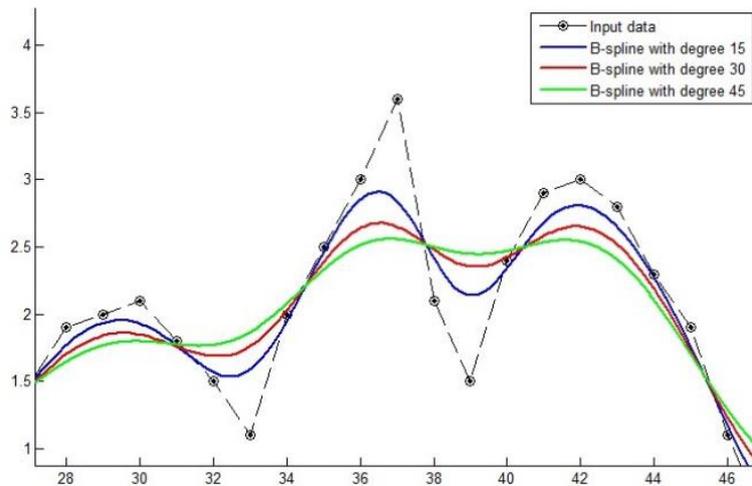


Fig.VI. 8 : Exemple graphique sur la méthode de cubique spline.

IV.5.4 L'extraction des équations à partir des tableaux de l'AOM :

On utilise une application appelée CU_SPLINES développée par SAMIR OUCHENE, l'un des étudiants de IAB, qui va nous permettre de déduire les équations (polynômes) de chaque ensemble X et Y introduits, ces équations sont des polynômes de 3ème degré et qui nous donne des interpolations impeccables.

Exemple : interpolation d'une masse maxi piste de tableau TODA entre 2100 m et 2125 m, d'une température entre 40 et 45 °C, et pour une l'élévation entre 0 ft et 1000 ft.

```
If ((Form1.TBCTODA.Text >= 2100 And Form1.TBCTODA.Text <= 2125) And (Form1.OAT.Text >= 40 And Form1.OAT.Text <= 45) And (Form1.TBELV.  
'0 sea level  
CTODA = Form1.TBCTODA.Text  
MMP1 = +0.00031715 * (CTODA - 2125.0) ^ 3 + 0.00004729 * (CTODA - 2100.0) ^ 3 - 1169.998 * (CTODA - 2125.0) + 1174.45 * (CTODA -  
MMP11 = -0.00009236 * (CTODA - 2125.0) ^ 3 - 0.00026364 * (CTODA - 2100.0) ^ 3 - 1139.702 * (CTODA - 2125.0) + 1145.685 * (CTODA  
OAT = Form1.OAT.Text  
OAT1 = 40  
OAT2 = 45  
interpolation(OAT1, OAT2, OAT, MMP1, MMP11, MMP111)  
' 1000 ft  
MMP1 = -0.00000367 * (CTODA - 2125.0) ^ 3 - 0.00001369 * (CTODA - 2100.0) ^ 3 - 1131.318 * (CTODA - 2125.0) + 1136.969 * (CTODA -  
MMP11 = +0.00000785 * (CTODA - 2125.0) ^ 3 + 0.00000796 * (CTODA - 2100.0) ^ 3 - 1093.805 * (CTODA - 2125.0) + 1098.955 * (CTODA  
OAT = Form1.OAT.Text  
OAT1 = 40  
OAT2 = 45  
interpolation(OAT1, OAT2, OAT, MMP1, MMP11, MMP222)  
ELV = Form1.TBELV.Text  
ELV1 = 0  
ELV2 = 1000  
interpolation(ELV1, ELV2, ELV, MMP111, MMP222, MMP)  
End If
```

Fig.VI. 9 : Equations d'interpolation utilisée dans le Code source de notre application.

IV.5.5 L'interface graphique :

L'interface graphique de notre application se résume à quelques petites fenêtres dont la langue utilisée est la langue internationale « Anglais » ; qui va nous permettre une certaine interaction entre l'utilisateur et le logiciel. Tout d'abord en l'exécutant on aperçoit un écran de démarrage celui représenté sur la figure (FIG.VI.10).

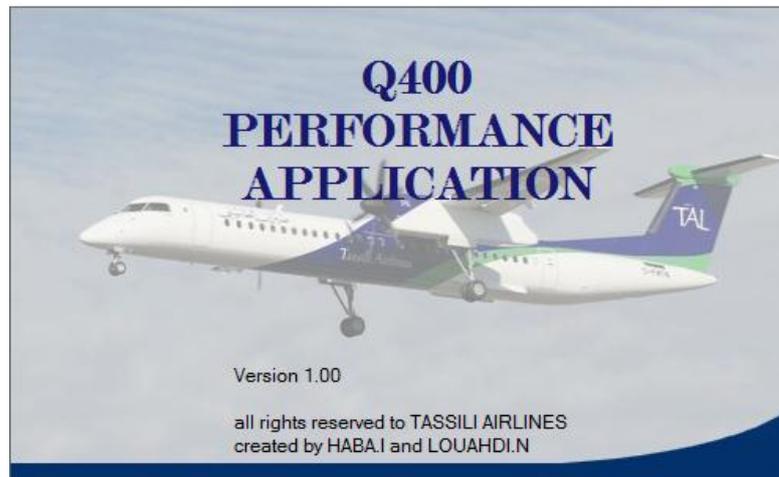


Fig.VI. 10 : Ecran d'accueil de l'application.

La fenêtre principale contient 4 onglets (AIRCRAFT, TAKEOFF, LANDING et DETAILS). Le premier onglet « AIRCRAFT » nous permet de choisir un aéronef parmi une petite base de données contenant les masses dont on a besoin afin de poursuivre nos calculs dans les deux autres onglets. (FIG.VI.11)

The screenshot shows the 'Q400 PERFORMANCE' application window with the 'AIRCRAFT' tab selected. The window title is 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE'. The header features the Tassili Airlines logo and name in Arabic and English. Below the header, there are four tabs: 'AIRCRAFT', 'TAKEOFF', 'LANDING', and 'DETAILS'. The 'AIRCRAFT' tab is active, displaying a dropdown menu for 'AIRCRAFT IMMATRICULATION'. Below this, there is a section titled 'AIRCRAFT DETAILS' with two columns of labels: 'TYPE:', 'IMMATRICULATION:', 'ENGINES:', 'CONFIGURATION:', 'PASSENGERS CAPACITY:', 'RANGE (km):' on the left, and 'DRY OPERATING WEIGHT (Kg):', 'MAX ZERO FUEL WEIGHT (Kg):', 'MAX TACK-OFF WEIGHT (Kg):', 'MAX LANDING WEIGHT (Kg):', 'EMPTY WEIGHT (Kg):', 'FUEL CAPACITY (Kg):' on the right. At the bottom right, there is a 'LOADING:' label with a progress bar.

Fig.VI. 11 : Fenêtre principale, onglet AIRCRAFT.

Le deuxième onglet « TAKEOFF » permettant de calculer la masse maximale au décollage (MTOW), en introduisant les données de la piste concernée, les conditions météorologique du jour (état de piste, température, direction et intensité de vent) et la configuration appropriée de l'aéronef (I/A, I/C, Flaps). (FIG.VI.12)

The screenshot shows the 'Q400 PERFORMANCE' application window with the 'TAKEOFF' tab selected. The window title is 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE'. The header features the Tassili Airlines logo and name in Arabic and English. Below the header, there are four tabs: 'AIRCRAFT', 'TAKEOFF', 'LANDING', and 'DETAILS'. The 'TAKEOFF' tab is active, displaying a form with three main sections: 'AIRPORT DETAILS', 'AIRCRAFT CONFIGURATIONS', and 'CONDITIONS'. 'AIRPORT DETAILS' includes fields for 'AIRPORT' (dropdown), 'NAME', 'RWY' (dropdown), 'ELEVATION (ft):', 'SLOPE (%)', 'ASDA (m):', 'HEADING (°):', and 'TODA (m):'. 'AIRCRAFT CONFIGURATIONS' includes 'FLAPS (°):', 'A/I:', and 'A/C:'. 'CONDITIONS' includes 'ORIENTATION (°):', 'SPEED (K):', 'OAT (°C):', and 'RWY CONDITION:'. Below these sections, there is a 'WEIGHT LIMITATION' section with 'CLIMB:', 'MMSD: 29257 Kg', 'FIELD LENGTH:', and 'TOW:'. A 'RESULTS' section includes 'V1:', 'VR:', 'V2:', and 'FLAPS:'. A 'CALCULATE' button is located at the bottom right. At the bottom right, there is a 'LOADING:' label with a progress bar.

Fig.VI. 12 : Fenêtre Principale, Onglet TAKEOFF.

Le choix de l'aérodrome de départ se fait en appuyant sur la boîte combinée « Combo Box » devant « Aéroport » ; une liste des aéroports apparaîtra. Cette liste nous aidera de choisir un des aéroports enregistrés dans la base de données, l'apparition de l'aéroport sera sous forme d'un code OACI.

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

Après avoir choisi l'aérodrome et la piste de décollage en service, on obtient toutes les informations de l'aéroport tel que la pente « SLOPE », « ELEVATION », la ville de l'aéroport, l'orientation « HEADING », ASDA et TODA.

Le troisième onglet « LANDING » utilisé pour calculer la masse maximale à l'atterrissage (MLW) en prenant en compte la distance d'atterrissage utilisable (LDA) à l'arrivée en fonction des conditions du jour. Après avoir introduit le délestage nécessaire pour l'arrivée à l'aéroport d'atterrissage et qui sera fournis par le service JETPLAN, on va vérifier si cette masse n'est pas limitative par rapport à la masse maximale au décollage calculée préalablement (la masse au décollage - le délestage) si c'est le cas, on garde la masse au décollage calculée, sinon la masse au décollage est diminuée jusqu'à l'obtention d'une masse au décollage qui remplit les conditions de limitation d'atterrissage. Comme il est montré dans le logigramme d'atterrissage.

The screenshot shows a software window titled "Q400 TAKEOFF PERFORMANCE" with a sub-header "Q400 PERFORMANCE". The window features the logo of Tassili Airlines (طيران التاسيلي) and navigation tabs for "AIRCRAFT", "TAKEOFF", "LANDING", and "DETAILS". The "LANDING" tab is active. The interface is divided into several sections: "AIRPORT DETAILS" with fields for AIRPORT, RWY, SLOPE (%), HEADING (°), NAME, ELEVATION (ft), LDA (m), and DELESTAGE (Kg); "AIRCRAFT CONFIGURATION" with fields for FLAPS (°), A/I, and A/C; "CONDITION" with fields for ORIENTATION (°), SPEED (K), OAT (C), and RWY CONDITION; "MAXIMUM LANDING WEIGHT" with fields for MLW (Kg), MTOW (Kg), and MSLW (Kg) (pre-filled with 28009 Kg); and "RESULTS" with fields for V1, VR, V2, V REF (K), and MTOW. There are "DATA SHEET" and "CALCULATE" buttons, and a "LOADING:" progress indicator at the bottom right.

Fig.VI. 13 : Fenêtre Principale, Onglet LANDING.

Le quatrième onglet est le dernier, c'est onglet « DETAILS » qui rassemble toutes les détails de nos calculs, il contient des détails sur les obstacles considérés et leur RRG, le RGA de la masse maximale au décollage, ASDA et TODA corrigées de l'aéroport de départ, LDA corrigée de l'aéroport d'arrivée, les composantes de vitesses (effectif, travers).

The screenshot shows a software application window titled "Q400 TAKEOFF PERFORMANCE". The interface includes a header with the TAL logo and "Q400 PERFORMANCE". Below the header, there are four tabs: "AIRCRAFT", "TAKEOFF", "LANDING", and "DETAILS". The "DETAILS" tab is selected, displaying several input fields for performance calculations. These include "OBSTACLE DETAILS" (RGA, RRG, OBSTACLE, HEIGHT (ft), DISTANCE (m)), "DEPARTURE AIRPORT DETAILS" (ASDA (m), TODA (m), CASDA (m), CTODA (m)), and "ARRIVAL AIRPORT DETAILS" (LAD (m), CLDA (m)). A "CLEAR DATA" button is located at the bottom right of the form area. A "LOADING:" progress bar is visible at the bottom of the window.

Le résultat final sera affiché sur un fichier texte en extension (.txt) en appuyant sur le bouton « DATA SHEET » dans l'onglet « LANDING », et qui contient principalement la masse maximale au décollage et les vitesses associées (V_1 , V_2 , V_R).

VI.6 VALIDATION DES RESULTATS :

Dans toutes les domaines professionnels, la création d'une application a pour besoin de faciliter les tâches aux personnes, et d'avoir un gain dans le temps et dans l'effort prévue pour accomplir des tâches bien déterminées ; et pour cela, les résultats de l'application doivent être confondus avec les calculs manuels, dans notre cas, ils doivent être confondus avec les données de l'AOM. Donc il a fallu une comparaison entre les deux.

On a un exemple de démonstration suivante :

Le départ à partir de l'aéroport « d'ALGER » et l'arrivé à l'aéroport de « HASSI MASSAOUD », on va étudier des exemples où la limitation sera la masse maximale structure, limitation piste, et limitation obstacle ; avec leurs vitesses associées. Dans tous les cas de notre application, l'avion considéré n'est pas limité en atterrissage car les TODA des aérodromes d'Algérie sont tous supérieurs à la valeur maximale de calculé dans l'AOM. Donc, l'application va prendre la masse maximale d'atterrissage.

VI.6.1. Cas de limitation obstacle pour une piste sèche :

Tout d'abord, on sélectionne l'aéroport de décollage d'Alger sous le code OACI « DAAG » dans l'onglet « TAKEOFF », puis on choisit la piste en service, ensuite on introduit les conditions de jour, enfin les configurations de notre appareil.

Voici les données de ce jour :

Condition de jour : vent de face (72°/8 kt), condition piste (sèche), température (33 °C).

Configuration de l'aéronef: Flaps (5°), A/I (OFF), A/C (OFF).

Par un simple clic sur le bouton « CALCULATE » le programme commence à fonctionner et après quelques seconds, il affiche les résultats dans les cases appropriées.

La figure (FIG.VI.14) montre le résultat trouvé :

The screenshot shows a web application window titled "Q400 TAKEOFF PERFORMANCE" with the Tassili Airlines logo. The interface is divided into several sections: "AIRPORT DETAILS" (DAAG, ALGER, RWY 09, ELEVATION 82, SLOPE 0.09, ASDA 3500, HEADING 092, TODA 3500), "AIRCRAFT CONFIGURATIONS" (FLAPS 5, A/I OFF, A/C OFF), and "CONDITIONS" (ORIENTATION 72, SPEED 8, OAT 33, RWY CONDITION DRY). The "WEIGHT LIMITATION" section shows CLIMB (33975.15), MMSD (29257 Kg), FIELD LENGTH (29257), and OBSTACLE (29157). The "RESULTS" section displays V1 (134), VR (134), V2 (135), and FLAPS (5). The maximum takeoff weight (MTOW) is highlighted as 29157, and the obstacle limitation is also 29157. A "CALCULATE" button is visible on the right.

Fig.VI. 14 : Cas de limitation Obstacle (piste sèche).

Les résultats sont :

- Masse Maxi de 2^{ème} segment (CLIMB) : **33975,15 Kg**
- Masse Maxi de piste est supérieur à celle de MMSD donc l'application affiche la masse : **29257 Kg**
- Masse maximale d'obstacle est : **29157 Kg**
- La masse maximale au décollage est la plus petite valeur entre ces quatre masses donc : **29157 Kg.**

Dans l'onglet « LANDING » : on choisit l'aérodrome de HASSI MASSAOUD comme aéroport d'atterrissage sous le code « DAUH », puis on introduit les conditions de jour et la configuration de l'aéronef comme indiqués ci-dessous :

Conditions de jour : vent de face (40/10 kt), condition piste (sèche), température (42 °C).

Configuration de l'aéronef: Flaps (15°), A/I (OFF), A/C (OFF).

Le délestage : 2000 kg

Le résultat est résumé comme suit :

Les masses :

- Masse maxi d'atterrissage (MLW) : 27157 Kg.

- Masse maxi de décollage (MTOW) : 29157 Kg.

Les vitesses associées :

a- Vitesses de décollage :

- $V_1=V_R= 134$ Kt
- $V_2=135$

b-Vitesses d'atterrissage :

- $V_{Ref}=124$

La figure suivante illustre le résultat trouvé :

The screenshot displays the 'Q400 PERFORMANCE' application window. The interface includes the Tassili Airlines logo and navigation tabs for AIRCRAFT, TAKEOFF, LANDING, and DETAILS. The current view is for aircraft '7T-VCM'. The 'AIRPORT DETAILS' section shows: AIRPORT (DAUH), RWY (36), SLOPE (%): (-0.03), HEADING (°): (004), NAME: H.MESSAOUL, ELEVATION (ft): (459), LDA (m): (3000), and DELESTAGE (Kg): (2000). The 'AIRCRAFT CONFIGURATION' section shows: FLAPS (°): (15), A/I: (OFF), and A/C: (OFF). The 'CONDITION' section shows: ORIENTATION (°): (40), SPEED (Kt): (10), OAT (°): (42), and RWY CONDITION: (DRY). The 'MAXIMUM LANDING WEIGHT' section shows: MLW (Kg): (27157), MTOW (Kg): (29157), and MSLW (Kg): (28009 Kg). The 'RESULTS' section shows: V1: 134, VR: 134, V2: 135, and V REF (Kt): 124. The MTOW is highlighted as 29157 with the label 'TAKE-OFF LIMITATION'. There are buttons for 'DATA SHEET' and 'CALCULATE'. A 'LOADING' bar is visible at the bottom.

Fig.VI. 15 : cas d'une limitation masse maximale de décollage.

VI.6.2. Cas de limitation obstacle pour une piste mouillée :

Dans le cas d'une piste « Mouillée » on trouve le même résultat sauf qu'une seule différence dans les valeurs des vitesses V_1 et V_R , car la condition $V_{wet} > V_{1min}$ est satisfaite.

Voir la figure (Fig.VI. 16).

Remarque :

On ne trouve pas une influence de l'état de piste sur la masse Maxi d'atterrissage c-à-d la correction de la distance d'atterrissage oblige automatiquement une modification de masse, mais comme on a dit précédemment, tous les aéroports d'Algérie ont des distances d'atterrissage très longues et lorsqu'on fait une correction (diminution) les distances restent toujours supérieurs à celles indiquées dans l'AOM.

La figure (FIG.VI.16) montre le résultat de cas « Mouillée » :

AIRPORT DETAILS:		AIRCRAFT CONFIGURATIONS:		CONDITIONS:					
AIRPORT	DAAG	NAME	ALGER	FLAPS (°)	5	ORIENTATION (°)	72		
RWY	09	ELEVATION (ft)	82	A/I	OFF	SPEED (kt)	8	HEAD	
SLOPE (%)	0.09	ASDA (m)	3500	A/C	OFF	OAT (°C)	33	RWY CONDITION	WET
HEADING (°)	092	TODA (m)	3500						

WEIGHT LIMITATION:		RESULTS:			
CLIMB	33975.15	V1	127	MTOW	29157
FIELD LENGTH	29257	VR	127	OBSTACLE LIMITATION	
MMSD	29257 Kg	V2	135		
TOW	29157	FLAPS	5		
OBSTACLE	29157				

Fig.VI. 17 : Cas d'une limitation Obstacle (piste mouillée).

VI.6.3. Cas de limitation MMSD pour une piste sèche :

On prend le vol DAAV- DAOO (JIJEL- ORAN) comme un deuxième exemple.

Les conditions de ce vol sont :

« DAAV » :

Condition de jour : vent de face (140°/10 kt), condition piste (sèche), température (25 °C).

Configuration de l'aéronef: Flaps (5°), A/I (OFF), A/C (OFF).

« DAOO » :

Conditions de jour : vent de face (110°/8 kt), condition piste (sèche), température (30 °C).

Configuration de l'aéronef: Flaps (15°), A/I (OFF), A/C (OFF).

Après avoir calculé les performances de décollage et d'atterrissage, Voici le résultat trouvé:

Pour le décollage :

-Masse Maxi de 2^{ème} segment (CLIMB) : **32008.85 Kg.**

-Masse Maxi de piste est supérieur à celle de MMSD donc l'application s'affiche la masse : **29257 Kg**

-Masse Maxi d'obstacle est n'est pas limitative, donc la case appropriée affiche la petite valeur entre les trois : masse 2^{ème} segment, piste et MMSD ; c-à-d : **29257 Kg.**

-La masse maximale au décollage est la plus petite entre ces quatre masses donc : **29257 Kg.**

Pour l'Atterrissage :

Le délestage : 1200 kg

- Masse maxi d'atterrissage (MLW) : 27557 Kg.

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

- Masse maxi de décollage (MTOW) : 28757 Kg.

Les vitesses associées :

b- Vitesses de décollage :

- $V1 = VR = 132$ Kt

- $V2 = 133$

b-Vitesses d'atterrissage :

- $V_{Ref} = 125$

Les figures suivantes illustrent le résultat obtenu :

The screenshot shows the 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE' application window. The title bar reads 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE'. The interface features the TAL logo and 'Tassili Airlines' branding. The 'TAKEOFF' tab is selected. The 'AIRPORT DETAILS' section includes: AIRPORT (DAAV), NAME (JUJEL), RWY (17), ELEVATION (ft) (36), SLOPE (%) (0.2), ASDA (m) (2500), HEADING (°) (171), and TODA (m) (2400). The 'AIRPORT CONFIGURATIONS' section includes: FLAPS (°) (5), A/I (OFF), and A/C (OFF). The 'CONDITIONS' section includes: ORIENTATION (°) (140), SPEED (Kt) (10), OAT (°C) (25), and RWY CONDITION (DRY). The 'WEIGHT LIMITATION' section includes: CLIMB (32008.85), MMSD (29257 Kg), FIELD LENGTH (29257), TOW (29257), and OBSTACLE (29257). The 'RESULTS' section shows: V1 (132), VR (132), V2 (133), and FLAPS (5). The MTOW is highlighted in red as 29257, with a note 'STRUCTURALE LIMITATION'. A 'CALCULATE' button is visible.

Fig.VI. 18: cas de limitation masse maximale structurale au décollage.

The screenshot shows the 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE' application window. The title bar reads 'Q400 TAKEOFF PERFORMANCE'. The interface features the TAL logo and 'Tassili Airlines' branding. The 'DETAILS' tab is selected. The 'AIRPORT DETAILS' section includes: AIRPORT (DAOO), NAME (ORAN), RWY (07L), ELEVATION (ft) (299), SLOPE (%) (-0.03), LDA (m) (3600), HEADING (°) (068), and DELESTAGE (Kg) (1200). The 'AIRPORT CONFIGURATION' section includes: FLAPS (°) (15), A/I (OFF), and A/C (OFF). The 'CONDITION' section includes: ORIENTATION (°) (110), SPEED (Kt) (8), OAT (°C) (30), and RWY CONDITION (DRY). The 'MAXIMUM LANDING WEIGHT' section includes: MLW (Kg) (27557), MTOW (Kg) (28757), and MSLW (Kg) (28009 Kg). The 'RESULTS' section shows: V1 (132), VR (132), V2 (133), and V REF (Kt) (125). The MTOW is highlighted in red as 28757, with a note 'LANDING LIMITATION'. A 'DATA SHEET' and 'CALCULATE' button are visible.

Fig.VI. 19: cas de limitation masse maximale structure à l'atterrissage.

CHAPITRE VI : Conception de l'application.

```

*****
*                               *
*                               *
*                               *
*                               *
*                               *
*                               *
*****

***** DATE          TIME *****
          09/06/2016    00:19:17 Z

***** DASH-8 Q400      7T-VCM *****
***** FLIGHT INFORMATION*****
*D*

DEPARTURE AERODROME
DAAV          ELEVATION
RWY          36ft
17          WIND Component (HEAD/TAIL)
          DRY          OAT          9 HEAD          FLAPS          A/I          A/C
          25          25          5          OFF          OFF

*A*

ARRIVAL AERODROME
DAOO          ELEVATION
RWY          299ft
07L          WIND Component (HEAD/TAIL)
          DRY          OAT          6 HEAD          15          A/I          A/C
          30          30          OFF          OFF

          CLIMB          = 34711,65
          RWY          = 29257
          OBSTACLE          = #####
          LANDING          = 27557

*****
*                               *
*          STRUCTURALE LIMITATION          *
*                               *
*****

*****FINAL RESULT*****

*                               *
*                               *
*          MTOW          V1          VR          V2          *
*          28757          132          132          133          *
*                               *
*****

*****

```

Fig.VI. 21 : le résultat final de vol DAAV vers DAOO.

CONCLUSION :

A la fin de notre travail, nous avons atteint le but cherché en réalisant une application, avec une interface simplifiée pour les calculs des performances de décollage et d'atterrissage pour l'avion DASH-8 Q400 en se basant sur les données de manuels de constructeur (AEROPLANE OPERATING MANUAL), et en respectant les normes et règles en matière des opérations aériennes.

Notre travail a été validé par des essais réels à Tassili Airlines, il a été facile à utiliser ainsi que précis dans les calculs tout en permettant un gain considérable du temps et d'effort dans le processus de préparation des vols.

Ce modeste travail ouvre les portes à ceux qui veulent prendre le relai pour améliorer l'application, en commençant par le point finale de notre projet, et en utilisant le même langage. Afin de sortir avec une application plus développée en termes de calcul des performances telle que les limitations en croisière et le calcul de masse et de centrage. Cette application pourrait aussi être intégrée sur des tablettes dont le système d'exploitation est « windows » utilisables par les pilotes en vols.

Finalement, nous espérons que notre modeste travail pourra être exploitable au sein de la compagnie, et que nous avons su apporter toutes les réponses entourant ce sujet qui permettraient aux futurs étudiants de poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'un nouveau sujet.

Bibliographies:

- [1]. Manuelle de service clients AIRBUS, titre: "*GETTING TO GRIPS WITH AIRCRAFT PERFORMANCE*", edition 1, 2002.
- [2]. Document de la compagnie, *MANEX A de Tassili Airlines (GENERALITES et FONDEMENTS)*.(edition 2)2009, (revision 7) 2014
- [3]. These de Master redigée par : BENACHOUR M.ANIS et MOUSSERATI M.OUSSAMA, titre : "*AUDIT IOSA SELON ISM 06*", université de blida1, institut d'aeronautique et des études spatiale (2012/2013).
- [4]. Document Constructeur Bombardier, titre: "*AERPLANE OPERATING MANUAL*",*Volume 2*, revision 14, 2015.
- [5]. Docment constructeur Bombardier, titre: "Brochure de l'avion Q400", 2016.
- [6]. Docment constructeur Bombardier, titre : " *Qserie Factsheet* ", 2016.
- [7]. Jean-Pierre Croisille, titre: "*INTERPOLATION SPLINES*", université PAUL Verline Mets,2008/2009 .
- [8]. Document de la compagnie Tassili airlines, titre: "*MANUAL D'EXPLOITATION TECHNIQUE UTILISATION DASH-8 Q400*", *edition 01, revision 00 du 01/02/2009*.
- [9]. Site internet de ENNA, *service information aeronautique*, Page :aip aerodrome algerie, (<http://www.sia-enna.dz>).
- [10]. Document de la compagnie Tassili Airlines, titre: "Présentation de la compagnie".
²Site internet LE SITE DE ZERO, edité par Hankerspace en 2013, titre: "*apprenez à programmer en VB*",www.openclassroom.com.
- [11]. These de Master redigée par : HANNACHI M.LAMINE, titre : " *ELABORATION D'UNE APPLICATION DE CALCULE DES PERFORMANCES POUR LE Q400*", université de blida1, institut d'aeronautique et des études spatiale (2014).
- [12]. These de Master redigée par : MEDDAHI YUCEF, titre : " *calcul de limitation de décollage de DASH8-Q400*", université de blida1, institut d'aeronautique et des études spatiale (2011).
- [13]. Document AIRBUS service clients, titre: "Flight Operations Briefing Notes: understanding takeoff speeds", 2004.
- [14]. site web de constructeur, Bombardier : <http://www.bombardier.com/fr/a-propos-de-nous.html>.

[15]. site web de constructeur, Bombardier :

<http://www.bombardier.com/fr/aeronautique/avions-commerciaux.html>.

[16]. site web de constructeur, Bombardier : <http://commercialaircraft.bombardier.com/fr/q400/technologie.html>.

[17]. site web de constructeur, Bombardier : <http://www.bombardier.com/fr/aeronautique.html>.