

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

MEMOIRE

En vue de l'obtention du diplôme de Master en Aéronautique

Option : Exploitation

Thème

**Elaboration d'une application de calcul des performances
pour le Q400 (DH8D)**

Fait par :

Mr. Mohamed Lamine HANNACHI

Encadré par :

Mr. Mouloud DRIUCHE

Blida, Octobre 2014

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 du TNA/O.

ملخص

حساب الفعاليات للإقلاع والهبوط هي عملية يجب القيام بها لكل رحلة من أجل تحديد القيود التشغيلية على أساس ظروف اليوم والقيود المفروضة على الميدان والهدف من هذا المشروع هو حوسبة حساب الفعاليات (الإقلاع والهبوط) للطائرة "DASH8 Q400" لتلبية المتطلبات القانونية، وتحسين العمليات الحسابية وخصوصا تخفيف عبء العمل من الطيار و وكيل 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 goal 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 TNA / O.

REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier notre DIEU et Créateur, qui m'a donné la volonté et la force afin de réaliser ce travail.

J'adresse mes remerciements à Mr. Farid BOUAMRANI qui m'a permis de choisir ce projet et m'a aidé au sein de Tassili Airlines à travers ces informations et l'accès à la documentation nécessaire à la réalisation de ce travail.

J'adresse également mes sincères remerciements à **Mr DRIUCHE .M** qui m'a honoré en acceptant d'être mon promoteur.

Sans oublier de remercier tous ceux qui m'ont apportés leur assistance pour la réalisation de ce mémoire de fin d'étude et auxquelles j'exprime ma sincère gratitude.

Enfin, je présente mes remerciements les plus distingués et mes 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 mon travail.

TABLE DES MATIERES

RESUME.....	2
REMERCIEMENTS.....	3
TABLE DES MATIERES	4
LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX.....	6
INTRODUCTION GENERALE.....	8
Chapitre I : Présentation de Tassili Airlines	9
I.1. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE :.....	10
I.2. HISTORIQUE.....	10
I.3. STRUCTURE DE L'ORGANISATION DE LA COMPAGNIE :.....	11
I.4. POLITIQUE DE TASSILI AIRLINES	14
I.5. INFRASTRUCTURE.....	16
I.6. RESSOURCES HUMAINES.....	17
I.7. ACTIVITES.....	18
I.8. FILIALE.....	19
I.9. FLOTTE.....	20
Chapitre II Présentation du Bombardier Q400 (DH8D).....	24
II.1. PRESENTATION DU CONSTRUCTEUR.....	25
II.2. TYPES D'AERONEFS REGIONAUX CONSTRUITS.....	25
II.3. STATISTIQUES.....	25
II.4. SERVICES ET SUPPORTS.....	26
II.5. PRESENTATION DU Q400-DASH8.....	26
Chapitre III Rappel sur les performances	31

III.1. INTRODUCTION.....	32
III.2. LIMITATIONS STRUCTURE.....	32
III.3. LIMITATION DECOLLAGE.....	38
III.4. LIMITATION ATTERISSAGE.....	55
Chapitre IV Conception de l'application.....	57
IV.1. INTRODUCTION.....	58
IV.2. CALCULS DE PERFORMANCES DANS L'AOM.....	58
IV.3. CHOIX DES OUTILS DE CONCEPTION.....	69
IV.4. PRESENTATION DE L'APPLICATION.....	71
CONCLUSION GENERALE.....	80
REFERENCES.....	81

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Figure I.1. Organigramme d'ensemble de la Compagnie Aérienne Tassili Airlines	12
Figure I.2. Organigramme Général de la Direction d'Exploitation	13
Figure I.3. Hangar du Centre de maintenance de Tassili Airlines	16
Figure I.4. Le Centre D'Exploitation de Tassili Airlines	17
Figure II.1. Bombardier DASH8-Q400	26
Figure III.1. Les différentes Masses de l'aéronef dans la réglementation.	34
Figure III.2. soulèvement de la flexion de l'aile avec le poids du carburant.	35
Figure III.3. Exemple d'une enveloppe opérationnelle d'un avion.	36
Figure III.4. La poussé au décollage en fonction de l'OAT et de l'Altitude pression.	38
Figure III.5. Résumé des vitesses de décollage	40
Figure III.6. Distance de décollage.	41
Figure III.7. Distance de roulement au décollage.	42
Figure III.8. Distance d'accélération/Arrêt.	42
Figure III.9. Influence de V1 sur les distances de décollage.	43
Figure III.10. Définitions des Longueurs de Piste	45
Figure III.11. Influence de V1 sur une masse de décollage limitée piste.	46
Tableau III.1. Les épaisseurs des contaminants d'une piste applicables pour Airbus.	53
Figure III.12. Distance d'atterrissage utilisable	55
Figure III.13. Surface d'approche.	55
Figure III.14. Seuil décalé	56
Figure IV.1. Logigramme de la masse retenue par rapport à l'altitude et OAT	60
Figure IV.2. Logigramme de la masse maxi piste au décollage.	61
Figure IV.3. Logigramme de la masse retenu pour la limitation obstacle.	65
Figure IV.4. Logigramme limitation atterrissage/dispatch.	67
Figure IV.5. Logigramme des vitesses.	68
Figure IV.6. Exemple d'une base de données sur Access	69

Figure VI.7. L'Environnement de développement d'interface « Delphi7 ».....	70
Figure IV.8. Les tableaux du fichier « Limitationmat.accdb » en mode création.....	72
Figure IV.9. Les tableaux du fichier « Limitationmat.accdb » en mode croisé dynamique.....	72
Figure IV.11. La base de données de la limitation obstacle.	73
Figure IV.12. La base de données atterrissage pour le dispatch.	74
Figure IV.14. Ecran d'accueil de l'application.	75
Figure IV.15. Choix de la session via un mot de passe.	76
Figure IV.16. Fenêtre principale, onglet AERONEF.	76
Figure IV.17. Fenêtre Principale, Onglet DECOLLAGE.....	77
Figure IV.18. Fenêtre de recherche d'aéroport.....	78
Figure IV.19. Fenêtre de détails des obstacles.....	78
Figure IV.20. Fenêtre Principale, Onglet ATTERRISSAGE.....	79

INTRODUCTION GENERALE

Le calcul des performances au décollage est une tâche primordiale dans la préparation des vols, pour les agents techniques d'exploitation ainsi que les pilotes, cette tâche reste délicate et longue et doit être effectuée avant chaque vol, de plus elle est exposée aux erreurs dues à la fatigue et au facteur humain.

Le calcul des performances au décollage a pour but de déterminer la limitation la plus contraignante au décollage, ainsi que la masse maximale opérationnelle en fonction des conditions du jour et de la piste.

Pour atteindre un seuil élevé de la sécurité des vols, et afin d'alléger la tâche de l'agent technique d'exploitation et du pilote et de gagner du temps dans le process de préparation des vols nous proposons dans ce mémoire d'automatiser cette opération.

Notre travail consiste à réaliser une application qui en prenant les caractéristiques de l'avion DASH 8 Q400, les données des aéroports ainsi que les conditions météorologiques du jour et de la piste permettra de calculer la masse maximale au décollage en vérifiant la limitation atterrissage et ce tout en respectant la réglementation avec une précision comparable à la méthode manuelle.

Ce mémoire est organisé suivant quatre chapitres :

- Présentation de la compagnie Tassili Airlines.
- Présentation du Bombardier DASH 8 Q400.
- Rappel sur les performances.
- Conception de l'application.

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.

I.2. HISTORIQUE

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

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

Le 30 avril 2005, Sonatrach et Air Algérie ont procédé à la signature d'un contrat portant rachat par Sonatrach des 49% des parts détenues par Air Algérie dans Tassili Airlines. Le contrat a été signé par Monsieur Mohamed Meziane Président Directeur Général de Sonatrach et Monsieur Mohamed Taieb Benouis Président Directeur Général d'Air Algérie.

Donc Sonatrach en fait une filiale à part entière, pour arriver à la création d'une Société de transport aérien pour la prise en charge de la relève pétrolière et parapétrolière dans les meilleures conditions de sécurité, ponctualité, qualité, flexibilité et confort.

Mais le souhait des pouvoirs publics était de voir Tassili Airlines contribuer au développement du transport régulier national et du travail aérien, ce qui est devenu le cas récemment.

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 :

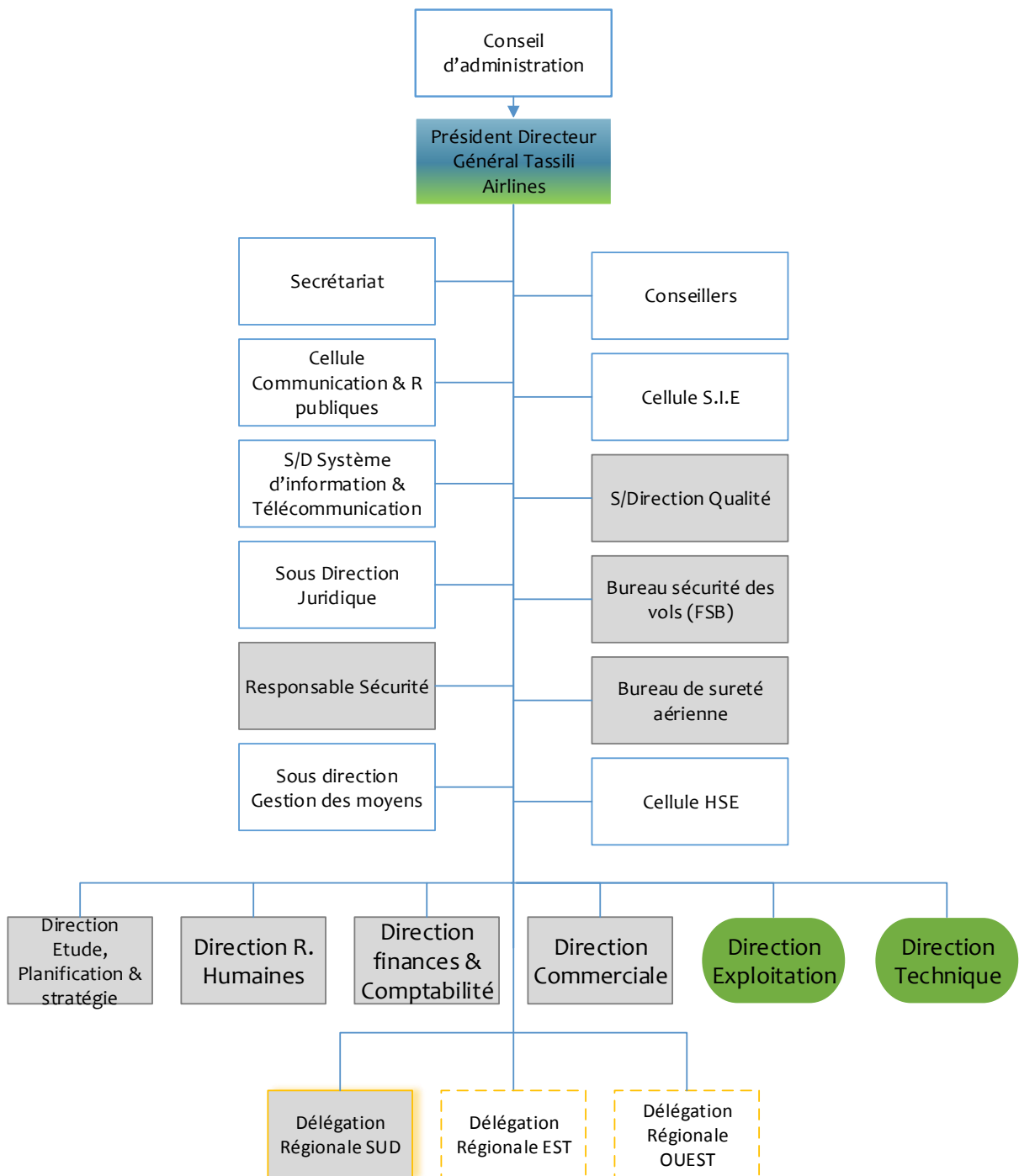


Figure I.1. Organigramme d'ensemble de la Compagnie Aérienne Tassili Airlines

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 :

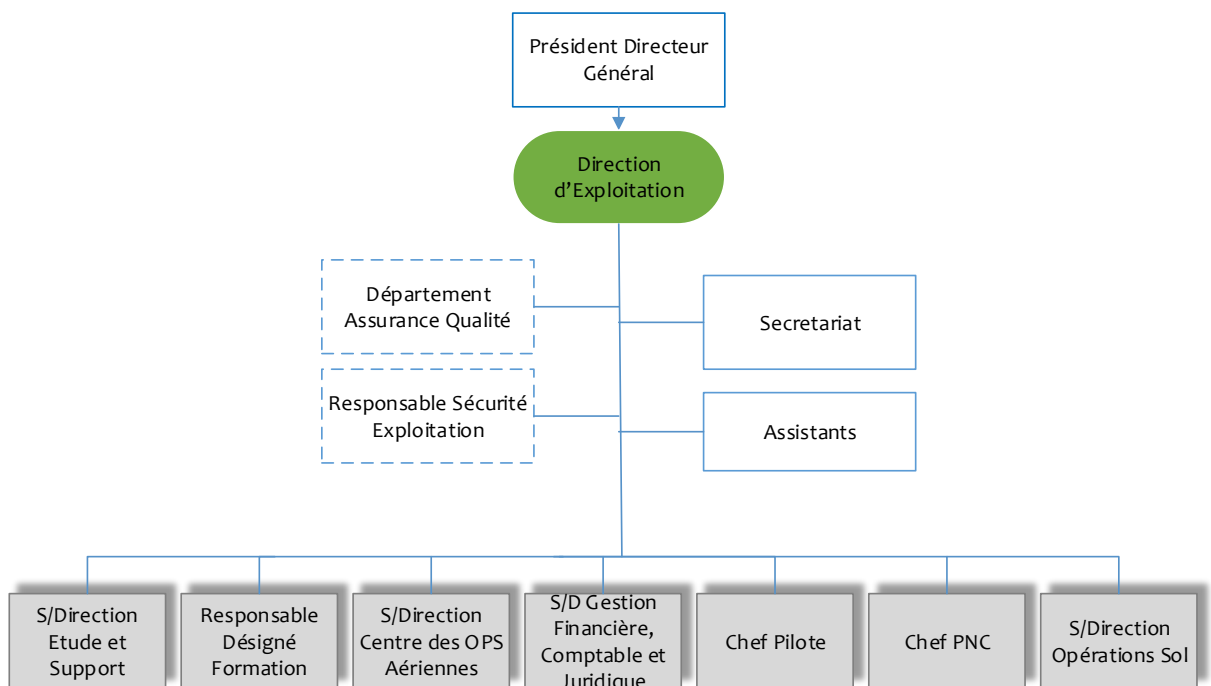


Figure I.2. Organigramme Général de la Direction d'Exploitation

I.4. 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.

➤ 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.

➤ 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.

➤ **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 réglementaires ;
- L'application du principe de l'amélioration continue.

➤ **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.

➤ **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.

I.5. 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 à notre 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.

➤ Centre de maintenance



Figure 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 les Q200 et les Q400 pour traitement de maintenance.

➤ **Centre d'exploitation**



Figure I.4. Le Centre D'Exploitation de Tassili Airlines

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-debriefing.

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.

I.6. 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).

➤ **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.

I.7. ACTIVITES

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 vols 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.
- 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.

I.8. FILIALE

« *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.

Le marché de TTA Spa se présente dans les trois segments suivant comme suit :

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.

I.9. FLOTTE

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.

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

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

➤ **Boeing 737 – 800 :**

- Nombre : 4
- Avion biréacteur
- Capacité 155 sièges
- Rayon d'action 5000 Km
- Vitesse de croisière 900 Km/h



➤ **Bombardier Q400 :**

- Nombre : 4
- Avion bi turbopropulseurs
- Capacité 74 sièges
- Rayon d'action 2415 Km
- Vitesse de croisière 667 Km/h



➤ **Bombardier Q200**

- Nombre : 4
- Avion bi turbopropulseurs
- Capacité 37 sièges
- Rayon d'action 1802 Km
- Vitesse de croisière 537 Km/h



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

➤ **Beechcraft 1900D**

- Nombre : 3
- Avion bi turbopropulseurs
- Capacité 18 sièges
- Rayon d'action 2000 Km
- Vitesse de croisière 480 Km/h

➤ **Cessna 208 G/C**

- Nombre : 4
- Avion monomoteur turbopropulseur
- Capacité 9 passagers
- Autonomie 5h00
- Vitesse de croisière 280 Km/h



➤ ***Pilatus PC6***

- Nombre : 5
- Avion mono moteur turbopropulseur
- Capacité 7 passagers
- Autonomie 7h40
- Vitesse de croisière 220 Km/h



➤ ***Bell 206 LR***

- Nombre : 7
- Hélicoptère mono turbine Bell 206
- Capacité 5 passagers
- Autonomie 3h00
- Vitesse de croisière 200 Km/h



Chapitre II

Présentation du

Bombardier Q400

(DH8D)

II.1. PRESENTATION DU CONSTRUCTEUR

Bombardier Aerospace, dont le siège social se trouve à Montréal, est un constructeur d'avions et fournisseur de prestations de services destinées au marché de l'aviation civile. On retrouve différents types d'avions :

- Des avions de transport régional ;
- Des avions d'affaires ;
- Des avions amphibies.

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

II.2. TYPES D'AERONEFS REGIONAUX CONSTRUITS

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

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

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

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

- Chicago (USA),
- Frankfort (RFA),
- Pékin (Chine), et
- Sydney (Australie).

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.

II.5. PRESENTATION DU Q400-DASH8



Figure II.1. Bombardier DASH8-Q400

II.5.1. Certification :

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

II.5.2. Description générale :

C'est un appareil muni de deux turbopropulseurs montés sur ailes hautes.

- Masse maximale au décollage : 29257 Kg.
- Masse maximale à l'atterrissage : 28009 Kg.
- Masse maximale sans carburant : 25855 Kg.

II.5.3. Dimensions :

- Envergure : 28,42 m ;
- Longueur : 32,83 m ;
- Hauteur : 8,36 m ;
- Empattement : 8,80 m ;
- Voie : 13,94 m ;

II.5.4. 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.

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

II.5.5. Motorisation :

Le Q400 est équipé de deux moteurs Pratt & Whitney, modèle PW150A. ce sont des turbopropulseurs de type turbine libre et de construction modulaire et sont équipés du système FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) qui permet le contrôle électronique des paramètres moteur.

- 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.

II.5.6. Hélices:

Les moteurs sont équipés d'une hélice DOWTY, modèle R408 à six pales. Les hélices sont construites de matériaux composites et sont renforcées au niveau des extrémités par une gaine en nickel contre l'érosion du sable.

Les pales sont remplaçables séparément sur l'hélice.

La lecture des données d'équilibrage est effectuée par le système NVS.

II.5.7. Vitesses :

- Vitesse de croisière : 667 Km/h.
- VMO : 360 kt.
- Vitesse d'atterrissage : 215 kt.
- Mach de croisière moyenne : 0,54.

II.5.8. 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 pas 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.

II.5.9. 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.

En plus de la version de base, le Q400 est homologué catégorie II avec les systèmes suivants :

- FMS simple de type UNS-1 E SCN 802.2 avec GPS et TCASII.
- GPWS développé de marque HONEYWELL.

- Balise ELT à trois fréquences.
- Radar météo de type PRIMUS P-660 HONEYWELL.
- DATALIN – UNILINK (UASC UL-701 avec SRN 12.2).
- Quick Access Recorder de marque DASSAULT.

Les équipements optionnels, au nombre de trois exigé par compagnie sont inclus dans la configuration standard du Q400, à savoir :

- APU
- CFDS
- Kit de chargement des données DFDR.

Le DASH-8 Q400 est équipé d'un APU, de type APS-1000 de Hamilton Sundstrand.

Cet APU permet de fournir de l'énergie électrique pour assurer toutes les servitudes au sol et en vol, à savoir le démarrage des moteurs, l'électricité pour la climatisation au sol, l'éclairage dans l'avion.

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. Limitations de vitesses :

V_{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).

V_{FE} : « Flaps Extended Speeds », ce sont des vitesses déterminées pour chaque configuration des hypersustentateurs sortis afin que celles-ci ne soient pas dépassées.

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_{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.

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.

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 contrôle de l'avion et de maintenir un vol rectiligne avec un angle d'inclinaison qui ne dépasse pas 5 degrés.

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 le décollage.

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

III.2.2. Les masses maxi structurales :

a. Définitions des masses de l'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).
- *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...
- *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...
- *Zero Fuel Weight (ZFW)*: c'est la masse obtenue en ajoutant la charge marchande totale (cargo, passagers et leurs bagages) à la DOW.

- *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.
 - *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).
- $TOW = DOW + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant} + \text{délestage}$.
 - $LW = DOW + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant}$
 - $ZFW = DOW + \text{charge marchande}$.

La figure qui suit montre les différentes masses de l'aéronef :

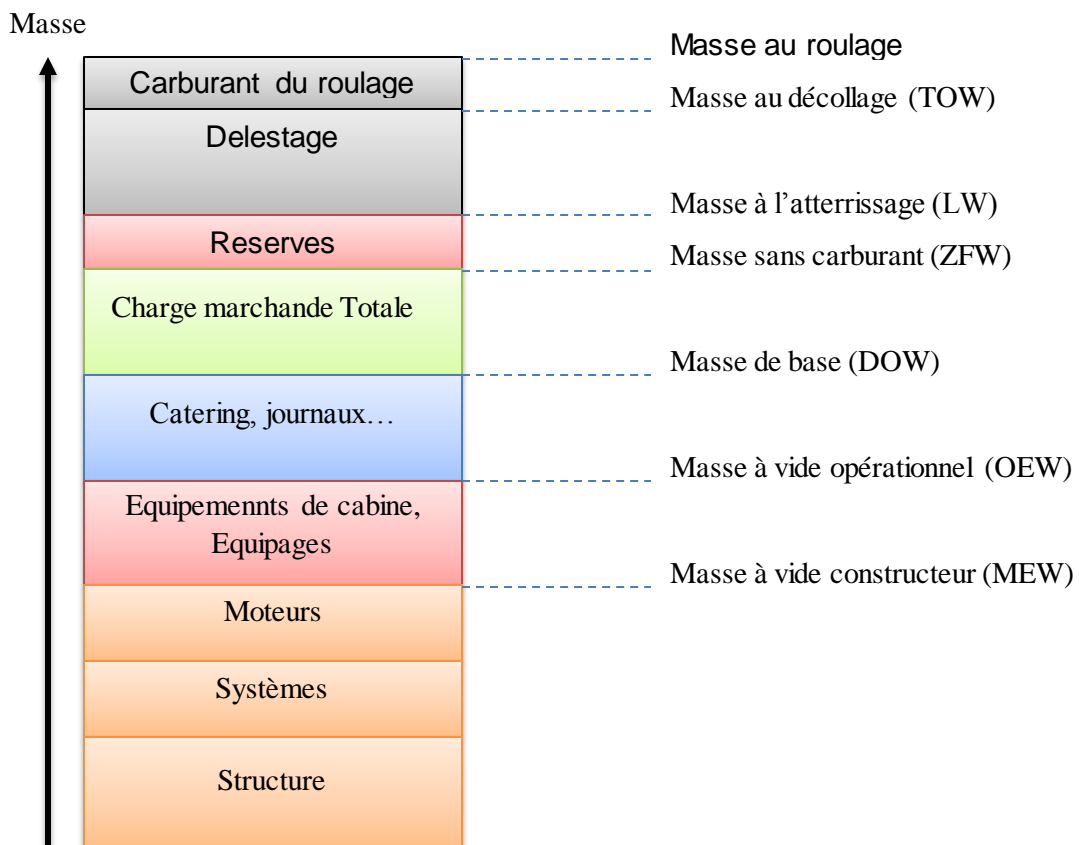


Figure III.1. Les différentes Masses de l'aéronef dans la réglementation.

b. Masse maxi structure au décollage :

La masse au décollage (TOW) 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 $-1,83 \text{ m/s}$ (-360 ft/min).

c. Masse maxi structure à l'atterrissage :

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

La masse à l'atterrissage doit satisfaire la relation :

$$LW = TOW - \text{Délestage} \leq MLW, \text{ Ou}$$

$$TOW \leq MLW + \text{Délestage}$$

d. Masse maxi structure sans carburant

Les moments de flexion, qui s'appliquent à l'emplanture des ailes, sont 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).

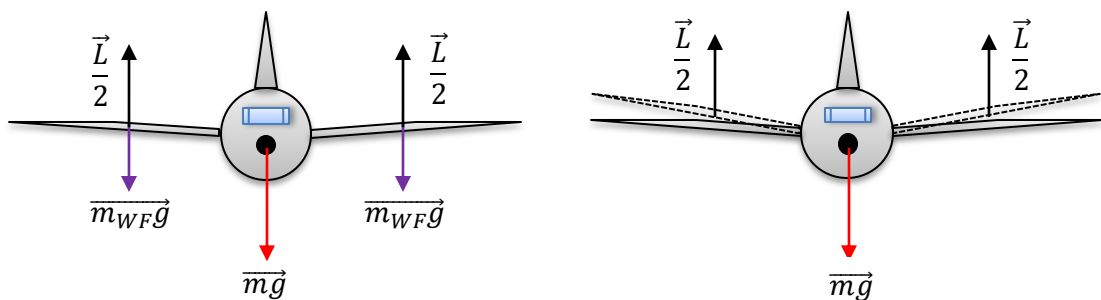


Figure III.2. soulagement de la flexion de l'aile avec le poids du carburant.

Donc, cette limitation est définie par : ZFW réelle \leq MZFW

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

$$\text{TOW} \leq \text{MZFW} + \text{carburant au décollage}$$

e. Masse maxi structure à la mise en route :

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.

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 des équipements.

En conséquence on obtient des plages de températures et d'altitudes admissibles, qui ensemble sont connu 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.

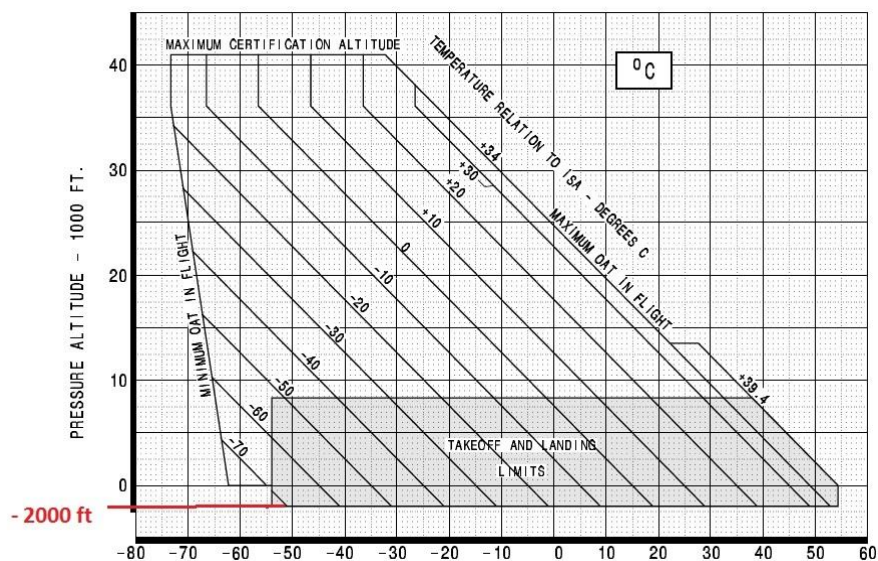


Figure III.3. Exemple d'une enveloppe opérationnelle d'un avion.

III.2.4. Les limitations moteur :

- **Niveaux de poussées et limitation EGT :**

La cause principale des limitations moteur 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 interrompu. Cette poussée est certifiée pour une durée maximale de 10 minutes en cas de panne d'un moteur, 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.

- **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.

A une altitude pression donnée, la température n'affecte pas 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 p une diminution de la poussée disponible pour le décollage.

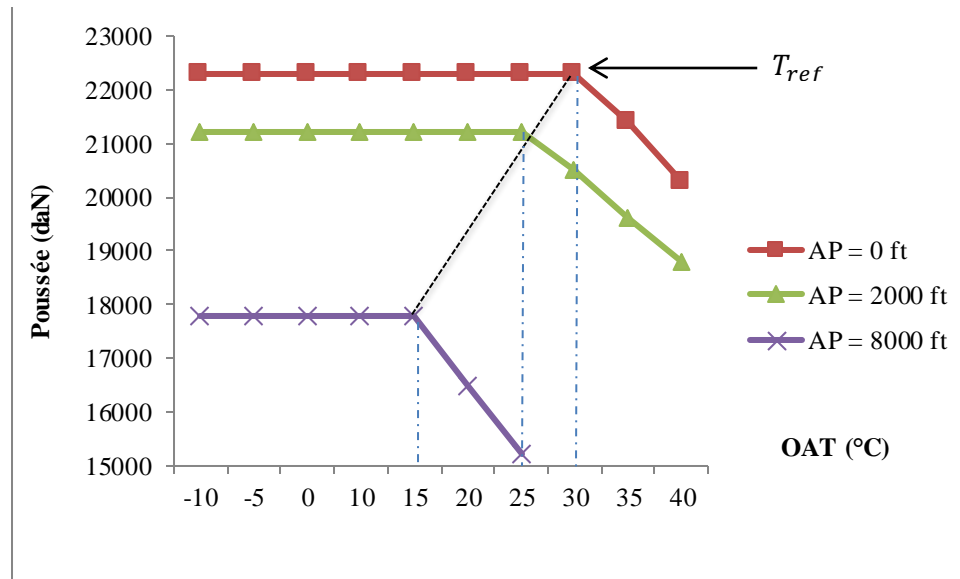


Figure III.4. La poussée au décollage en fonction de l'OAT et de l'Altitude pression.

III.3. LIMITATION DECOLLAGE

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.

III.3.1. Les vitesses de décollage :

a. Vitesses de décollage opérationnelles :

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} .

V_1 : « Decision speed », la vitesse de décision est la vitesse maximale à laquelle l'équipage peut décider de stopper le décollage en s'assurant que l'aéronef s'arrête dans les limites de la piste.

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} .

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).

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. V_2 doit être supérieure ou égale à 120% de la vitesse de décrochage ou à 110% de V_{MCA} .

b. Les limites des vitesses de décollage :

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

$$(1/2 \text{ TOW} \cdot V_1^2).$$

pour une masse de décollage donnée, V_1 doit être inférieure à V_{MBE} , sinon la masse de décollage doit être diminuée afin de remplir cette condition.

V_{pneu} : la vitesse maximale des pneus; le constructeur des pneus spécifie la vitesse maximale au sol qui peut être atteinte, afin de limiter les forces centrifuges et l'élevation de température qui peuvent endommager la structure des pneus, donc V_{LOF} doit être inférieure à V_{pneu} .

c. Résumé des vitesses :

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

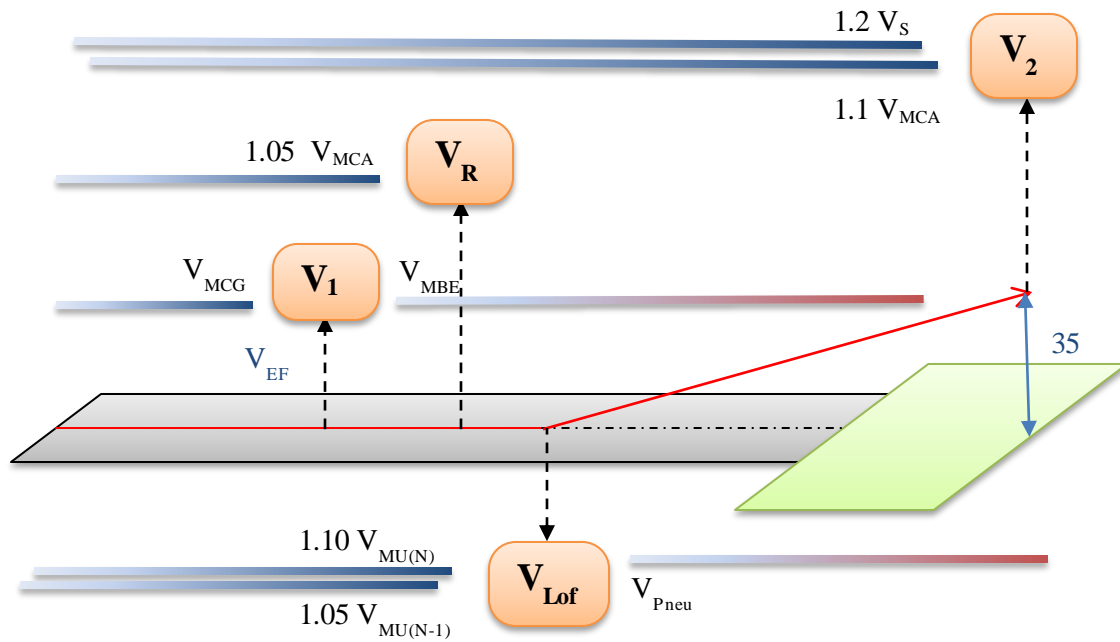


Figure III.5. Résumé des vitesses de décollage

III.3.2. Les distances 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 valeur de :
 - $TOD_{N-1 \text{ dry}}$ qui est la TOD_{dry} en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} .
 - $1.15 * TOD_{N \text{ dry}}$ c'est-à-dire 115% de la TOD_{dry} en supposant tous les moteurs en marche.

$$TOD_{dry} = \max \text{ de } \{ TOD_{N-1 \text{ dry}} , 1.15 * TOD_{N \text{ dry}} \}$$

- la distance de décollage dans une piste **mouillé** (« **wet** ») est la plus grande valeur de :
 - TOD_{dry} distance de décollage en piste sèche,

- $TOD_{N-1 \text{ wet}}$ la distance mesurée entre le lâché des freins et le passage de 15 ft, qui assure atteindre V_2 avant le passage des 35 ft, tout en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} .

$$TOD_{\text{wet}} = \max \text{ de } \{ TOD_{\text{dry}} , 1.15 * TOD_{N-1 \text{ wet}} \}$$

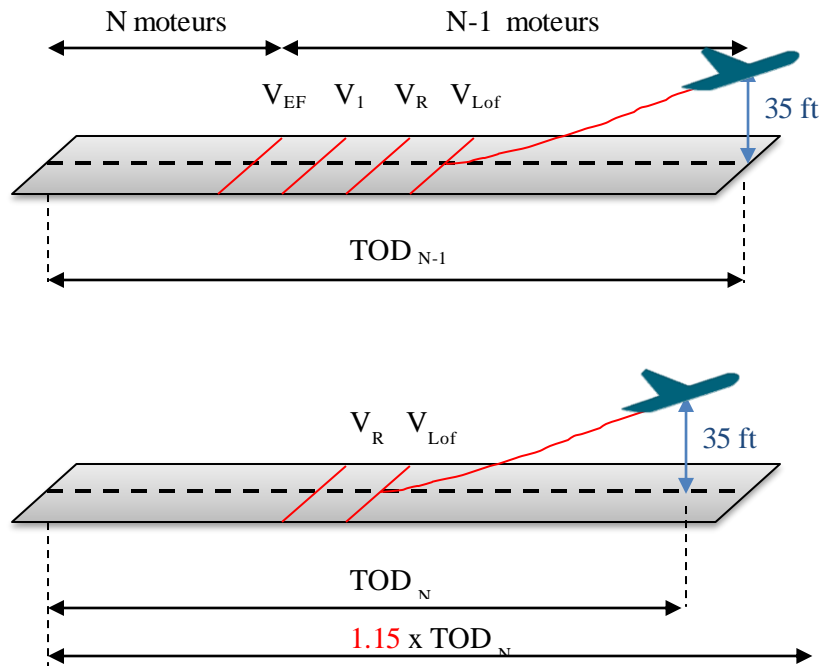


Figure III.6. Distance de décollage.

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 la passage des 35 ft ; cette distance est la plus grande des valeurs suivantes :

- TOR_{N-1} supposant la panne du moteur critique à V_{EF} .
- $1.15 * TOR_N$ supposant tous les moteurs en marche.

Ceci est valable pour les pistes sèches ou mouillées.

$$TOR = \max \text{ de } \{ TOR_{N-1} , 1.15 * TOR_N \}$$

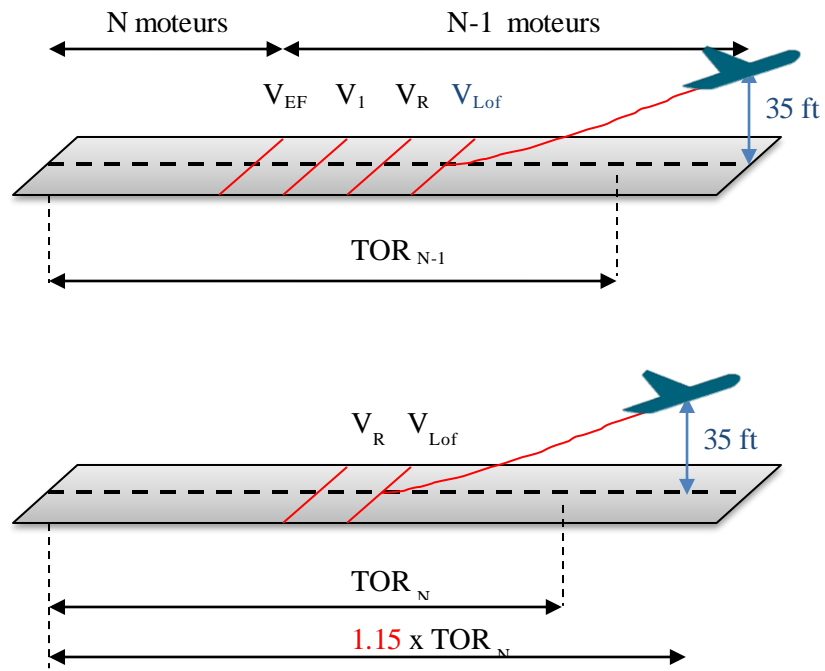


Figure III..7.Distance de roulement au décollage.

c. Distance acceleration arrê (ASD):

C'est la distance nécessaire à l'avion pour accélérer jusqu'à V_1 , puis à s'arrêter en utilisant les premières actions de freinage plus une distance équivalente à 2 secondes à vitesse constante V_1 .

$$ASD = \max \{ ASD_{N-1}, ASD_N \}$$

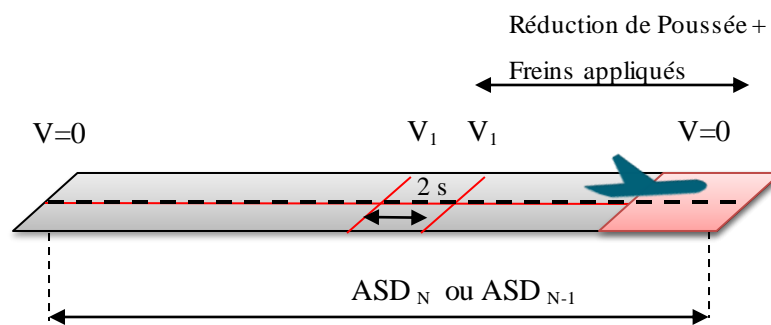


Figure III.8.Distance d'accélératio/Arrêt.

d. Influence de $V1$ sur les distances de décollage :

Pour une masse de décollage donnée, toute augmentation de $V1$ induit à une réduction de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} (panne moteur à V_{EF}), mais sans la panne moteur TOD_N ET TOR_N sont indépendants de $V1$.

D'un autre côté, pour une même masse de décollage donnée, une augmentation de $V1$ induit à une augmentation de la distance d'accélération arrêt ASD , avec ou sans panne moteur.

La figure ci-dessous montre les distances de décollage et d'arrêt du décollage en fonction de $V1$. On peut voir la distance équilibrée atteinte à une vitesse particulière qui est la $V1$ équilibrée.

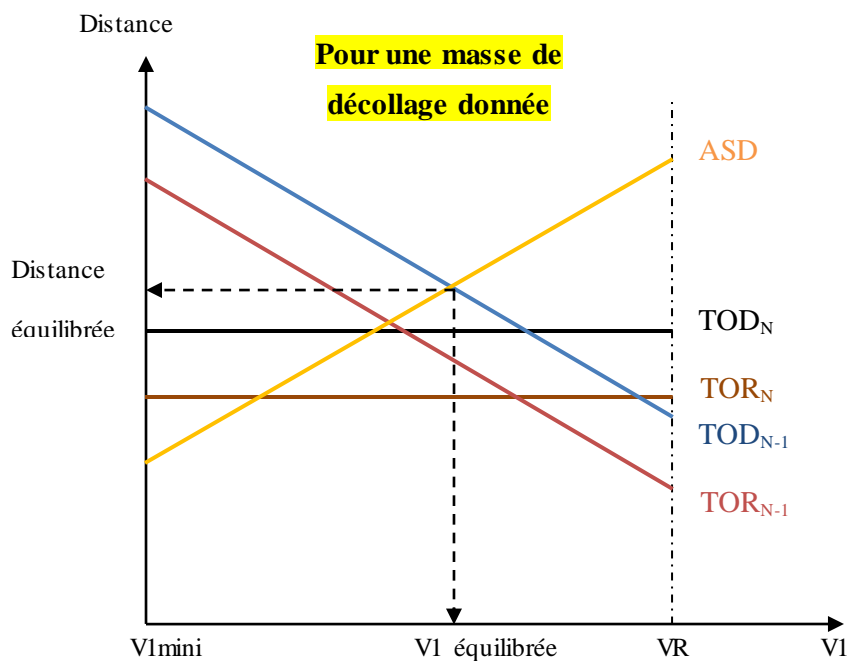


Figure III.9. Influence de $V1$ sur les distances de décollage.

III.3.2.2. Les distances de décollage utilisables :

a. Distance de roulement au décollage utilisable (TORA) :

TORA « Take-Off Run Available », c'est la longueur de piste qui est déclarée utilisable par l'autorité et qui est appropriée au roulement au sol pour le décollage d'un avion. TORA est égale à la longueur de la piste ou une partie de celle-ci.

$$TOR \leq TORA$$

b. Distance de décollage utilisable (TODA) :

TODA « Take-Off Distance Available », c'est la longueur de la piste ou TORA plus la longueur d'un prolongement dégagé d'obstacles « Clearway » (CWY) si utilisable.

Ce prolongement dégagé doit remplir les conditions suivantes :

- ✓ Sa longueur maximale est de 50% de TORA.
- ✓ Sa pente ne doit pas dépasser 1.25%.
- ✓ Sa largeur minimale est de 150 m.
- ✓ Ne contient pas d'obstacles qui dépassent le niveau du terrain à l'exception du balisage lumineux si sa hauteur ne dépasse pas 66 cm.

$$TOD \leq TODA$$

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 est capable de supporter le poids de l'avion dans les conditions d'exploitation.

$$ASD \leq ASDA$$

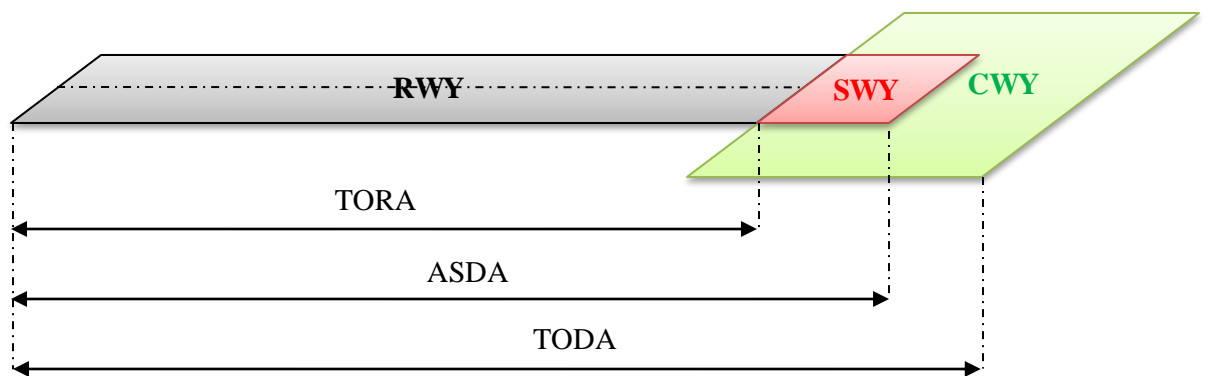


Figure III.10. Définitions des Longueurs de Piste.

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, toute augmentation de V_1 induit à la diminution de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} , et augmentation de ASD, mais n'a pas d'influence sur TOD_N et TOR_N .

Donc, pour une piste donnée ($TORA$, $TODA$ et $ASDA$), toute augmentation de V_1 induit 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 .

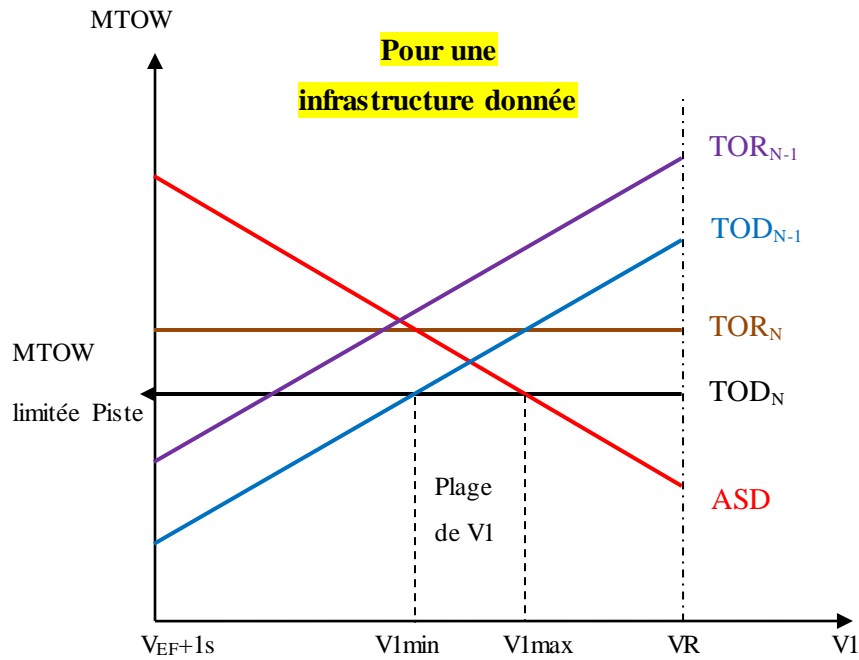


Figure III.11. Influence de V_1 sur une masse de décollage limitée piste.

III.3.3. Performances ascensionnelles et Limitation obstacle :

III.3.3.1. Trajectoire de décollage :

a. Définition :

La trajectoire de décollage s'étant depuis le lâché 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,

le point le plus élevé des deux.

b. Segments de décollage et exigences ascensionnelles :

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

Après une panne moteur à VEF, 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...

c. Procédure de virage au décollage :

Certains aéroports se trouvent dans des milieux avec des obstacles pénalisants, qui nécessitent des virages comme procédures de départ. Ces procédures sont conditionnées.

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 mi-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.

III.3.3.2. Franchissement d'obstacle :

a. Trajectoires d'envol brute et net :

La plus part du temps, les pistes sont entourées d'obstacles qui doivent être pris en considération avant le décollage, pour être sur l'aéronef les franchisse. 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 parcouru par l'aéronef.

Trajectoire Nette : c'est trajectoire d'envol Brute moins la reduction obligatoire.

Cette pente de pénalisation est égale à : 0.8 % pour les bimoteurs et de 1% pour les quadriréacteurs. et elle doit être prise en considération pendant le premier, le deuxième et segments finale

b. Franchissement d'obstacle en vol rectiligne :

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette franchisse les obstacles avec 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 de décollage maximale peut être réduite. C'est le cas d'une limitation obstacle.

c. Franchissement d'obstacle en virage :

Une fois encore, 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 d'envol nette où l'avion s'incline plus que 15 degrés doit franchir tous les obstacles avec une distance verticale de 50 ft.

d. Trouée d'envol :

C'est une surface centrée sur 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. Là encore on retrouve une divergence entre la réglementation JAR et FAR sur les limites de la trouée d'envol.

Dans la JAR :

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette franchisse les obstacles avec une demi largeur de la trouée d'envol minimale de :

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

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

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.

III.3.4. Paramètres à prendre en compte pour la détermination des performances de décollage :

III.3.4.1. Paramètres extérieurs (subis) :

Pour la détermination de la limitation décollage, on doit prendre en considération les conditions externes du jour. Ces conditions affectent la MTOW, qui peut varier considérablement de jour en jour.

a. Le vent :

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

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.

b. L'altitude pression et température :

L'altitude pression et la température influencent sur la cellule et les performances du moteur. Quand l'altitude pression et la température augmentent, la pression statique et la densité diminuent.

* effet sur l'aérodynamique :

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

Quand l'altitude pression ou la température augmente pour une masse donnée, la vitesse (V) 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 utilisable au 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 reste constante jusqu'à une température de référence. 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.

* 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.

d. La pente piste :

La pente est généralement exprimée en pourcentage (%), précédé par le signe + quand elle est montante, 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, en cas d'un décollage annulé, la distance d'arrêt est diminuée. C'est pourquoi, selon la limitation de décollage, une pente positive peut soit améliorer soit diminuer la MTOW.

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 : c'est une piste ni mouillée ni contaminée, incluent les pistes en bitume qui sont spécialement conçues avec des rainures ou un revêtement poreux et entretenus pour maintenir l'action de freinage efficace même lorsque l'humidité est présente.

Piste mouillée : c'est une piste dont la surface est recouverte d'eau ou équivalent, (avec une épaisseur inférieure ou égale à 3 mm), ou quand il y a de l'humidité suffisante sur la surface pour lui donner un aspect brillant, mais sans flaques importantes d'eau.

Piste contaminée : une piste est dite contaminée, lorsque plus de 25 % de la surface de la piste utilisée est couverte par :

- Eau stagnante : causée par de fortes pluies et/ou drainage insuffisant de la piste, avec une épaisseur supérieur à 3 mm.
- Slush : eau saturée avec de la neige, qui éclabousse en marchant dessus fermement. On la retrouve à une température de 5°C, et sa densité est de 0.85 Kg/l.
- neige mouillée : si on la tasse à la main, la neige se serre et à tendance à former une boule de neige. Sa densité est de 0.4 Kg/l.
- neige poudreuse : la neige peut être soufflée, ou si on essaye de la tasser à la main elle ne tient pas. Sa densité est de 0.2Kg/l.
- neige compacte : la neige a été comprimée (un coefficient de frottement typique est 0.2).
- glace : le coefficient de frottement est de 0.05 ou moins.

➤ 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

Tableau III.1. Les épaisseurs des contaminants d'une piste applicables pour Airbus.

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

III.3.4.2. Paramètres choisis :

a. La vitesse de décision (V1) :

Comme discuté précédemment, la variation de la vitesse V1 influe sur les distances de décollage pour une masse donnée, ou sur la Masse maxi au décollage pour une piste donnée.

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.

c. La vitesse de sécurité au décollage (V2):

Pour une masse de décollage donnée, une augmentation de V2 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 V2 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.

d. Le conditionnement d'air :

Pour le conditionnement d'air on a recourt 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.

III.4. LIMITATION ATTERISSAGE

III.4.1. 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.

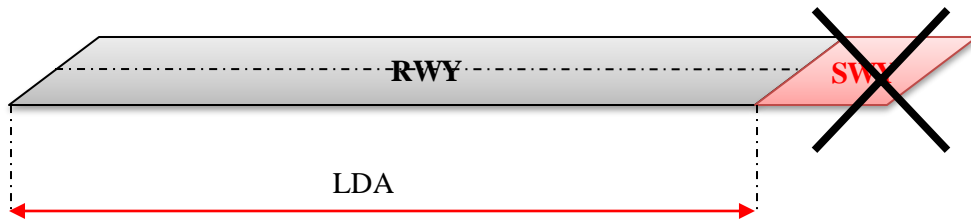


Figure III.12. Distance d'atterrissage utilisable

Mais à la présence d'un obstacle dans la trajectoire d'atterrissage, cette distance LDA pourra être diminuée.

Pour cela une surface d'approche est définie (comme le montre la *Figure III.13.*), si on ne trouve pas d'obstacle dans celle-ci, la longueur de la piste est utilisée. Dans le cas contraire un seuil décalé est défini en considérant un plan de 2% tangent à l'obstacle le plus pénalisant, plus une marge de 60m comme le montre la *Figure III.14.*

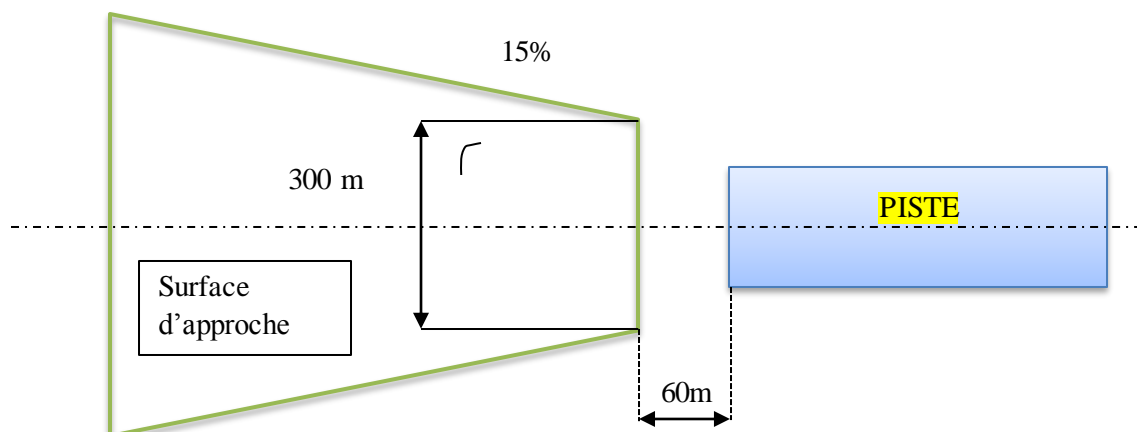


Figure III.13. Surface d'approche.

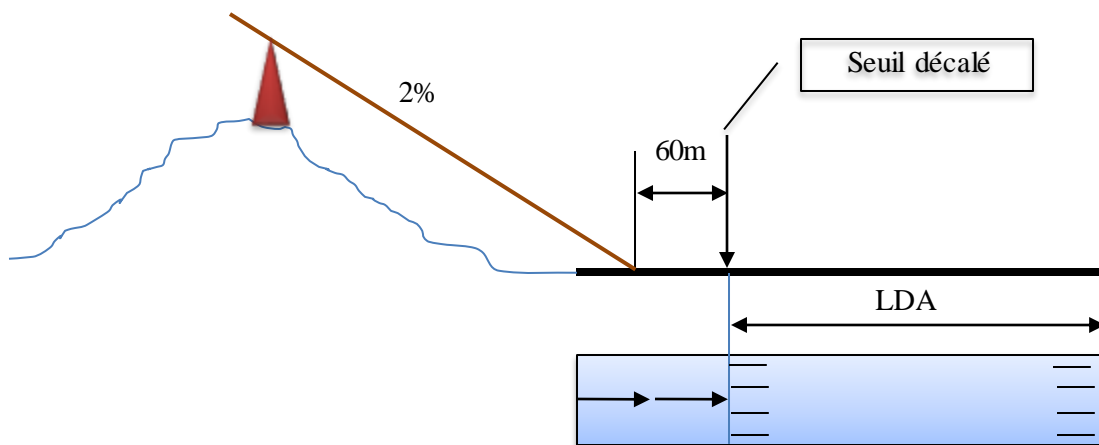


Figure III.14. Seuil décalé

III.4.2. Vitesse de Reference (VREF)

En cas de panne en vol, urgence ou configuration anormale, les calculs de performances sont basés sur une configuration de référence et une vitesse de référence. VREF correspond à une vitesse d'approche d'atterrissage stable à 50 ft pour une configuration d'atterrissage connue.

III.4.3. Distance d'atterrissage requise

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.

On doit prendre en compte la pente piste que si celle-ci est plus grande que $\pm 2\%$.

Chapitre IV

Conception de

l'application

IV.1. INTRODUCTION

Dans ce chapitre nous allons présenter notre application 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 quelles sont les procédures à suivre pour pouvoir calculer les performances au décollage.

IV.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 supérieur 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 35ft 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 interrompu :

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

IV.2.1. 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 $V_1 = V_R$

IV.2.1.1. 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 ce logigramme 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 ».

Selon la configuration des *Flaps* 5°,10° ou 15° nous avons respectivement les *tableaux 1,2 ou 3*. Ces tableaux représentent les limites MAT en fonction de l'altitude pression et de la température.

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 dela de 7500 ft ASL.

-225 Kg de la masse au dela de 7500 ft ASL.

-160 Kg de la masse au dela de 5500 ft ASL.

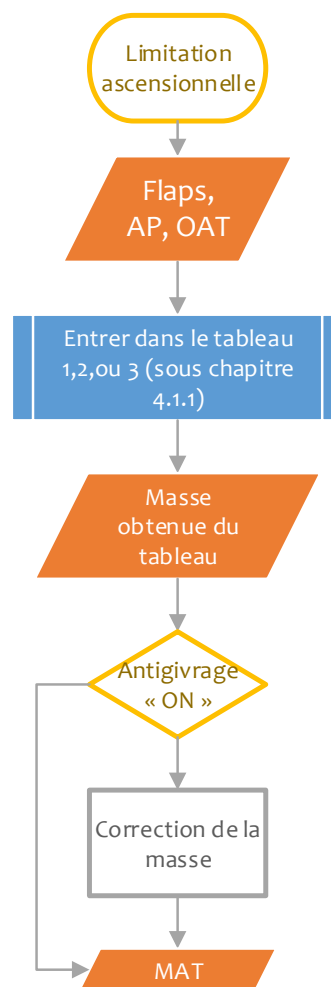


Figure IV.1. Logigramme de la masse retenue par rapport à l'altitude et OAT

Remarque : « Sous chapitre 4.1.1 » fait référence dans l'AOM [Vol.2-Metric]

IV.2.1.2. Limitations Piste

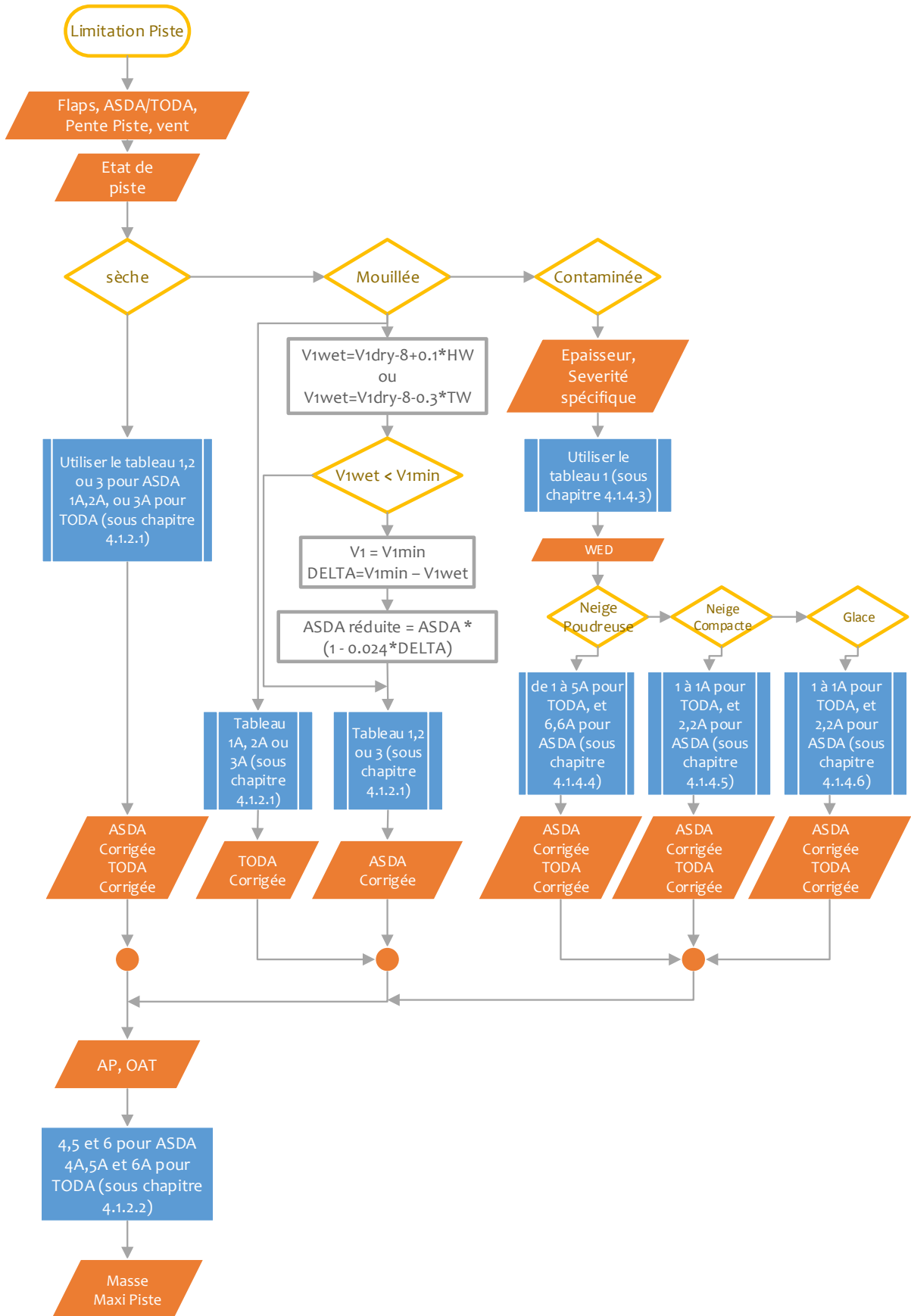


Figure IV.2. Logigramme de la masse maxi piste au décollage.

Les tableaux de cette partie nous permettent de trouver la masse maximale au décollage pour TODA et ASDA données. Avec l'hypothèse que V_1 est égale à V_R , la masse au décollage peut être limité par ASDA au lieu de TODA. Dans le cas de longs prolongements SWY ou CWY, le décollage peut être limité par TORA.

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. 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 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.

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

- Dans le cas d'une piste mouillée :

La vitesse V_1 de décollage pour une piste mouillée doit être diminué 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°.

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 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.

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

Dans le cas contraire, c'est-à-dire V_1 mouillée inférieur à $V_1 \text{ min}$ 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 *tableau 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.

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.

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.

IV.2.1.3. 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) pour une masse donnée, 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.

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.

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 10000 ft et pour différentes températures OAT.

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°.

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.

On compare la RRG et ARG obtenus des 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.

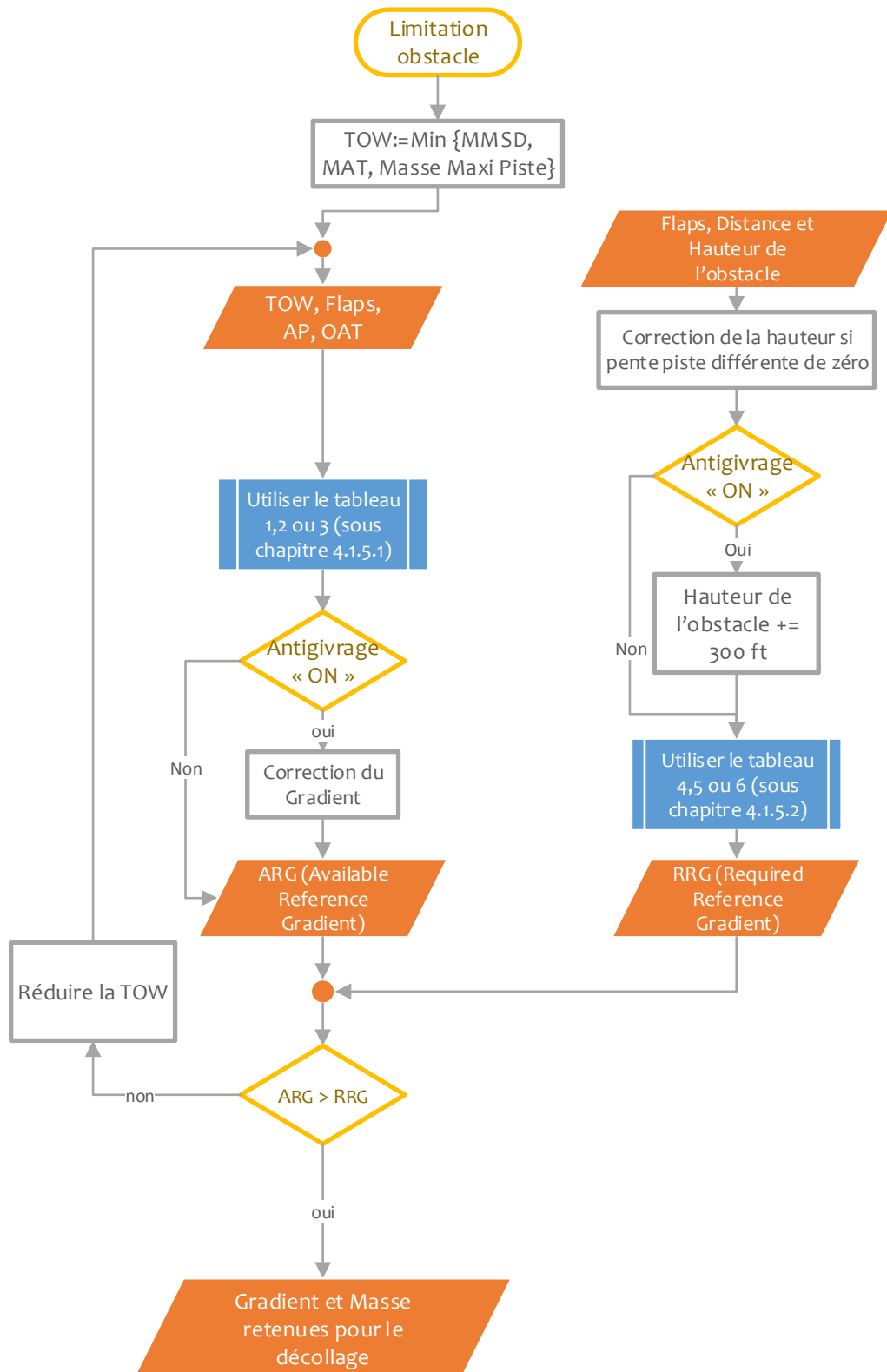


Figure IV.3. Logigramme de la masse retenue pour la limitation obstacle.

IV.2.2. 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 ; et si la piste est mouillée on utilise en plus un autre facteur 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).

On prenant la LDA publié dans l'AIP, on la corrige pour le vent et la pente piste dans les tableaux (1, 1a et 1b) de l'AOM. 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.

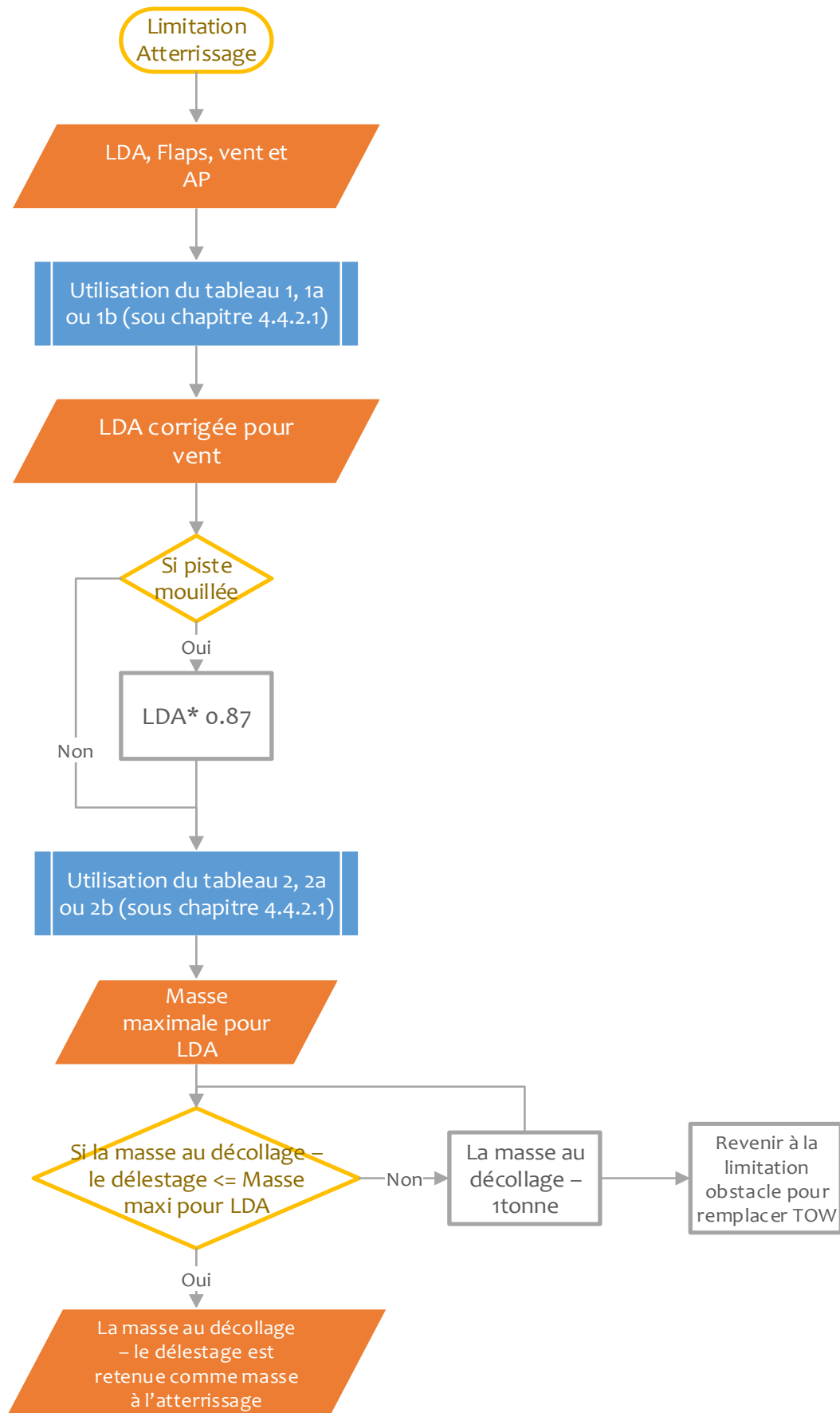


Figure IV.4. Logigramme limitation atterrissage/dispatch.

IV.2.3. Les vitesses associées

Les vitesses importantes au décollage et à l'atterrissage seront calculées. Puisqu'on a fait l'hypothèse que $V1 = VR$, donc pour le décollage nous n'avons qu'à calculer VR et $V2$ 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.

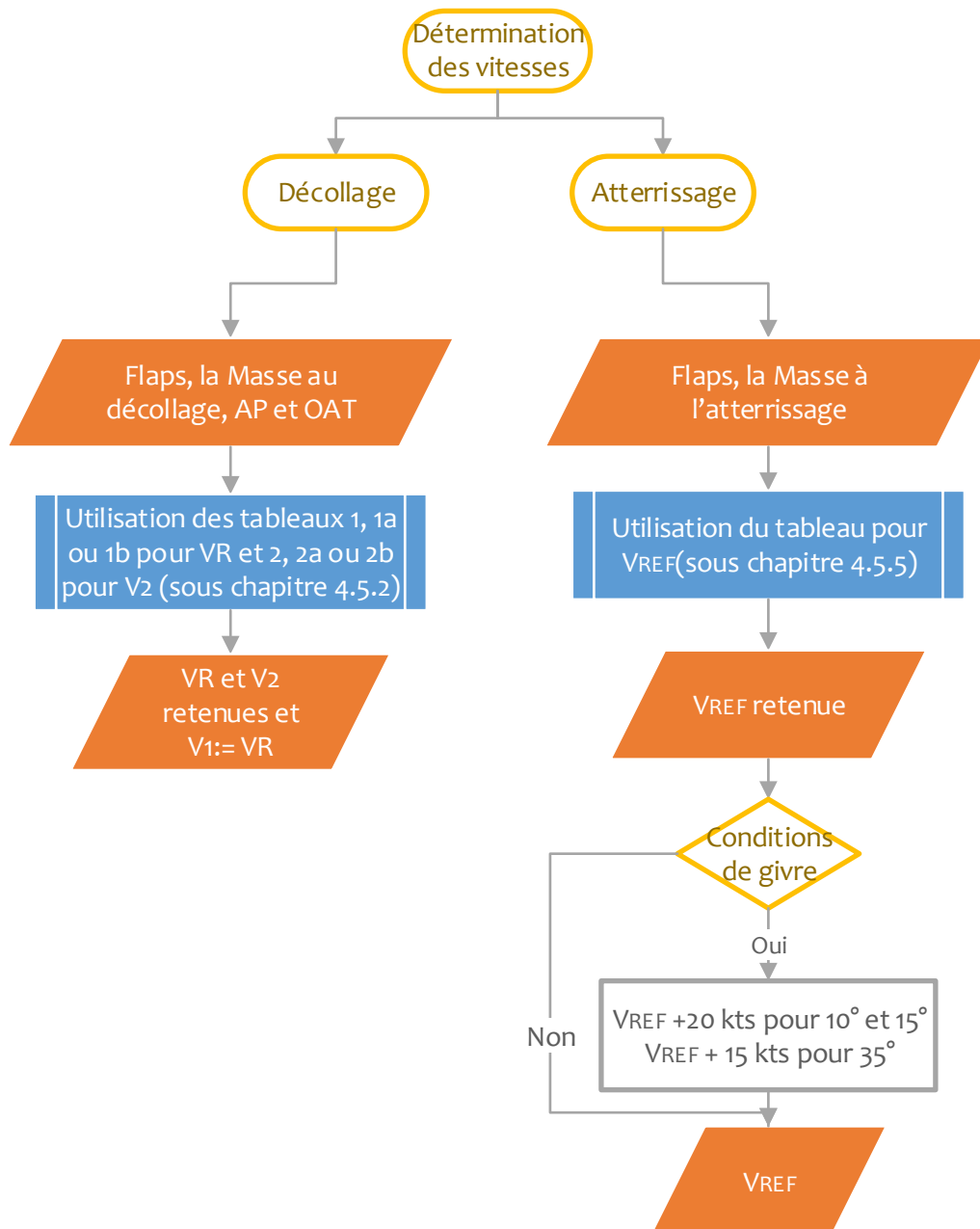


Figure IV.5. Logigramme des vitesses.

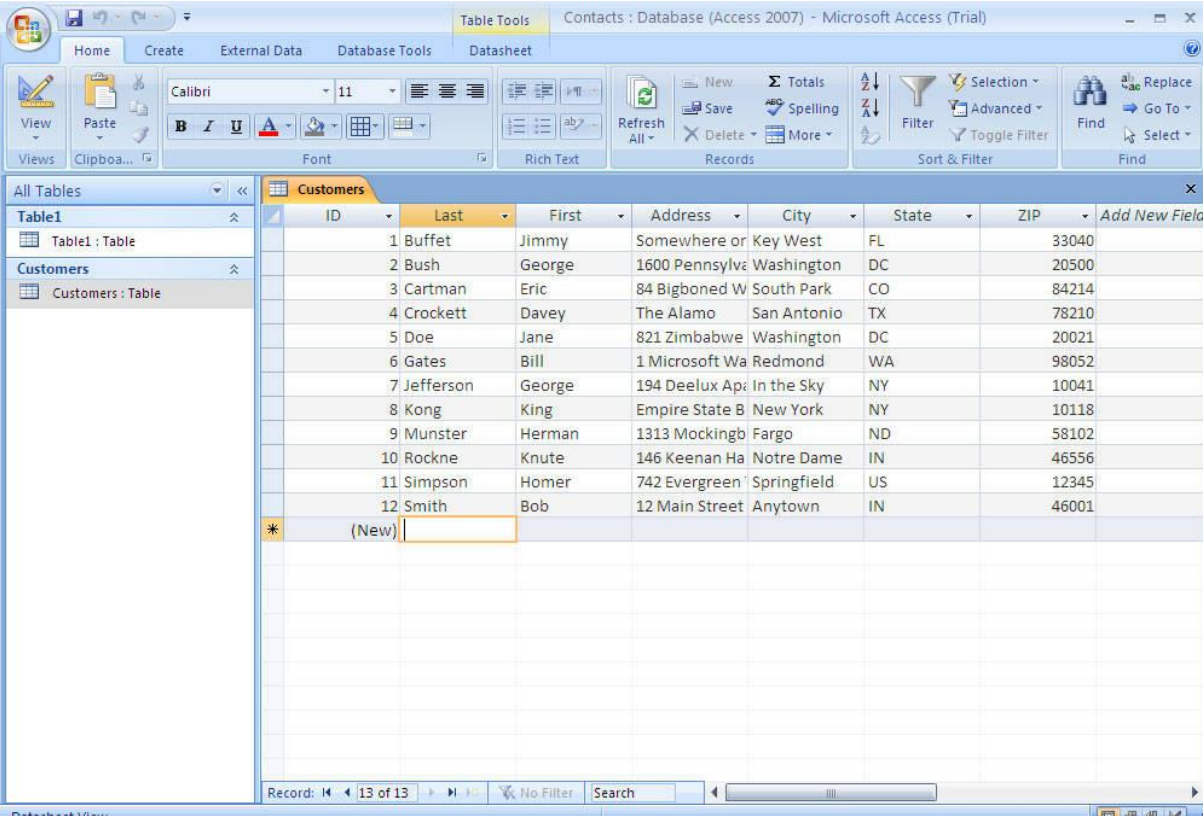
IV.3. CHOIX DES OUTILS DE CONCEPTION

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 DELPHI ; 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 de performances et qui sera MICROSOFT ACCES.

IV.3.1. Microsoft Access

Microsoft Access 2010 est un Système de Gestion de Base de Données édité par Microsoft. Il fait partie de la suite bureautique MS Office Pro. 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 depuis la version 2007). 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.



ID	Last	First	Address	City	State	ZIP	Add New Field
1	Buffet	Jimmy	Somewhere or	Key West	FL	33040	
2	Bush	George	1600 Pennsylv	Washington	DC	20500	
3	Cartman	Eric	84 Bigboned W	South Park	CO	84214	
4	Crockett	Davey	The Alamo	San Antonio	TX	78210	
5	Doe	Jane	821 Zimbabwe	Washington	DC	20021	
6	Gates	Bill	1 Microsoft Wa	Redmond	WA	98052	
7	Jefferson	George	194 Deelux Ap	In the Sky	NY	10041	
8	Kong	King	Empire State B	New York	NY	10118	
9	Munster	Herman	1313 Mockingb	Fargo	ND	58102	
10	Rockne	Knut	146 Keenan Ha	Notre Dame	IN	46556	
11	Simpson	Homer	742 Evergreen	Springfield	US	12345	
12	Smith	Bob	12 Main Street	Anytown	IN	46001	
*	(New)						

Figure IV.6. Exemple d'une base de données sur Access.

IV.3.2. Delphi 7

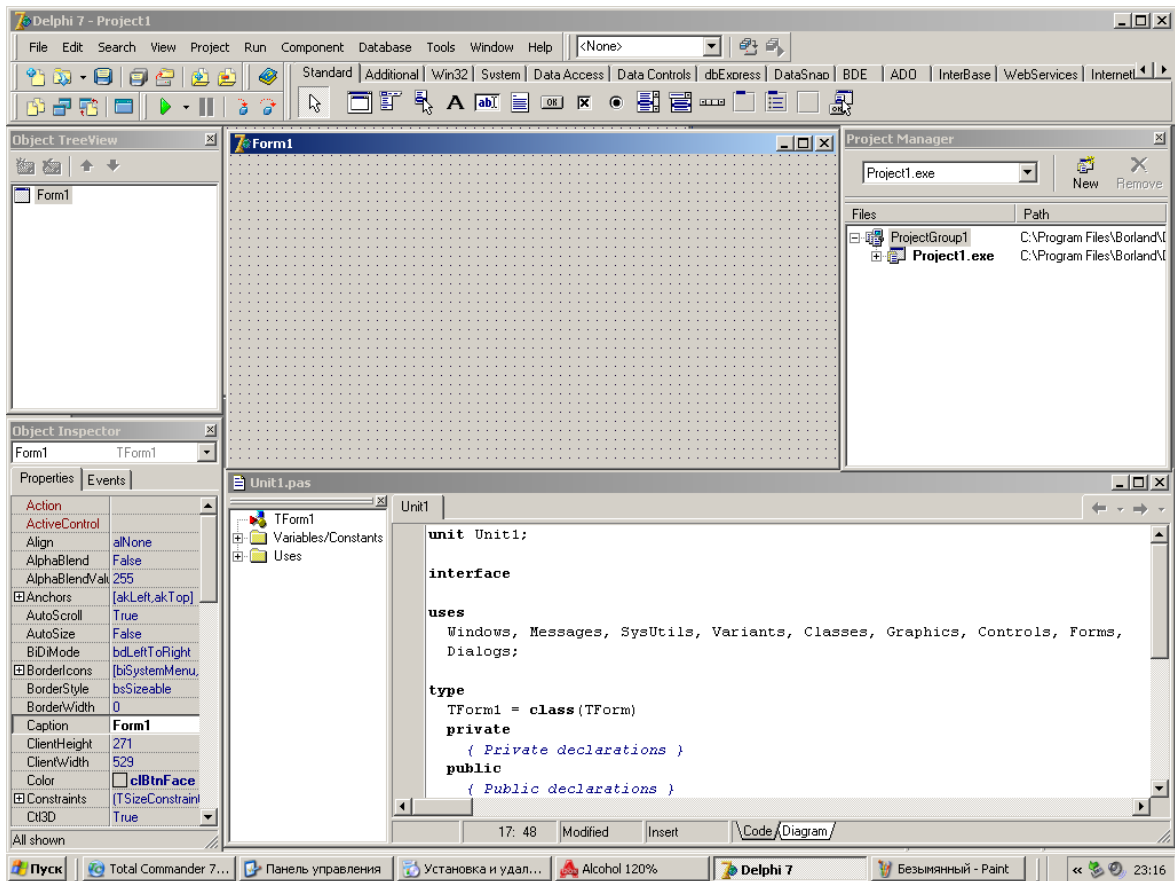


Figure VI.7. L'Environnement de développement d'interface « Delphi7 ».

Delphi est un système de développement visuel rapide sous Windows (Rapid Application Development) qui permet de créer des applications fenêtrées directement exécutables (.EXE) et redistribuables librement sous Windows ou DOS. Il est à noter qu'il existe une version pour Linux nommée KYLIX (compatible avec les composants CLX, il suffit de recompiler). Sa simplicité d'emploi autorise une utilisation immédiate, car il suffit de cliquer-glisser des composants dans une fiche et de gérer quelques événements pour créer des applications simples. Des assistants, modèles et tuteurs interactifs facilitent la prise en main du logiciel.

Delphi utilise le langage Pascal Orienté Objet (il est toutefois possible d'utiliser d'anciennes sources en Pascal standard grâce au compilateur en ligne de commande). Ce langage est facile à apprendre et beaucoup plus simple que le C++ traditionnel. Les objets utilisés ont des propriétés et des méthodes. Les propriétés sont les caractéristiques de l'objet (couleur, taille, ...) tandis que les méthodes sont les procédures (classiques ou événementielles) et fonctions qui y sont rattachées.

Le canevas facilite les graphismes et évite l'appel aux API de Windows (cette solution reste évidemment possible). Les principales boîtes de dialogue de Windows existent en tant qu'objets et sont facilement réutilisables.

L'utilitaire BDE permet la création et l'accès aisé aux bases de données de tous types.

La création d'objets (visuels ou non) réutilisables est un gain de temps appréciable pour le développement. L'intégration des objets Active X peut compléter la bibliothèque existante.

Il existe d'autres systèmes de développement rapide sous Windows. Delphi est particulièrement bien placé:

- moins de lignes de code et rapidité de compilation
- possibilité d'utiliser des procédures événementielles partagées
- notion de modèles réutilisables (fiches, menus, objets)
- orientation objet totale et native
- richesse des composants fournis: pas d'OCX à acheter en complément
- assembleur intégré, compilateur en ligne de commande
- débogage facile au niveau du source et du processeur
- possibilité d'allocation dynamique de la mémoire en utilisant les pointeurs

IV.4. PRESENTATION DE L'APPLICATION

IV.4.1. Les bases de données

Les bases de données sont représentées dans des fichiers Access (.accdb), chaque fichier contient des tableaux tels qu'ils sont représentés dans l'AOM pour ce qu'il est des limitations et les vitesses ou bien des tableaux construit à partir de données de l'AIP.

- «LimitationMAT.accdb »: contient 3 tableaux MAT5, MAT10 et MAT15 pour les Flaps 5°,10° et 15° ; avec plus de 330 enregistrements.

Dans la *Figure VI.8* on peut voir un des tableaux dans le mode création afin de pouvoir saisir les enregistrements. Dans la *Figure VI.9* le tableau est en mode croisé dynamique pour faciliter la lecture des données telles qu'ils sont représentées dans les documents.

N°	AP	OAT	mat
1	10000	30	23284
2	10000	28	23716
3	10000	26	24149
4	10000	24	24566
5	10000	22	25973
6	10000	20	25379
7	10000	18	25785
8	10000	16	26194
9	10000	14	26553
10	10000	12	26892
11	10000	10	27233
12	10000	8	27574
13	10000	6	27913
14	10000	4	28238
15	10000	2	28554
16	10000	0	28864
17	10000	-2	29169
18	10000	-4	29484
19	9000	32	23861
20	9000	30	24316
21	9000	28	24770
22	9000	26	25206
23	9000	24	25628
24	9000	22	26050
25	9000	20	26472
26	9000	18	26897
27	9000	16	27273
28	9000	14	27631
29	9000	12	27991
30	9000	10	28351
31	9000	8	28709

Figure IV.8. Les tableaux du fichier « Limitationmat.accdb » en mode création.

OAT	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	mat	Total général
48													27267 28465
46													26621 27822 29048
44													26002 27163 28376 29543
42													25398 26529 27705 28875 29951
40													24810 25902 27056 28223 29319
38													24237 25299 26406 27570 28717 29763
36													23676 24711 25788 26900 28072 29211 30208
34													23122 24136 25185 26263 27385 28574 29705
32													22586 23570 24596 25643 26727 27870 29075 30202
30													22043 23006 24019 25035 26088 27192 28355 29580
28													22445 23426 24442 25458 26533 27656 28843 30032
26													22847 23829 24845 25880 26978 28124 29264
24													23235 24221 25249 26303 27526 28526 29642
22													23612 24613 25653 26728 27821 28892 29955
20													23990 25005 26059 27116 28190 29260
18													24367 25399 26426 27491 28561 29628
16													24747 25747 26779 27868 28933 29788
14													25076 26076 27134 28246 29303
12													25384 26407 27489 28622 29519
10													25694 26739 27843 28922 29614
8													26004 27068 28154 29166 29707
6													26312 27379 28434 29334
4													26607 27679 28709 29430
2													26893 27973 28980 29529
0													27174 28263 29131 29627
-2													27451 28561 29235 29726
-4													27736 28804 29338
-6													28015 28938 29443
-8													28292 29047 29546

Figure IV.9. Les tableaux du fichier « Limitationmat.accdb » en mode croisé dynamique.

- « LimitationPiste.accdb » : contient 12 tableaux. Les 6 premiers pour la correction des longueurs de piste contiennent chacun 1925 enregistrements ; alors que les 6 derniers pour déduire la masse maximale contiennent 10164 enregistrements chacun.

ASDA	Wind - Slope						-5						0					
	CASDA	CASDA	CASDA	CASDA	CASDA	Aucun total	CASDA	CASDA	CASDA	CASDA	CASDA	Aucun total	CASDA	CASDA	CASDA	Aucun total		
1000	821	820	819	808	797	797	905	904	903	891	880	880	1002	1002	1002	1002		
1025	843	842	840	829	818	818	929	928	926	914	902	902	1028	1027	1027	1027		
1050	865	864	862	850	838	838	953	952	949	937	923	923	1054	1052	1052	1052		
1075	888	886	884	871	858	858	977	975	973	959	945	945	1080	1078	1078	1078		
1100	910	908	905	892	879	879	1001	999	996	982	967	967	1105	1103	1103	1103		
1125	932	930	927	913	899	899	1025	1023	1019	1004	989	989	1131	1129	1129	1129		
1150	955	952	949	934	920	920	1049	1046	1042	1027	1011	1011	1157	1154	1154	1154		
1175	977	974	970	955	940	940	1073	1070	1066	1050	1033	1033	1183	1180	1180	1180		
1200	1000	997	992	976	960	960	1097	1094	1089	1072	1055	1055	1209	1205	1205	1205		
1225	1023	1019	1014	997	981	981	1122	1118	1112	1095	1077	1077	1235	1231	1231	1231		
1250	1045	1041	1036	1018	1001	1001	1146	1141	1136	1117	1098	1098	1261	1256	1256	1256		
1275	1068	1063	1058	1040	1021	1021	1170	1165	1159	1140	1120	1120	1287	1282	1282	1282		
1300	1091	1086	1079	1061	1042	1042	1195	1189	1182	1162	1142	1142	1313	1307	1307	1307		
1325	1114	1108	1101	1082	1062	1062	1219	1213	1206	1185	1164	1164	1339	1333	1333	1333		
1350	1137	1130	1123	1103	1082	1082	1244	1237	1229	1207	1186	1186	1366	1359	1359	1359		
1375	1160	1153	1145	1124	1103	1103	1268	1261	1252	1230	1207	1207	1392	1384	1384	1384		
1400	1183	1175	1167	1145	1123	1123	1293	1285	1276	1253	1229	1229	1418	1410	1410	1410		
1425	1206	1198	1189	1166	1143	1143	1317	1309	1299	1275	1251	1251	1444	1435	1435	1435		
1450	1229	1220	1211	1187	1163	1163	1342	1333	1323	1298	1272	1272	1470	1461	1461	1461		
1475	1252	1243	1233	1208	1184	1184	1367	1357	1346	1320	1294	1294	1497	1487	1487	1487		
1500	1275	1266	1255	1230	1204	1204	1391	1381	1370	1343	1316	1316	1523	1512	1512	1512		
1525	1298	1288	1277	1251	1225	1225	1416	1405	1393	1365	1337	1337	1550	1538	1538	1538		
1550	1321	1311	1299	1272	1245	1245	1441	1430	1417	1388	1359	1359	1576	1564	1564	1564		
1575	1345	1333	1321	1293	1265	1265	1466	1454	1440	1410	1381	1381	1602	1590	1590	1590		
1600	1368	1356	1343	1314	1285	1285	1490	1478	1463	1433	1402	1402	1629	1615	1615	1615		
1625	1392	1379	1365	1335	1306	1306	1515	1502	1487	1456	1424	1424	1655	1641	1641	1641		
1650	1415	1402	1387	1356	1326	1326	1540	1526	1511	1478	1446	1446	1682	1667	1667	1667		
1675																		

Figure IV.10 La base de données de la Limitation Piste.

- « LimitationObst.accdb » : contient 6 tableaux (3 tableaux de 2728 enregistrements chacun et 3 autres de 450 enregistrements chacun) comme on peut voir dans la figure suivante :

TOM	AP / OAT												Aucun total	1000			
	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG	ARG		ARG	ARG	ARG	ARG
29257	4,77	4,67	4,57	4,47	4,37	4,28	4,18	4,08	3,99	3,69	3,29	2,66	4,59	4,49	4,38	4,28	
29000	4,90	4,80	4,70	4,60	4,50	4,40	4,31	4,21	4,11	3,81	3,41	2,77	4,72	4,61	4,51	4,41	
28500	5,18	5,07	4,97	4,87	4,76	4,66	4,57	4,47	4,37	4,06	3,65	3,00	4,99	4,88	4,78	4,67	
28000	5,45	5,35	5,24	5,14	5,03	4,93	4,83	4,73	4,63	4,31	3,90	3,23	5,26	5,15	5,05	4,94	
27500	5,73	5,62	5,51	5,41	5,30	5,20	5,10	4,99	4,89	4,56	4,14	3,47	5,53	5,42	5,31	5,21	
27000	6,00	5,98	5,78	5,68	5,57	5,46	5,36	5,25	5,15	4,82	4,39	3,70	5,80	5,69	5,58	5,47	
26500	6,28	6,17	6,05	5,95	5,84	5,73	5,62	5,52	5,41	5,07	4,64	3,94	6,08	5,96	5,85	5,74	
26000	6,56	6,44	6,33	6,22	6,10	6,00	5,89	5,78	5,67	5,33	4,88	4,17	6,35	6,23	6,12	6,01	
25500	6,88	6,76	6,65	6,54	6,42	6,31	6,20	6,09	5,98	5,63	5,17	4,45	6,67	6,55	6,43	6,32	
25000	7,21	7,09	6,97	6,85	6,73	6,62	6,51	6,40	6,29	5,93	5,47	4,73	6,99	6,87	6,75	6,63	
24500	7,53	7,41	7,28	7,17	7,05	6,94	6,82	6,71	6,60	6,23	5,76	5,00	7,31	7,19	7,07	6,95	
24000	7,85	7,73	7,60	7,49	7,36	7,25	7,13	7,02	6,90	6,53	6,05	5,28	7,63	7,50	7,38	7,26	
23500	8,23	8,10	7,98	7,86	7,73	7,61	7,50	7,38	7,26	6,88	6,39	5,61	8,00	7,87	7,75	7,62	
23000	8,61	8,48	8,35	8,23	8,10	7,98	7,86	7,73	7,62	7,23	6,73	5,93	8,37	8,24	8,11	7,99	
22500	8,98	8,85	8,72	8,60	8,46	8,34	8,22	8,09	7,97	7,58	7,07	6,26	8,74	8,61	8,48	8,35	
22000	9,36	9,22	9,09	8,96	8,83	8,70	8,58	8,45	8,33	7,93	7,41	6,58	9,12	8,99	8,85	8,72	
21500	9,82	9,68	9,54	9,41	9,27	9,15	9,02	8,89	8,76	8,35	7,82	6,97	9,57	9,43	9,29	9,16	
21000	10,27	10,13	9,99	9,86	9,72	9,59	9,45	9,32	9,19	8,77	8,23	7,35	10,02	9,88	9,74	9,60	
20500	10,73	10,58	10,44	10,30	10,16	10,03	9,89	9,75	9,62	9,19	8,63	7,74	10,47	10,32	10,18	10,04	
20000	11,19	11,04	10,89	10,75	10,60	10,47	10,33	10,19	10,05	9,61	9,04	8,13	10,92	10,77	10,62	10,48	
19500	11,78	11,63	11,48	11,33	11,18	11,04	10,90	10,76	10,62	10,16	9,58	8,64	11,51	11,35	11,20	11,05	
19000	12,38	12,22	12,06	11,92	11,76	11,62	11,47	11,32	11,18	10,71	10,11	9,15	12,10	11,94	11,78	11,63	
Total général																	

Figure IV.11. La base de données de la limitation obstacle.

- « LandingDispatch.accdb » : continent 6 tableaux avec plus de 700 enregistrements au total.

LDA	AP						Total général
	0	2000	4000	6000	8000	10000	
1000	19570	18460					
1025	20310	19180					
1050	21060	19880	18770				
1075	21800	20590	19430				
1100	22550	21300	20100	18960			
1125	23300	22010	20770	19590	18380		
1150	24050	22720	21440	20220	19050		
1175	24800	23430	22110	20850	19640	18490	
1200	25550	24130	22780	21470	20240	19050	
1225	26300	24840	23450	22100	20830	19610	
1250	27060	25550	24110	22730	21430	20170	
1275	27810	26260	24780	23360	22020	20730	
1300	28560	26970	25450	23990	22610	21290	
1325	29260	27680	26120	24620	23200	21840	
1350		28390	26780	25250	23790	22400	
1375		29100	27450	25880	24380	22950	
1400		29260	28110	26500	24970	23510	
1425			28770	27130	25560	24060	
1450			29260	27750	26140	24610	
1475				28370	26730	25160	
1500				28990	27310	25710	
1525				29260	27900	26260	
1550					28480	26800	
1575					29060	27350	
1600					29260	27890	
Total général							

Figure IV.12. La base de données atterrissage pour le dispatch.

- « Speeds.accdb » : contient 7 tableaux qui totalisent environs 8000 enregistrements

TOM	AP - OAT														Total	2000						
	45	40	35	30	25	20	15	10	5	0	-5	Aucun total	40	35		30	25	20	15	10		
18000	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00		
18500	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00		
19000	103,30	102,70	102,40	102,30	102,10	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	102,00	104,00	103,40	102,00	102,90	102,70	102,50	102,50	102,50		
19500	105,00	104,40	104,20	104,10	103,90	103,70	103,50	103,30	103,10	102,90	102,70	102,70	105,70	105,20	104,80	104,60	104,50	104,30	104,30	104,30		
20000	106,80	106,20	106,00	105,80	105,70	105,50	105,30	105,10	104,90	104,60	104,40	104,40	107,50	106,90	106,60	106,40	106,20	106,00	106,00	106,00		
20500	108,40	107,80	107,60	107,50	107,30	107,10	106,90	106,70	106,50	106,30	106,10	106,10	109,10	108,60	108,20	108,10	107,90	107,70	107,70	107,70		
21000	110,10	109,50	109,30	109,10	109,00	108,80	108,60	108,40	108,20	108,00	107,80	107,80	110,80	110,20	109,90	109,70	109,50	109,50	109,50	109,50		
21500	111,70	111,20	110,90	110,80	110,60	110,40	110,20	110,00	109,80	109,60	109,40	109,40	112,40	111,90	111,50	111,40	111,20	111,00	111,00	111,00		
22000	113,40	112,80	112,60	112,50	112,30	112,10	111,90	111,70	111,50	111,30	111,10	111,10	114,10	113,60	113,20	113,00	112,90	112,70	112,70	112,70		
22500	115,00	114,40	114,20	114,00	113,90	113,70	113,50	113,30	113,10	112,90	112,70	112,70	115,70	115,10	114,70	114,60	114,40	114,20	114,20	114,20		
23000	116,50	115,90	115,70	115,60	115,40	115,20	115,00	114,80	114,60	114,40	114,20	114,20	117,20	116,70	116,30	116,10	116,00	115,80	115,80	115,80		
23500	118,10	117,50	117,30	117,10	117,00	116,80	116,60	116,40	116,20	116,00	115,80	115,80	118,80	118,20	117,90	117,70	117,60	117,40	117,40	117,40		
24000	119,70	119,10	118,90	118,70	118,60	118,40	118,20	118,00	117,80	117,60	117,40	117,40	120,30	119,80	119,40	119,30	119,10	118,90	118,90	118,90		
24500	121,20	120,60	120,40	120,20	120,10	119,90	119,70	119,50	119,30	119,10	118,90	118,90	121,90	121,30	120,90	120,80	120,60	120,40	120,40	120,40		
25000	122,70	122,10	121,90	121,70	121,60	121,40	121,20	121,00	120,80	120,60	120,40	120,40	123,40	122,80	122,40	122,30	122,10	121,90	121,90	121,90		
25500	124,20	123,60	123,40	123,20	123,10	122,90	122,70	122,50	122,30	122,10	121,90	121,90	124,90	124,30	123,90	123,80	123,60	123,40	123,40	123,40		
26000	125,70	125,10	124,90	124,70	124,60	124,40	124,20	124,00	123,80	123,60	123,40	123,40	126,40	125,80	125,40	125,30	125,10	124,90	124,90	124,90		
26500	127,10	126,50	126,30	126,20	126,00	125,80	125,60	125,40	125,20	125,00	124,80	124,80	127,80	127,20	126,80	126,70	126,50	126,40	126,40	126,40		
27000	128,50	128,00	127,70	127,60	127,40	127,20	127,00	126,80	126,60	126,40	126,20	126,20	129,20	128,60	128,20	128,20	128,00	127,80	127,80	127,80		
27500	130,00	129,40	129,20	129,00	128,90	128,70	128,50	128,30	128,10	127,90	127,70	127,70	130,70	130,10	129,80	129,60	129,40	129,20	129,20	129,20		
28000	131,40	130,80	130,60	130,50	130,30	130,10	129,90	129,70	129,50	129,30	129,10	129,10	132,10	131,60	131,20	131,00	130,90	130,70	130,70	130,70		
28500	132,90	132,30	132,10	131,90	131,70	131,50	131,30	131,10	130,90	130,70	130,50	130,50	133,60	133,00	132,60	132,50	132,30	132,10	132,10	132,10		
29000	134,30	133,70	133,50	133,30	133,20	133,00	132,80	132,60	132,40	132,20	132,00	132,00	135,00	134,50	134,10	133,90	133,70	133,50	133,50	133,50		
29257	135,00	134,40	134,20	134,10	133,90	133,70	133,50	133,30	133,10	132,90	132,70	132,70	135,70	135,20	134,80	134,60	134,50	134,30	134,30	134,30		
Total général																						

Figure IV.13. La base de données des vitesses associées au décollage.

IV.4.2. L'interface graphique

L'interface graphique de notre application se résume à quelques petites fenêtres qui permettent une certaine interactivité entre l'utilisateur et le logiciel. Tout d'abord en l'exécutant on aperçoit un écran de démarrage (Figure VI.14) sur lequel on doit appuyer pour continuer vers l'application ou bien la quitter en appuyant sur le bouton « sorti r ».

On rencontre une fenêtre qui nous permettra de choisir entre une session administrateur ou utilisateur (Figure VI.15) protégé par mot de passe car l'utilisateur n'aura pas l'accès à tout.

La fenêtre principale contient 3 onglets (AERONEF, DECOLLAGE et ATTERRISSAGE).



Figure IV.14. Ecran d'accueil de l'application.



Figure IV.15. Choix de la session via un mot de passe.

Le premier onglet « AERONEF » 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. (Voir Figure VI.16)

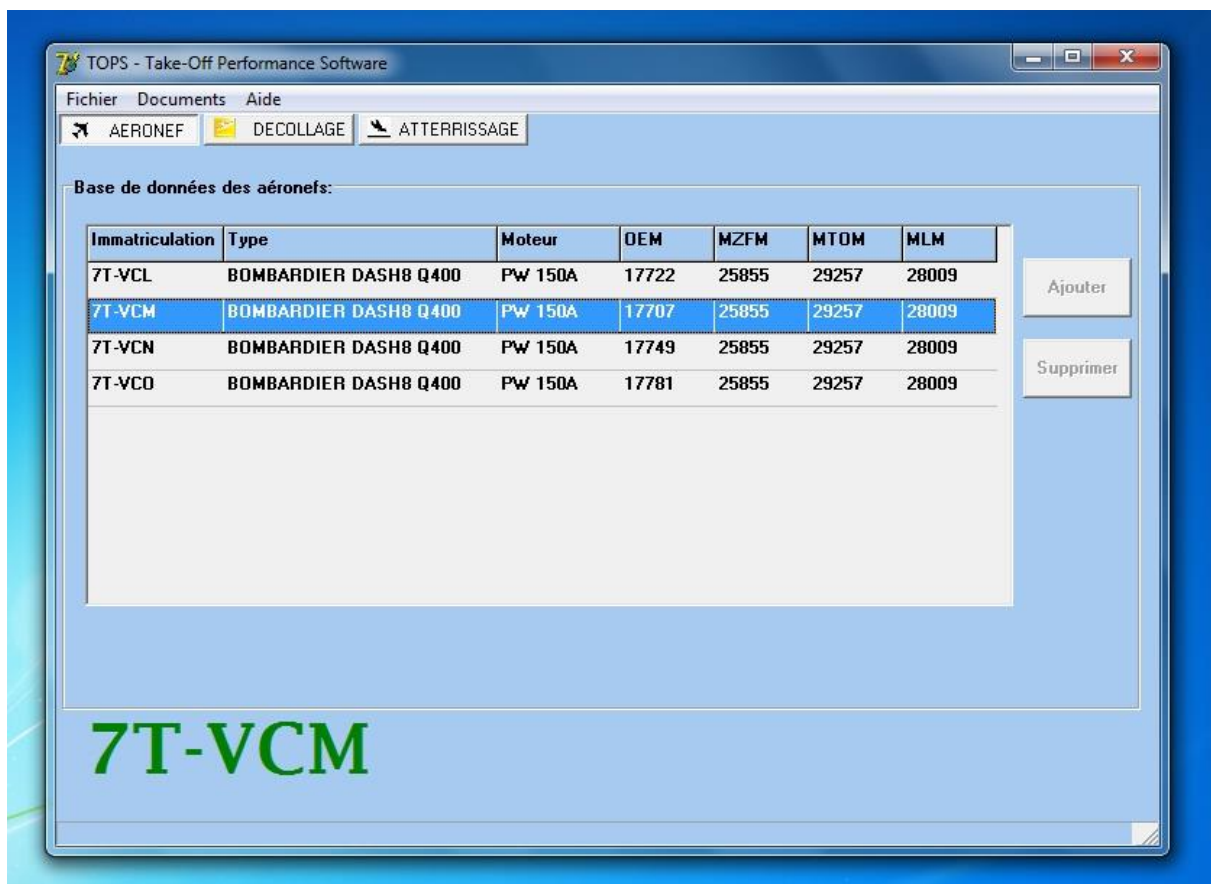


Figure IV.16. Fenêtre principale, onglet AERONEF.

Le deuxième onglet « DECOLLAGE » (Figure VI.17) nous permet de calculer la masse au décollage maximale autorisée, en introduisant les données de la piste concernée, les conditions météorologique du jour et la configuration approprié de l'aéronef ainsi que la possibilité de réduire les longueurs de la piste si éventuellement un NOTAM dans ce contexte a été publié.

	MTOM	V1	VR	V2
M1 Climb	29257	133,9	133,9	135,2
M2 Rwy	23907	118,3	118,3	122,1
MM Obst	23907	118,3	118,3	122,1

Figure IV.17. Fenêtre Principale, Onglet DECOLLAGE.

Le choix de l'aérodrome de départ se fait en appuyant sur la boîte combiné (« Combo Box ») devant « Aéroport »; une fenêtre de recherche d'aéroport apparaîtra (Figure VI.18). Cette fenêtre nous permettra de choisir un aéroport parmi une liste proposée ou de faire une recherche avec le Nom de la ville de cette aérodrome, son code OACI ou son code IATA.

Après avoir choisi l'aérodrome et la piste de décollage en service on obtient le nombre d'obstacles dans la trouée d'envol de cette piste. En appuyant sur le bouton « Details... » une autre petite fenêtre apparaît (Figure VI.19) pour nous donner plus de Détails sur les obstacles (Hauteur, Distance et Type d'obstacle).

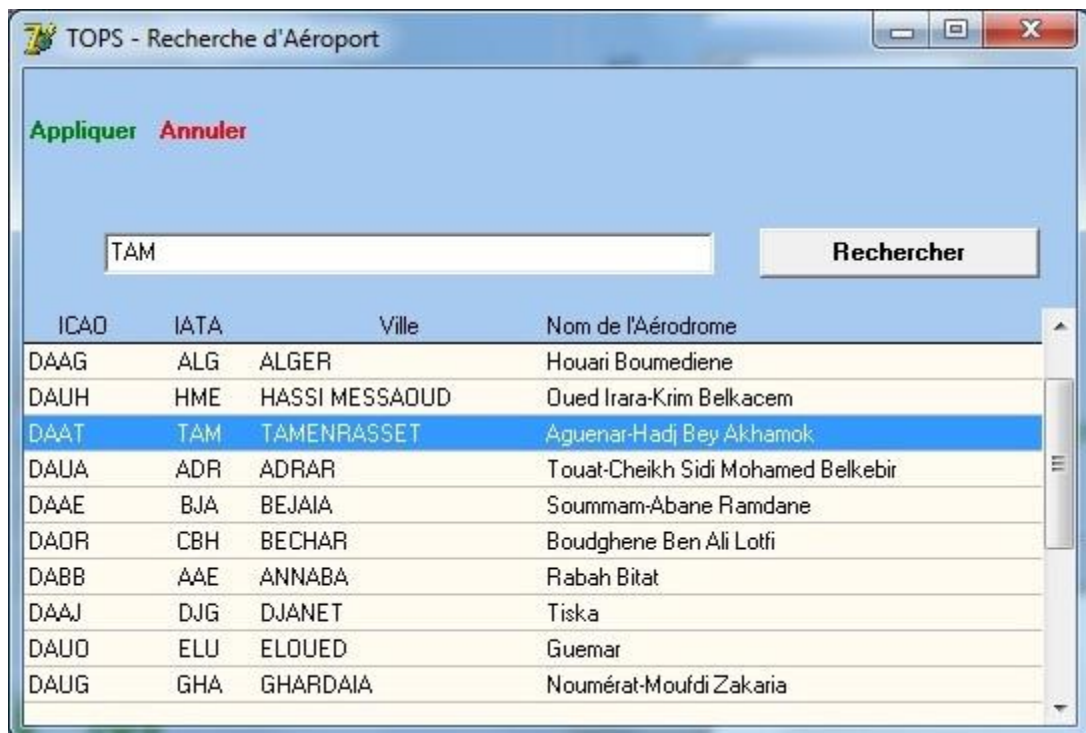


Figure IV.18. Fenêtre de recherche d'aéroport.

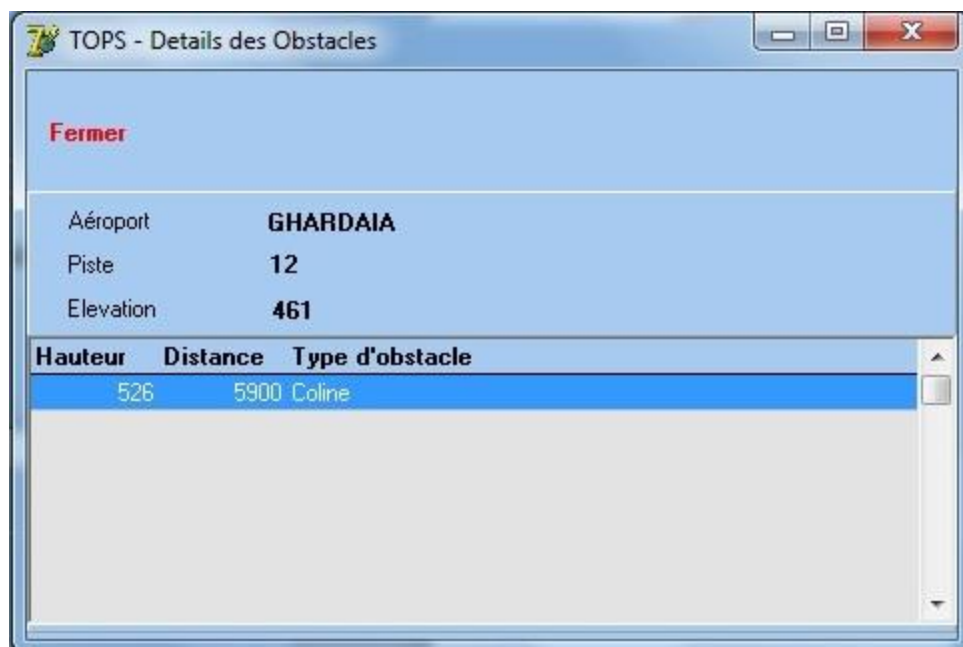


Figure IV.19. Fenêtre de détails des obstacles.

Le troisième onglet « ATERRISSAGE » (Figure VI.20) nous permet de calculer la masse maximale à l'atterrissage en prenant en compte la distance d'atterrissage utilisable à l'arrivée dans les conditions du jour. En suite vérifie si cette masse n'est pas limitatif par rapport à la masse maximale au décollage calculé préalablement (la masse au décollage - le délestage) si c'est le cas on garde la masse au décollage calculé, sinon la masse au décollage est diminuée jusqu'à obtention d'une masse au décollage qui remplit les conditions de limitation atterrissage.

TOPS - Take-Off Performance Software

Fichier Documents Aide

AERONEF DECOLLAGE **ATTERRISSAGE**

Aéroport & Piste

Aéroport: DAUG **GHARDAIA**

Piste: 18 Elevation de l'Aéroport: 461

Orientation: LDA: 1000

Configuration

Flaps: 10

A/I: OFF

A/C: OFF

Delestage: 4000

Conditions

Vent (Dir/Vit): 100/10 **HEAD 2 (X 10)**

Temperature (°C): 15

QNH (hPa): 1015

Condition de la piste: DRY

Raccourcissement de la piste :

Reduction de LDA (m): 1400 **CALCULER**

Clear

MLDA	VRef	MTOW
19081	109	22907

L'atterrissage est limitatif et la nouvelle masse au décollage est:22907

7T-VCL

Figure IV.20. Fenêtre Principale, Onglet ATERRISSAGE.

CONCLUSION GENERALE

Au cours de notre travail, nous avons atteint le but cherché en réalisant une application, avec une interface simplifiée pour les calculs des performances au décollage de l'avion DHC8D Q400 en se basant sur les manuels de constructeurs pour les bases de données 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 de temps considérable dans la préparation des vols.

Notre logiciel peut être généralisé sur toute la flotte exploitée par Tassili Airlines.

Ce travail laisse les portes ouvertes à ceux qui veulent prendre le relai pour améliorer l'application, afin de faire le calcul de masse et centrage et d'autres calculs de performances tels que les limitations de croisière et d'atterrissage (« in-flight »). Cette application pourrait aussi être intégrée sur des tablettes 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.

REFERENCES

1. MANEX A de Tassili Airlines «Généralités et Fondement », Edition 2009, Révision 2014.
2. MANEX B « Techniques d'Utilisation DASH 8 Q400 », Edition 2009.
3. Ralf M.Dittmer « Jet Transport Performance », 3^{ème} Edition 2011.
4. AIRBUS, « Getting to grips with aircraft performance », 2002.
5. BoeingCompany “Jet Transport Performance Methods”, 2009.
6. Bombardier Aerospace, “AOM” Volume 2-Metric.
7. « AFM », Section 4 Normal end abnormal procedure.
8. “MEL DASH 8 Q400”, Edition 2009, Révision 2012.
9. Meddahi.Y, Missoum.A, « Calcul de Limitation de Decollage de DASH8-Q400 », 2011.
10. Moussrati.M.O, Benachour.M.A, “Audit IOSA selon ISM6 appliqué à la compagnie Tassili Airlines », 2013.
11. GINDENSPERGER.M., « Initiation à Delphi7 », Edition 5.
12. Borland Software Corporation, « Developer's Guide ».
13. Darmont J., “Programmation sous Delphi”, 2000.
14. Hubert GLESENER, « Programmation avec Delphi », Septembre 2005.