



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE E  
POPULAIRE



MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES  
OPERATIONS AERIENNES

**Mémoire de Fin d'Etudes**

**En vue de l'obtention du Diplôme de Master en Aéronautique**

**Etude des performances du B737-600/700c/800 en  
phases de décollage et croisière**

**Encadré par :**

M. DRIOUECHE Mouloud

**Rédigé par :**

Melakhessou Chaima

Sahouane Assia

**Promotion : 2021**

## Résumé

Les performances opérationnelles d'un avion varient selon la mission, les conditions de vol et les exigences de navigabilité. Les objectifs ciblés de ce travail sont de déterminer l'avion le plus performant mais aussi de choisir le plus rentable parmi les trois B737 (600-700c-800) afin d'accomplir certaines missions. Pour cela nous avons comparé le comportement des trois aéronefs précités pendant les phases de croisière et de décollage. Nous avons simulé trois plans de vol à partir du logiciel « jet plan » pour les trois types d'aéronefs, reproduits avec les mêmes destinations et conditions de vol. Un bilan mécanique sur l'avion en vol basé, en particulier, sur la comparaison des résultats de consommations carburant et de temps de vol permettra de décider l'avion qui répond le plus aux exigences de sécurité, d'efficacité et économie de vol.

Mots clés : performances aéronef, plan de vol, temps de vol, consommation carburant.

## Abstract

The operational performance of an aircraft varies depending on the mission, flight conditions and airworthiness requirements. The targeted objectives of this work are to determine the most efficient aircraft but also to choose the most profitable among the three B737s (600-700c-800) in order to accomplish certain missions. To do this, we compared the behavior of the three aforementioned aircraft during the cruising and take-off phases. We simulated three flight plans from the "jet plan" software for the three types of aircraft, reproduced with the same destinations and flight conditions. A mechanical assessment of the aircraft in flight based, in particular, on the comparison of the results of fuel consumption and flight time will make it possible to decide which aircraft best meets the requirements of safety, efficiency and flight economy.

Keywords: aircraft performance, flight plan, flight time, fuel consumption.

## ملخص

يختلف الأداء التشغيلي للطائرة حسب المهمة وظروف الطيران ومتطلبات الصلاحية للطيران. تتمثل الأهداف المستهدفة من هذا العمل في تحديد أكثر الطائرات كفاءة ولكن أيضاً اختيار الطائرة الأكثر ربحية من بين طائرات B737 الثلاثة (600-700c-800) من أجل إنجاز مهام معينة. للقيام بذلك، قمنا بمقارنة سلوك الطائرات الثلاث المذكورة أعلاه خلال مرحلتَي الإبحار والإقلاع. قمنا بمحاكاة ثلاث خطط طيران من برنامج "jet plan" لأنواع الطائرات الثلاثة، مع إعادة إنتاج نفس الواجهات وظروف الرحلة. إن التقييم الميكانيكي للطائرة أثناء الرحلة على أساس المقارنة بين نتائج استهلاك الوقود ووقت الرحلة سيجعل من الممكن تحديد الطائرة التي تلبّي متطلبات السلامة والكفاءة والاقتصاد في الطيران على أفضل وجه.

الكلمات المفتاحية: أداء الطائرة، خطة الرحلة، زمن الرحلة، استهلاك الوقود.

## Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier Dieu, le tout puissant, de m'avoir insufflé suffisamment de force, de courage et de patience pour entreprendre ce modeste travail.

Ce travail de mémoire intervient à un moment charnière de mes études.

Au cours de ces derniers mois, j'ai découvert et exploré des disciplines nouvelles. Cette progression et ces découvertes n'auraient pas été possibles sans l'aide de la personne qui m'a encadré, conseillé et soutenue au cours des derniers mois.

***Monsieur Deriouche Mouloud et Monsieur Termellil Noureddine et madame Drareni***

Je vous exprime ma gratitude et ma reconnaissance pour avoir dirigé mon encadrement, pour votre grande disponibilité, pour vos précieux conseils et pour votre gentillesse, compréhension et compassion.

Egalement, Aux membres du jury, mes respects et mes remerciements.

J'exprime toute ma gratitude au personnel de ***Monsieur Deiboune, et Madame sara benmeggoura,***

Qui nous a facilité l'accès durant les trois mois de stage au sein de la compagnie.

J'exprime aussi à toute ma gratitude au personnel du :

- Service de la navigation aérienne d'Air Algérie.
- Service d'étude de performance Tassili Airlines.

Enfin, que tous ceux ou celles que nous avons involontairement oublié et qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce modeste travail, et qu'ils trouvent ici l'expression de notre gratitude.

## Dédicaces

Je dédie ce modeste travail,

A mon très cher grand père MELAKHESSOU MOHAMMED. Tu étais toujours pour moi comme un papa, une maman, un frère, une sœur, un exemple de la personne respectueuse, honnête, et méticuleuse. Je tiens à honorer l'homme que tu étais. Grace à toi j'ai appris le sens du travail et la responsabilité, je voudrais te remercier pour ton amour, ta générosité, ta compréhension, et ton soutien qui fut une lumière dans tout mon parcours, aucune dédicace serait exprimer l'amour et le respect que j'ai toujours eu pour toi. Ce travail est le fruit de tous les sacrifices que tu avais déployé pour mon éducation et formation. Dieu te bénisse, je t'aime DADA.

A moi-même,

A ma mère, ma grande mère, qui m'ont apporté un soutien inconditionnel, merci de me soutenir et m'épauler pour que je puisse atteindre mes objectifs.

A mon frère Yaakoub, mes sœurs Maroua, Safaa et ma petite ange Racha, et toute ma famille qui sont une source de joie et de bonheur, qui m'avez toujours soutenu et encouragé durant mes années d'études je vous aime,

Ikram, pour ton amour sincère, avec toi j'ai réellement passé de très bons moments. Mon respect le plus profond et ma gratitude la plus sincère pour ton aide, ton soutien moral, et toutes tes qualités humaines je t'aime.

A mon oncle Salim, pour son soutien moral, et son encouragement, merci d'être avec moi

**Melakhessou Chaima**

## Dédicaces

*A ma Chère Mère Souhila*

*A mon cher Père Bakhti*

*Dont le mérite, les sacrifices et les qualités humaines m'ont permis de vivre ce*

*jour*

*A mes chers frères et toute ma famille qui ont été toujours là pour moi*

*A mon binôme Chaima et sa famille*

*A mes chères amies et à tous les gens qui m'aiment ainsi qu'à toute personne*

*qui m'aide à réaliser ce travail.*

**Sahouane Assia**

# Table des matières

Résumé

Remerciements

Dédicaces

Liste des tableaux

Liste des figures

Abréviations

<b>INTRODUCTION GENERALE .....</b>	<b>1</b>
<b>I. Chapitre I : Généralités sur la série Boeing 737-800/700c/600 .....</b>	<b>4</b>
I.1 Introduction.....	4
I.2 Présentation du constructeur Boeing .....	4
I.3 Description générale de la famille Boeing 737.....	5
I.4 Les caractéristiques du B737-600/700c/800.....	5
I.4.1 Les dimensions du B737-600.....	5
I.4.2 Les données de base du B737-600 .....	7
I.4.3 Les dimensions du B737-700c .....	8
I.4.4 Les données de base du B737-700c .....	9
I.4.5 Les dimensions du B737-800.....	10
I.4.6 Les données de base du B737-800 .....	11
I.5 La motorisation de B737NG de nouvelle génération (737-600/700c/800) .....	12
I.6 Conclusion : .....	13
<b>II. CHAPITRE II : Etude de performances des avions B737-800/700c/600.....</b>	<b>15</b>
II.1 Introduction :.....	15
II.1.1 Limitations structurales.....	15
II.1.2 Limitations Décollage .....	16
II.1.2.1 Limitations piste : .....	16
II.1.2.2 Limitation 2ème segment :.....	17
II.1.2.3 Limitation obstacle :.....	17
II.1.2.4 Exemple traité .....	17
II.1.3 Limitations croisière .....	20
II.1.3.1 Altitude optimale.....	20
II.1.3.1.1 Choix de l'altitude de croisière.....	20

II.1.3.1.2	Exemple de calcul de MMD :.....	21
II.1.3.2	Temps de vol et consommation carburant .....	23
II.1.3.2.1	Consommation carburant .....	23
II.1.3.2.2	Temps de vol .....	24
II.1.3.3	Exemple de calcul de quantité de carburant et le temps de vol :.....	24
II.1.3.4	Procédure Drift Down.....	30
II.1.3.4.1	Définition.....	30
II.1.3.4.2	Exigence réglementaire.....	31
II.1.3.4.2.1	En route : Un moteur en panne .....	31
II.1.3.4.2.1.1	Trajectoire brute .....	32
II.1.3.4.2.1.2	Trajectoire nette.....	32
II.1.3.4.2.2	Cas d'un moteur en panne .....	33
II.1.3.4.3	Franchissement d'obstacles .....	33
II.1.3.4.3.1	Franchissement latéral des obstacles .....	33
II.1.3.4.3.2	Franchissement vertical des obstacles.....	34
II.1.3.4.3.2.1	Règle classique .....	34
II.1.3.4.3.2.2	Règle DHR (Down Hill Rule).....	34
II.1.3.4.4	Exemple sur la procédure drift down.....	37
II.1.3.5	Rayon d'action.....	39
II.1.3.5.1	Définition.....	39
II.1.3.5.2	Exemple de calcul de rayon d'action pour B737NG-600/700c/800 :.....	41
II.1.3.6	La décompression.....	45
II.1.3.6.1	Introduction.....	45
II.1.3.6.2	Distribution de l'oxygène : .....	46
II.1.3.6.2.1	Circuit chimique de B737-800/600 :.....	46
II.1.3.6.2.2	Circuit gazeux de B737/700c :.....	47
II.1.3.6.3	Exemple de calcul de pression d'oxygène pour B737-700c :.....	48
<b>III.</b>	<b>CHAPITRE III : Etude pratique de performances des avions B737-800/700c/600 .....</b>	<b>50</b>
III.1	Introduction.....	50
III.2	Etudes opérationnelles.....	50
III.2.1	Méthode de calcul concernant l'adéquation des aérodromes .....	50
III.2.1.1	Vérification des longueurs nécessaires des pistes .....	50
III.2.1.1.1	Méthode ACN /PCN.....	52
III.2.1.1.2	Le numéro de classification de chaussée (PCN) .....	52

III.2.1.1.3	Principe générale de la méthode ACN\PCN .....	54
III.3	Etudes de performance .....	57
III.3.1	Étude de ligne .....	60
III.4	Etude de rentabilité.....	65
III.4.1	Introduction.....	65
III.4.2	Le calcul de rentabilité .....	65
III.4.2.1	Possibilité de l'offre .....	65
III.4.2.1.1	Détermination du trafic.....	65
III.4.2.1.2	Etude des coûts d'exploitation.....	65
III.4.2.2	Les coûts d'exploitation.....	68
III.4.2.2.1	Coûts directs.....	68
III.4.2.2.2	Coûts indirects.....	71
III.4.3	Exemple calcule des couts d'exploitations des avions B737-600/700c/800 :.....	72
III.4.3.1	Les couts de survol .....	72
III.4.3.2	Coûts carburant.....	77
III.4.3.3	Les couts de maintenance et PNT/PNC et assurance.....	79
III.4.3.4	La recette.....	79
III.4.3.5	Coefficient de remplissage .....	79
III.4.3.6	Bénéfice.....	80
III.4.4	Conclusion .....	80
	<b>Conclusion générale et perspectives .....</b>	<b>81</b>
	<b>Bibliographique.....</b>	<b>82</b>
	<b>Annexes.....</b>	<b>85</b>



## Liste des tableaux

Table I-1: Les dimensions de B737-600[8].	6
Table I-2 : les données de base du B737-600 [8].	7
Table I-3: les Dimensions de B737-700c [9].	8
Table I-4: les données de base du B737-700c [9].	9
Table I-5 : les Dimensions de B737-800 [10].	10
Table 6: Les données de base du B737-800 [10].	11
Table I-7 : motorisation des versions B737-600/700c/800 [12].	13
Table II-1: Limitations structurales du B737-600 [8].	15
Table II-2: Limitations structurales du B737-700c [9].	16
Table II-3 : Limitations structurales du B737-800[10].	16
Table II-4: Détermination de MMD dans les conditions $T^{\circ}=35^{\circ}\text{c}$ et altitude=1000ft.	18
Table II-5 : Détermination de MMD dans les conditions $T^{\circ}=30^{\circ}\text{c}$ et altitude=3000ft.	19
Table II-6: Détermination de MMD dans les conditions $T^{\circ}=25^{\circ}\text{c}$ et altitude=5000ft.	19
Table II-7: La masse maximale au décollage pour chaque avion.	20
Table II-8: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-800.	21
Table II-9: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-700c.	21
Table II-10: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-600.	21
Table II-11: la masse et le temps de vol de chaque avion/distance.	30
Table II-12: Des pénalisations en pente.	33
Table II-13 : FL de rétablissement et la distance franchissable et la consommation carburant en cas de panne moteur.	39
Table II-14: la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-800 [16].	41
Table II-15 : le rayon d'action (NM/t) pour B737-800.	42
Table II-16 : la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-700c [17].	42
Table II-17 : le rayon d'action (NM/t) pour B737-700c.	43
Table II-18 : la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-600 [18].	43
Table II-19: le rayon d'action (NM/t) pour B737-600.	44
Table III-1 : Vérification des longueurs nécessaires des pistes.	50
Table III-2 : les valeurs de l'ACN de B737-600 [31].	53
Table III-3 : les valeurs de l'ACN de B737-700c [31].	54
Table III-4 : les valeurs de l'ACN de B737-800 [31].	54
Table III-5 : les valeurs de l'ACN de B737-600 associée à chaque piste d'aéroports.	55
Table III-6 : les valeurs de l'ACN de B737-700c associée à chaque piste d'aéroports.	55
Table III-7 : les valeurs de l'ACN de B737-800 associée à chaque piste d'aéroports.	56
Table III-8 : limitations de performances B737-600 aéroport d'Alger.	57
Table III-9 : limitations de performances B737-700c aéroport d'Alger.	57
Table III-10 : limitations de performances B737-800 aéroport d'Alger.	58
Table III-11 : limitations de performances B737-600 aéroport de Djanet.	58
Table III-12 : limitations de performances B737-700c aéroport de Djanet.	58
Table III-13 : limitations de performances B737-800 aéroport de Djanet.	59
Table III-14 : limitations de performances B737-600 aéroport de Lusaka.	59
Table III-15 : limitations de performances B737-700c aéroport de Lusaka.	59
Table III-16 : limitations de performances B737-800 aéroport de Lusaka.	60
Table III-17 : limitations de performances B737-600 aéroport de Niamey.	60

Table III-18 : Etude de ligne B737-600 (ALG-DJG-LUN).	61
Table III-19 : Etude de ligne B737-600 (ALG-NIM-LUN).	61
Table III-20 : Etude de ligne B737-700c (ALG-DJG-LUN).	61
Table III-21 : étude de ligne B737-800 (ALG-DJG-LUN).	62
Table III-22 : les routes [32].	63
Table III-23 : les couts de survol B737-600 ALG-NIM [32].	72
Table III-24 : les couts de survol B737-600 NIM-LUN [32].	72
Table III-25 : les couts de survol B737-600 LUN-DJG [32].	73
Table III-26 les couts de survol B737-600 DJG-ALG [32].	73
Table III-27 : les couts de survol B737-800 ALG-DJG [32].	74
Table III-28 : les couts de survol B737-800 DJG-LUN [32].	74
Table III-29 : les couts de survol B737-800 LUN-DJG [32].	75
Table III-30 : les couts de survol B737-800 DJG-ALG [32].	75
Table III-31 : les couts de survol B737-700c ALG-DJG [32].	76
Table III-32 : les couts de survol B737-700c DJG-LUN [32].	76
Table III-33 : les couts de survol B737-700c LUN-DJG [32].	76
Table III-34 : les couts de survol B737-700c DJG-ALG [32].	77
Table III-35 : prix de carburant pour B737-600.	78
Table III-36 : prix de carburant pour B737-700c.	78
Table III-37 : prix de carburant pour B737-800.	78
Table III-38: Les couts de maintenance et PNT/PNC et assurance.	79
Table III-39 : les bénéfices de chaque avion.	80
Table 1 : la consommation horaire CH et la vitesse propre pour B737-800.	97
Table 2: la quantité de réserve finale de B737-800 en fonction d'altitude pression.	97
Table 3: pression O2 en fonction d'altitude pression pour B737-700c.	102
Table 4 : pression O2 dans chaque cylindre pour B737-700c.	102

## Liste des figures

Figure I-1 : Le logo de constructeur Boeing [4].	4
Figure I-2 : la série B737 [6,7].	5
Figure I-3 : Les Dimensions de B737-600 [8].	6
Figure I-4 : Les Dimensions de B737-700c [9].	8
Figure I-5 : Les dimensions de B737-800 [10].	11
Figure I-6: Vue en coupe du moteur CFM56-7B [11].	13
Figure II-1 : Limitation au décollage [18].	17
<b>Figure II-2: Graphe de variation de RTOW en fonction d'altitude pression de B737-800 et B737-700c et B737-600.</b>	<b>22</b>
Figure II-3 : Le carburant réglementaire.[15].	24
Figure II-4: Procédures drift down, cas de panne moteur [21].	31
Figure II-5:règles d'exploitation pour la procédure drift down [21].	31
Figure II-6 : pénalisations en pente [21].	33
Figure II-7 : Franchissement latéral des obstacles [23].	33
Figure II-8: Franchissement vertical des obstacles, règle classique [21].	34
Figure II-9: Franchissement vertical des obstacles, DHR (Down Hill Rule) [21].	35
Figure II-10: le point de panne P [20].	35
Figure II-11: le point de panne P [21].	36
Figure II-12: l'utilisation de DHR pour le franchissement d'obstacle au point P [21].	36
Figure II-13 : graphe de la variation du rayon d'action en fonction de la masse pour un FL340.	44
Figure II-14: graphe de la variation du rayon d'action en fonction de la masse pour un FL 310.	45
Figure II-15: Système générateur d'oxygène chimique [29].	47
Figure II-16 : oxygène à bord d'avion [25].	48
Figure III-1 :Graphe du temps de vol totale des trois versions.	62
Figure III-2 : Graphe de délestage total des trois versions.	63
Figure III-3: carte de route ALG-DJG-LUN-ALG [32].	64
Figure III-4 : carte de route ALG-NIM-LUN [32].	64
Figure III-5: Etude des coûts d'exploitation [24].	66
Figure III-6 : les différents aspects d'exploitation d'avion [24].	67
Figure III-7: graphe des bénéfiques des trois avions.	80
Figure 2 : takeoff climb limit pour B737-800 (2ème segment).	92
Figure 3: obstacle limit pour B737-800 (limitation obstacle).	93
Figure 4: Détermination de réserve de dégagement pour B737-800.	94
Figure 5: détermination de délestage pour B737-800.	95
Figure 6: détermination de l'altitude de rétablissement et la distance franchissable pour B737-800. ....	96
Figure 7:graphe de l'altitude optimale B737-800.	99
Figure 8 : graphe de l'altitude optimale B737-700c.	99
Figure 9 : graphe de l'altitude optimale B737-600.	99
Figure 10 : graphe des procédures en cas de décompression B737-800.	100
Figure 11 : graphe des procédures en cas de décompression B737-600.	101

## Abréviations

**A/C:** aircraft

**ACMI:** Aircraft Crew Maintenance and Assurance

**ACN:** Aircraft Classification Number

**AD:** aerodrome

**C°**=degré Celsius

**C/o :** charge offerte

**Ch :** consommation horaire

**Cr :** capacité réservoirs

**Csp :** consommation spécifique

**d:** délestage

**D:** distance

**DHR:** Down Hill Rule

**EZFW:** estimated zero fuel weight

**FAA:** federal aviation administration

**FCOM:** Flight Crew Operational Manual

**FL:** flight level

**FPPM:** FLIGHT PLANNING AND PERFORMANCE MANUAL

**Ft:** Feet

**H:** Heure

**JAA:** joint aviation authorities

**Kg:** kilogramme

**KT:** knot

**M:** Mètre

**MLW:** maxi-landing weight

**MMD** : masse maxi décollage

**MMO** : mach maxi opérationnel

**MMSD** : masse maxi de structure au décollage

**MOA**: Maximum Operating Altitude

**MTOFW**: maxi take-off weight

**MZFW**: maxi zero fuel weight

**NG**: New Generation

**NM** : nautique mile

**OACI** : organisation d'aviation civile internationale

**OAT** : Outside Air Temperature

**OBST** : obstacle

**Qlf** : quantité carburant

**RD** : réserve de dégagement

**RF** : réserve final

**RR** : réserve de route

**Rs**: rayon d'action spécifique

**RTOW**: regulated takeoff weight

**R<sub>tt</sub>** : recette

**RWY**: Runway

**SSLIA** : Services De Sauvetage Et De Lutte Contre L'incendie

**T** : Température

**TAS** : true air speed

**TV**: temps de vol

**VMO** : vitesse max opérationnel

**V<sub>p</sub>** : vitesse proper

**V<sub>s</sub>** : vitesse sol

**Z<sub>p</sub>**

:

Altitude

Pression

## INTRODUCTION GENERALE

La performance opérationnelle est un terme utilisé pour décrire la capacité d'un avion à accomplir certaines missions qui le rendent utile à des fins précis. Citons comme exemples, la capacité d'un aéronef à atterrir et décoller sur une très courte distance, sa capacité de transporter de pénibles charges, de voler à haute altitude à des vitesses élevées et/ou de parcourir de longues distances est essentielle pour les performances des avions de ligne et de type exécutif.

Les principaux facteurs les plus affectés par les performances sont la distance de décollage et d'atterrissage, le taux de montée, le plafond, la charge utile, l'autonomie, la vitesse, la maniabilité, la stabilité et l'économie de carburant. Certains de ces facteurs sont souvent directement opposés : par exemple, vitesse élevée par rapport à une courte distance d'atterrissage, longue portée par rapport à une grande charge utile, et taux de montée élevé par rapport à l'économie de carburant. C'est la prééminence d'un ou plusieurs de ces facteurs qui dicte les différences entre les aéronefs et explique le degré élevé de spécialisation que l'on trouve dans les aéronefs modernes.

Les différents éléments de performance de l'avion résultent de la combinaison des caractéristiques de l'avion et du groupe motopropulseur. Les caractéristiques aérodynamiques de l'avion définissent généralement les exigences de puissance et de poussée dans diverses conditions de vol, tandis que les caractéristiques du groupe motopropulseur définissent généralement la puissance et la poussée disponibles dans diverses conditions de vol. La correspondance de la configuration aérodynamique avec le groupe motopropulseur est réalisée par le fabricant pour fournir des performances maximales dans les conditions de conception spécifiques (par exemple, la portée, l'endurance et la montée).

La compagnie Tassili Airlines est une compagnie algérienne, elle fait des vols spéciaux, sa flotte contient un B737-800 et elle veut faire un achat d'avion de B737 nouvelle génération donc elle nous propose de faire une étude technique et économique portant sur le recueil des caractéristiques, de comportement, de performances et de rentabilité de chaque type d'appareil B737-600, B737-700c, et B737-800 en phases de montée et de croisière.

Afin de mener à bien cette étude, et atteindre nos objectifs, nous avons fait un stage pratique de 3 mois au sein de la compagnie Tassili Airlines, plus précisément au niveau du service de performance, là où nous avons réussi à développer ce thème. En ramenant les données de B737-600 et B737-700c d'Air Algérie. Le choix des avions s'est porté sur les trois versions ci-dessus car ils sont comparables et ses données sont disponibles pour faciliter notre étude. Et pour aboutir à notre objectif nous avons comparé les performances de ces trois avions dans les deux phases du vol (montée, croisière), et nous avons établi des plans de vols à partir du jet plan donnés par les deux compagnies pour les trois types d'avions avec les mêmes destinations afin de comparer le temps du vol et consommation carburant.

Ce mémoire est donc composé de trois (3) chapitres, Organisé comme suit :

- Dans le premier chapitre « Généralités sur la série Boeing 737-800/700c/600 » une présentation générale du constructeur Boeing ainsi que les caractéristiques de base des trois versions B737-800/700c/600.
- Le deuxième chapitre « Etude de performances des avions B737-800/700c/600 » est consacré à l'étude théorique des performances des trois avions. Une étude de limitations dans les phases de décollage et de croisière permettra ainsi le calcul de limitations de chaque type d'appareil.
- Dans le troisième chapitre « calcul de performances et des coûts d'exploitation du B737-600/-700c/-800 », une étude technique, opérationnelle et économique permettra de choisir l'avion le plus convenable à l'étape de vol en question. Des calculs détaillés du temps de vol, de la consommation carburant, des couts d'exploitation et de rentabilité validant ainsi ce choix.

Nous terminons enfin par une conclusion générale des résultats obtenus, et des perspectives de recherche qui restent à développer.

**Chapitre I : Généralités sur la série  
Boeing 737-800/700c/600**



# Chapitre I : Généralités sur la série Boeing 737-800/700c/600

## I.1 Introduction

Le Boeing 737 est un avion de ligne court à moyen-courrier biréacteur à fuselage étroit développé et construit depuis 1967 par la Boeing Commercial Airplanes. Depuis son lancement jusqu'en mars 2018, plus de 10 000 appareils ont été produits. Le 737 Next Generation (Nouvelle Génération), lancé dans les années 1990, dispose d'une voilure améliorée, d'une planche de bord tout écran et d'un nouvel intérieur. Le 737 Next Generation comprennent quatre versions : -600, -700c, -800 et -900.

Dans ce chapitre nous allons parler de caractéristiques de chaque version : 600, 700c, et 800, ainsi que ses données de base, et on va discuter sur la motorisation de chaque version. Qu'on se limite les trois séries et cet est à la demande d'air Algérie puisque elle dispose que ces trois versions.

## I.2 Présentation du constructeur Boeing

Boeing (nom officiel : The Boeing Company) est un constructeur aéronautique et aérospatial américain. Son siège social est situé à Chicago, dans l'Illinois et sa plus grande usine à Everett, près de Seattle dans l'État de Washington. Cet avionneur s'est spécialisé dans la conception d'avions civils et privés, mais également dans l'aéronautique militaire, les hélicoptères ainsi que dans les satellites et les lanceurs avec sa division Boeing Defense, Space & Security. En 2012, elle se positionne au deuxième rang des ventes de matériel militaire au niveau mondial [1] [2]. Cette société se livre à une guerre commerciale dans l'aéronautique avec son principal concurrent, le groupe européen Airbus Commercial Aircraft.

Boeing connaît en 2019 et 2020 une catastrophe industrielle avec le 737 Max, interdit de vol, plusieurs centaines d'appareils cloués au sol à la suite de deux accidents n'ayant laissé aucun survivant, qui provoque notamment l'arrêt de sa production, des pertes évaluées à plusieurs milliards de dollars pour l'entreprise et une chute importante de ses ventes au profit de son rival européen [3]



Figure I-1 : Le logo de constructeur Boeing [4].

### I.3 Description générale de la famille Boeing 737

Le Boeing 737 Next Generation, communément appelé Boeing 737 NG, est le nom donné aux versions 600, 700c, 800 et 900 du Boeing 737. C'est la troisième génération dérivée du 737, qui suit la série 737 Classique (300, 400 et 500), produite de 1996 à janvier 2020 (pour les versions civiles) [5], par Boeing dans l'usine Boeing de Renton. Le 737 NG est vendu en quatre tailles différentes, de 110 à 210 passagers.

Un total de 6 900 Boeing 737 NG ont été livrés dont 4 015 avant avril 2012 et plus de 6 000 commandés [6,7]. Il est principalement en concurrence avec l'Airbus A320. Cette génération a été remplacée par celle du Boeing 737 Max qui a fait son premier vol en 2017.

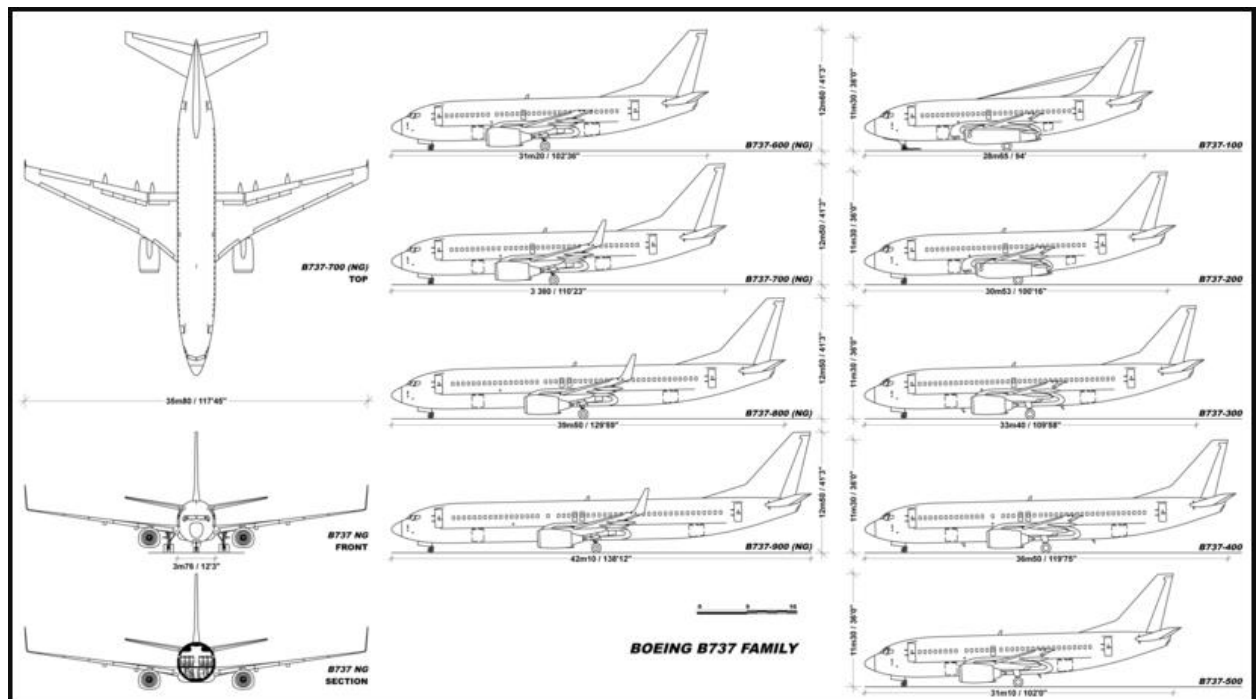


Figure I-2 : la série B737 [6,7].

### I.4 Les caractéristiques du B737-600/700c/800

#### I.4.1 Les dimensions du B737-600

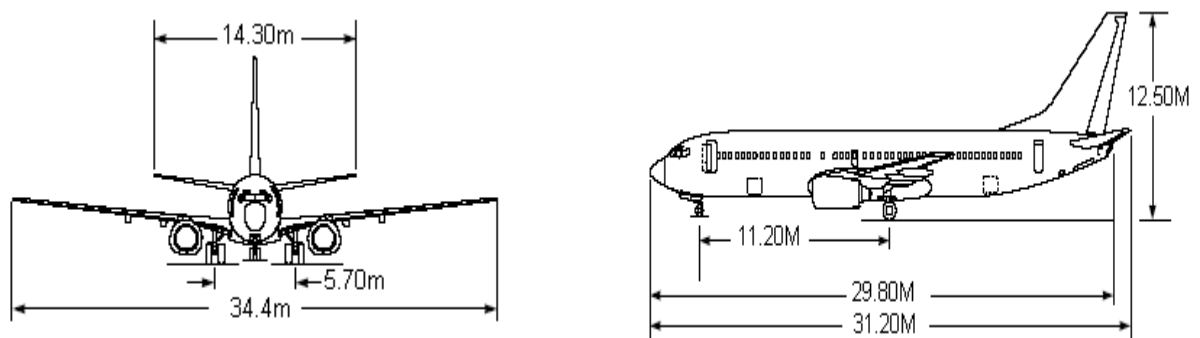
Le 737-600 était le troisième des NG à être construit et était à l'origine le 737-500X avec un fuselage de longueur similaire, pouvant accueillir entre 108 et 132 places. L'ordre de lancement est venu de SAS le 15 mars 1995. Le fuselage est essentiellement celui du -700, avec deux bouchons de 1,37 m (avant) et 1,01 m (arrière) retirés donnant une longueur totale de 31,2 m (102 pieds 6 pouces).

Les autres différences incluent :

- Moteurs déclassés à 19 500 lb.
  - Installation de la porte cargo avant et de la bouteille d'oxygène de l'équipage du 737-500.
- Jauge localement augmentée sur les panneaux de peau de bout d'aile pour éviter le flottement.
- Carénage aile-corps modifié pour s'adapter au contour arrière du fuselage.

**Table I-1: Les dimensions de B737-600[8].**

<b>Longueur hors tout</b>	<b>31.20m</b>
<b>Longueur du fuselage</b>	<b>29.80m</b>
<b>Envergure</b>	<b>34.4m</b>
<b>Hauteur</b>	<b>12.50m</b>
<b>Longueur cabine</b>	<b>2.20m</b>
<b>Empattement</b>	<b>11.20m</b>
<b>Envergure stabilo</b>	<b>14.30m</b>



**Figure I-3 : Les Dimensions de B737-600 [8].**

#### I.4.2 Les données de base du B737-600

**Table I-2 : les données de base du B737-600 [8].**

<b>Manufacturer</b>	BOEING
<b>Model</b>	B737-600 7T-VJQ/JR/JS/JT/JU
<b>Type</b>	Twin-Engine Jet Transport
<b>Main Landing GearTrack.</b>	5.7m
<b>Maximum TaxiWeight</b>	65.317 kg
<b>Mass maximal adécollage</b>	66000kg
<b>Maximum Operating Altitude</b>	41.000 ft
<b>VMO</b>	340 KTS
<b>MMO</b>	0.82
<b>Engines</b>	CFM56-7B22
<b>Rayon maximal en charge</b>	5648km Ou 3050nm
<b>Capacity kerosene</b>	20800KG (Density 0.803 kg/l)
<b>Capacity pax</b>	102
<b>Cargo(volume)</b>	13m <sup>3</sup>

### I.4.3 Les dimensions du B737-700c

Ce fut le premier des NG à voler. Le premier -700c a été modernisé avec des winglets le 11 septembre 2001 pour Kenya Airways.

Le 737-700c (Convertible) possède un porte cargo latéral de 3,4 x 2,1 m et peut transporter 18 780 kg de fret sur huit palettes. Le plafond, les parois latérales et les compartiments supérieurs restent à l'intérieur pendant que l'avion est configuré pour le fret. Il y a eu 21 737-700c commandés, principalement pour l'US Navy où ils sont connus sous le nom de C40A.

Le 737-700ER est un avion de ligne long courrier de classe affaires, similaire au BBJ. Il a une portée de 5500 nm et devrait entrer en service début 2007.

Table I-3: les Dimensions de B737-700c [9].

Longueur hors tout	33.63m
Longueur du fuselage	32.18m
Envergure	35.79m
Hauteur	12.57m
Longueur cabine	6.42m
Empattement	12,60m
Envergure stabilo	14.35m

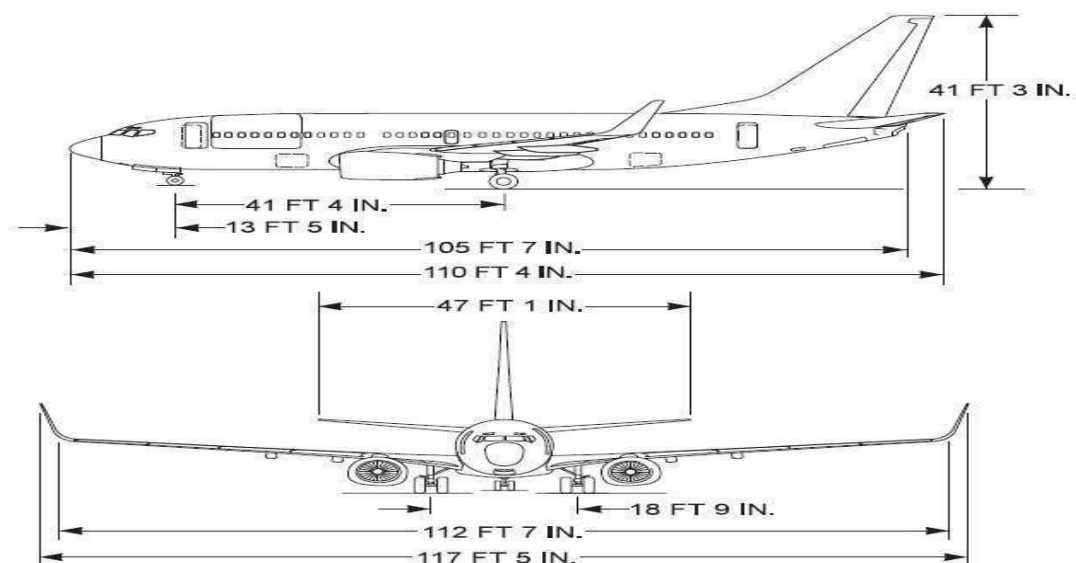


Figure I-4 : Les Dimensions de B737-700c [9]

#### I.4.4 Les données de base du B737-700c

**Table I-4: les données de base du B737-700c [9].**

<b>Manufacturer</b>	BOEING
<b>Model</b>	B737-700C 7T-VKS/KT
<b>Type</b>	Twin-Engine Jet Transport
<b>Main Landing Gear Track.</b>	5.7m
<b>Maximum Taxi Weight</b>	77.791kg
<b>Masse maximal au décollage</b>	70080kg
<b>Maximum Operating Altitude</b>	41.000 ft.
<b>VMO</b>	340 KTS
<b>MMO</b>	0.82
<b>Engines</b>	CFM56-7B26
<b>Rayon maximal en charge</b>	6230km Ou 3365nm
<b>Capacity kerosene</b>	20800KG (Density 0.803 kg/l)
<b>Capacity pax</b>	112
<b>Cargo(volume)</b>	26m <sup>3</sup>

#### **I.4.5 Les dimensions du B737-800**

Le 737-400X est devenu le 737-800 mais est beaucoup plus long à 39,4 m (129 pi 6 po) et peut accueillir jusqu'à 189. Le projet a été lancé le 5 septembre 1994, avec des engagements pour plus de 40. La première livraison était à Hapag Lloyd en avril 1998 C'est de loin la série de 737 la plus aboutie et l'énorme carnet de commandes assurera la production du 737 jusqu'en 2012 au moins.

Les différences par rapport au -700c incluent :

- Bouchons de fuselage de 3m (avant) et (2,84m (arrière)).
- La poussée du moteur a augmenté à 27 300 lb.
- Sorties d'aile supplémentaire (similaires a-400)
- Tailskid ajouté à la section 48 (identique a -400).
- Conduits de colonne montante du système de contrôle de l'environnement ajoutés (identiques a -400).
- Peaux et longerons recalibrés dans l'aile et la section centrale.
- Pneus de 44,5 pouces (1,13 m), roues et freins extra-robustes.
- Structure du train d'atterrissage principal redimensionnée.

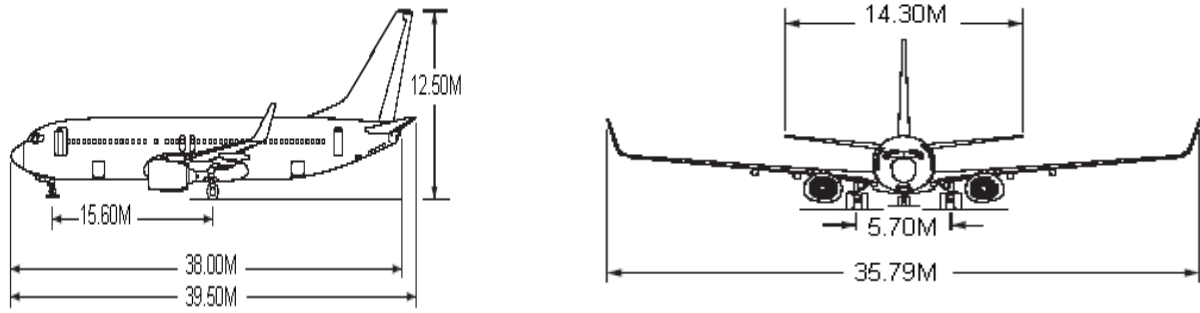
Le -800 est disponible avec des winglets en standard ou en retrofit depuis mai 2001. Ceux-ci réduisent la traînée aérodynamique, réduisant ainsi la consommation de carburant jusqu'à 7%.

La MTOW de la version HGW est de 78 960 kg

Un package d'amélioration des performances sur le terrain a été développé en 2005/6 pour permettre aux compagnies aériennes GOL d'exploiter leurs 737-800 dans l'aéroport Santos Dumont de 1 323 m (4 341 pieds). Depuis lors, il est également devenu une option sur tous les 737-800 et de série sur le 737-900ER

**Table I-5 : les Dimensions de B737-800 [10].**

<b>Longueur hors tout</b>	<b>39.50m</b>
<b>Longueur du fuselage</b>	<b>38.00m</b>
<b>Envergure</b>	<b>35.79m</b>
<b>Hauteur</b>	<b>12.50m</b>
<b>Longueur cabine</b>	<b>6.42m</b>
<b>Empattement</b>	<b>15.60m</b>
<b>Envergure stabilo</b>	<b>14.30m</b>



**Figure I-5 : Les dimensions de B737-800 [10].**

#### **I.4.6 Les données de base du B737-800**

**Table 6: Les données de base du B737-800 [10]**



<b>Manufacturer</b>	BOEING				
<b>Model</b>	B737-800W 7T-VJM/JN/JO/JP	B737-800W 7T-VJK/JL B737-800BCF 7T-VJJ	B737-800W 7T-VKA/KB/KC	B737-800W 7T-VKD/KE/KF/ KG/KH/KI/KJ/KK /KL/ KM/KN/KO/KP/KQ/KR	B737-800BCF7T-VJJ With restriction
<b>Type</b>	Twin-Engine Jet Transport				
<b>Main Landing Gear Track.</b>	5.7m				
<b>Maximum Taxi Weight</b>	79242 kg			77791 kg	
<b>Maximum Operating Altitude</b>	41.000 ft				
<b>VMO</b>	340 KT				
<b>MMO</b>	0.82				
<b>Engines</b>	CFM56-7B27NEW				
<b>Rayon maximal en charge</b>	5665km Ou 3060nm				
<b>Capacity kerosene</b>	20800KG (Density 0.803 kg/l)				
<b>Capacity pax</b>	148				
<b>Cargo(volume)</b>	44m <sup>3</sup>				

### I.5 La motorisation de B737NG de nouvelle génération (737-600/700c/800)

Avions 737 de nouvelle génération (737-600/-700C/-800) sont dotés d'un nouveau système de commande de propulsion électronique qui remplace presque entièrement les systèmes hydromécaniques utilisé dans les modèles 737 de génération précédente et actuelle (737-100/-200/-300/-400/-500). L'une des principales différences est l'ajout de la commande électronique du moteur (EEC), qui recherche et alerte en permanence les équipages de conduite de plusieurs niveaux de défauts pouvant affecter le fonctionnement du moteur. Les équipages de conduite constateront que le nouveau PCS ressemble beaucoup aux systèmes des modèles précédents tout en représentant des améliorations de l'opérabilité, de la capacité, de la fiabilité et de la

maintenabilité de ces systèmes. De plus, les équipes de maintenance découvriront que de nombreux outils qui leur sont utiles sont intégrés au système. [11]

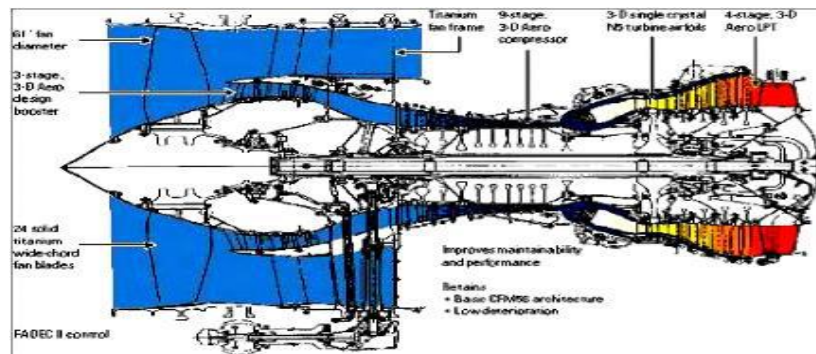


Figure I-6: Vue en coupe du moteur CFM56-7B [11].

Table I-7 : motorisation des versions B737-600/700c/800 [12]

Version	Spécificités
B737-600	2 CFM56-7B18 de 8 833 kgp.
B737-700c	2 CFM56-7B20 de 9 331 kgp.
B737-800	2 CFM56-7B24 de 10 962 kgp.

## I.6 Conclusion :

Les avions de la série B737NG présentant des caractéristiques différentes. Une étude des performances de chaque appareil des trois sera présentée au chapitre suivant.

**CHAPITRE II : Etude de  
performances des avions B737-  
800/700c/600**

## **CHAPITRE II : Etude de performances des avions B737-800/700c/600**

### **II.1 Introduction :**

L'étude de performance a pour but de déterminer l'avion le plus économique et le plus performant, Le calcul des performances au décollage, croisière et l'atterrissage fait partie du travail des équipages, au cours de la préparation du vol, avant le départ, mais aussi pendant le vol.

Nous nous intéressons dans ce chapitre aux limitations dans les deux phases : décollage et croisière. Pour se faire, nous utilisons les manuels de vol FPPM et le FCOM...etc. afin de respecter l'enveloppe d'utilisation fixée par la réglementation.

#### **II.1.1 Limitations structurales**

Les limitations structurales sont définies par le constructeur de l'avion en fonction des calculs de résistance des matériaux qui ont été élaborés lors de la construction de l'avion. Elles peuvent être « customisées » suivant les demandes des exploitants, en modifiant certains éléments de la structure. Il n'est donc pas rare de trouver, dans une même flotte, des avions qui ont des limitations structurales différentes suivant leur origine ou l'utilisation qui en est faite...

Voici les tableaux des différentes limitations structurales du B737-800, B737-700c, B737-600 telles qu'elles sont indiquées dans le FCOM.

**Table II-1: Limitations structurales du B737-600 [8].**

<b>LIMITATIONS</b>	<b>7T-VJQ-JR-JS-JT-JU</b>
<b>RAMP/TAXI</b>	65317KG
<b>M.T.O.W</b>	65090KG
<b>M.L.W</b>	54657KG
<b>M.Z.F.W</b>	51482KG

**Table II-2: Limitations structurales du B737-700c [9].**

<b>LIMITATIONS</b>	<b>7T-V KS/KT</b>
<b>RAMP/TAXI</b>	77791 KG
<b>M.T.O.W</b>	77564 KG
<b>M.L.W</b>	60781 KG
<b>M.Z.F.W</b>	57152 KG

**Table II-3 : Limitations structurales du B737-800[10].**

<b>LIMITATIONS</b>	<b>7T-VJJ-JK-JL- JM-JN-JO-JP-KA-KB- KC-KD-KE-KF-KG- KH-KIKJ- KK-KL-KM-KN- KO-KP-KQ-KR</b>	<b>7T-VJJ BCF WITH RESTRICTION</b>
<b>RAMP/TAXI</b>	79242 KG	77791 KG
<b>M.T.O.W</b>	79015 KG	*77564 KG
<b>M.L.W</b>	65317 KG	65317 KG
<b>M.Z.F.W</b>	61688 KG	61688 KG

## **II.1.2 Limitations Décollage**

Nous allons traiter trois limitations :

### **II.1.2.1 Limitations piste :**

C'est la masse à laquelle la distance de décollage et la distance accélération-arrêt requises pour l'altitude de l'aérodrome, la température ambiante, la composante du vent, la longueur, la pente et les conditions de surface de la piste, au moment du décollage sont égales ou inférieures

à la distance de décollage et à la distance accélération-arrêt disponibles dans la direction du décollage.

Les conditions déclarées approuvées peuvent être utilisées à la place de la température ambiante et élévation de l'aérodrome.

#### **II.1.2.2 Limitation 2ème segment :**

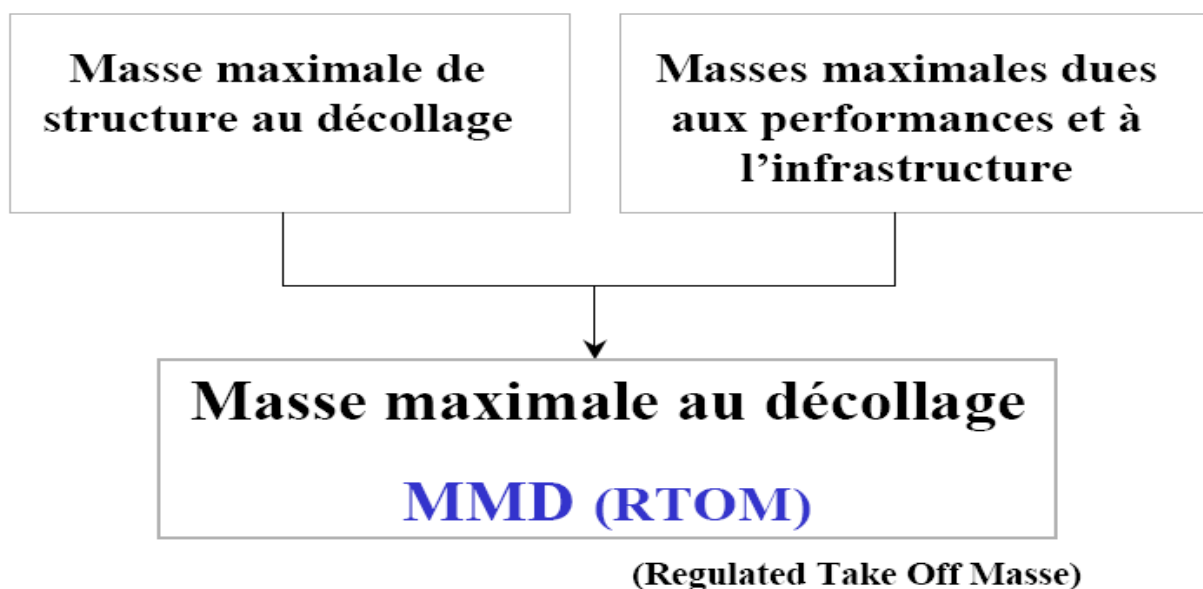
C'est la masse qui permettra de se conformer aux exigences de montée au décollage en tenant compte soit de la température ambiante et de l'altitude de l'aérodrome, soit des conditions déclarées approuvées.

#### **II.1.2.3 Limitation obstacle :**

C'est la masse qui permettra de se conformer aux exigences de franchissement d'obstacles pour le décollage d'une piste sèche (qu'elle soit sèche ou non), et en tenant compte soit des conditions de vent, de la température ambiante et de l'aérodrome les conditions d'altitude ou de vent et les conditions déclarées approuvées.

#### **II.1.2.4 Exemple traité**

L'objectif est de déterminer la masse maximale admissible d'un avion qu'il ne peut pas dépasser au décollage qu'est la plus petite entre la masse maximale de structure au décollage MMSD et la masse maximale due aux performances et à l'infrastructure ( MMD piste , MMD 2ème segment, MMD obstacle ).



**Figure II-1 : Limitation au décollage [18].**

- Nous allons déterminer la masse maximale au décollage pour des conditions fixes (le vent, la pente, runway, une piste sèche, altitude et distance d'obstacle) et à chaque fois on va varier la température et l'altitude pression pour chaque avion B737-600, B737-700c, B737-800.

**Les conditions fixes :**

Vent=0 KT

Pente=0°

Rwy =3000m

Dry runway

Distance obstacle =5500m ; altitude obstacle =3000ft

Flaps 5°

MMSD B737-600=65090KG. [8]

MMSD B737-700c=77564 KG [9]

MMSD B737-800=79015 KG. [10]

**Table II-4: Détermination de MMD dans les conditions T°=35°c et altitude=1000ft**

	T (35°c) Altitude=1000ft		
	B737-600	B737-700c	B737-800
MMD piste (tonnes)	65.09	81.9	82.8
MMD 2eme Segment (tonnes)	62.8	78.8	82
MMD obstacle (tonnes)	50.8	60	63

✓ Pour T°=35°c et zp= 1000 ft.

D'après les résultats des graphes on compare les masses obtenues (on prend la masse la plus pénalisante) et on trouve que : B737-600 et B737-700c et B737-800 sont limités par l'obstacle. Et MMD obst de B737-800 >B737-700c> B737-600.

**Table II-5 : Détermination de MMD dans les conditions T°=30°c et altitude=3000ft**

	T°=30°c      altitude=3000ft		
	B737-600	B737-700c	B737-800
MMD piste (tonnes)	65.09	78	78
MMD 2eme Segment (tonnes)	61.4	76.2	78.8
MMD obstacle (tonnes)	49.7	59	60

✓ Pour T°=30°c et zp= 3000 ft.

D'après les résultats des graphes on compare les masses obtenues et on trouve que : B737-600

Et B737-700c et B737-800 sont limités par l'obstacle. Et MMD obst de B737-800 >B737-700c > B737-600.

**Table II-6: Détermination de MMD dans les conditions T°=25°c et altitude=5000ft**

	T°=25°c      altitude=5000ft		
	B737-600	B737-700c	B737-800
MMD piste (tonnes)	67	73.6	73.8
MMD 2eme Segment (tonnes)	60	72.9	74.8
MMD obstacle (tonnes)	45.5	54	56

✓ Pour T°=25°c et zp= 5000 ft.

D'après les résultats des graphes on compare les masses obtenues et on trouve que : B737-600

Et B737-700c et B737-800 sont limités par l'obstacle. Et MMD obst de B737-800 >B737-700c > B737-600.



✓ On remarque que à chaque fois la température diminue et l'altitude pression augmente, la masse MMD de chaque avion diminue.

✓ Après la comparaison entre MMD obst et la masse maximale de structure au décollage MMSD de chaque avion, on prend la plus petite entre eux et on obtient les résultats suivants :

**Table II-7: La masse maximale au décollage pour chaque avion.**

Altitude (ft)	1000	3000	5000
T°(c)	35°	30°	25°
MMD (tonnes) B737-600	50.8	49.7	45.5
MMD (tonnes) B737-700c	60	59	54
MMD (tonnes) B737-800	63	60	56

➤ On remarque que : MMD B737-800 > MMD B737-700c > MMD B737-600.

### II.1.3 Limitations croisière

La phase de croisière est, en principe, la partie la plus longue d'un vol Les performances de l'avion est donc optimisée pour cette phase. Le pilote choisit son altitude de croisière en fonction des performances de l'avion et de la durée de la croisière (les temps de montée et de descente ne sont pas négligeables), des courants aériens et de la réglementation locale. Sur un vol long il pourra être amené à modifier cette altitude sur certains segments.

Pour cela on va parler d'abord d'altitude optimale. [13]

#### II.1.3.1 Altitude optimale

##### II.1.3.1.1 Choix de l'altitude de croisière

La consommation minimale de carburant est quasiment indépendante de l'altitude, mais elle est proportionnelle à la vitesse et à la masse de l'avion et inversement proportionnelle à la densité de l'air.

La masse de l'avion diminue avec la consommation de carburant. En théorie il devrait monter en continu pour réduire sa consommation, mais cette option n'est pas possible pour le contrôle aérien. La montée, si elle est souhaitée, se fait par palier.

Et on doit tenir compte des phénomènes météorologiques particuliers et les courants aériens. Il s'agit de zone d'environ 150 km de large où les vents soufflent en moyenne à 200 km/h. Suivant le sens du vol et celui du vent, le pilote cherchera à les éviter ou à les utiliser. Un calcul est nécessaire pour déterminer si l'allongement de la route est compensé par la prise en compte du phénomène. [13]

➤ On va prendre un exemple pour déterminer l'altitude optimale pour les avions B737-800, B737-700c et B737-600 :

### II.1.3.1.2 Exemple de calcul de MMD :

#### Pour B737-800

**Table II-8: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-800.**

RTOW (tonnes)	ALTITUDE PRESSION (1000ft)
70	36.4
75	35
79	33.8

#### Pour B737-700c :

**Table II-9: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-700c.**

RTOW (tonnes)	ALTITUDE PRESSION (1000ft)
68	35.6
72	34.5
76	33.4

#### Pour B737-600 :

**Table II-10: Variation de RTOW en fonction d'altitude pression B737-600.**

RTOW (tonnes)	ALTITUDE PRESSION (1000ft)
56	39
60	37.5
65	35.9

• D'après ces tableaux et graphes on constate :

- À chaque fois la masse augmente, l'altitude diminue et transversalement à chaque fois la masse diminue (consommation carburant), l'altitude augmente.

- altitude de croisière. C'est que l'altitude à laquelle vole un avion dépend de nombreux facteurs et en premier lieu, du type d'avion dans lequel vous avez embarqué.

- Mais pourquoi monter si haut ? Pour s'éloigner des reliefs, passer au-dessus des nuages et éviter les turbulences ? Oui, mais essentiellement plutôt pour des raisons de densité de l'air. Plus on monte en altitude, moins l'air en effet oppose de résistance à l'avion et plus les moteurs sont efficaces. L'avion consomme moins de carburant et pourra voler plus vite. Pourtant attention, Pourtant, les avions ne peuvent pas monter indéfiniment. Et l'altitude de croisière qui sera finalement choisie résultera d'un savant compromis entre diverses contraintes. [14]

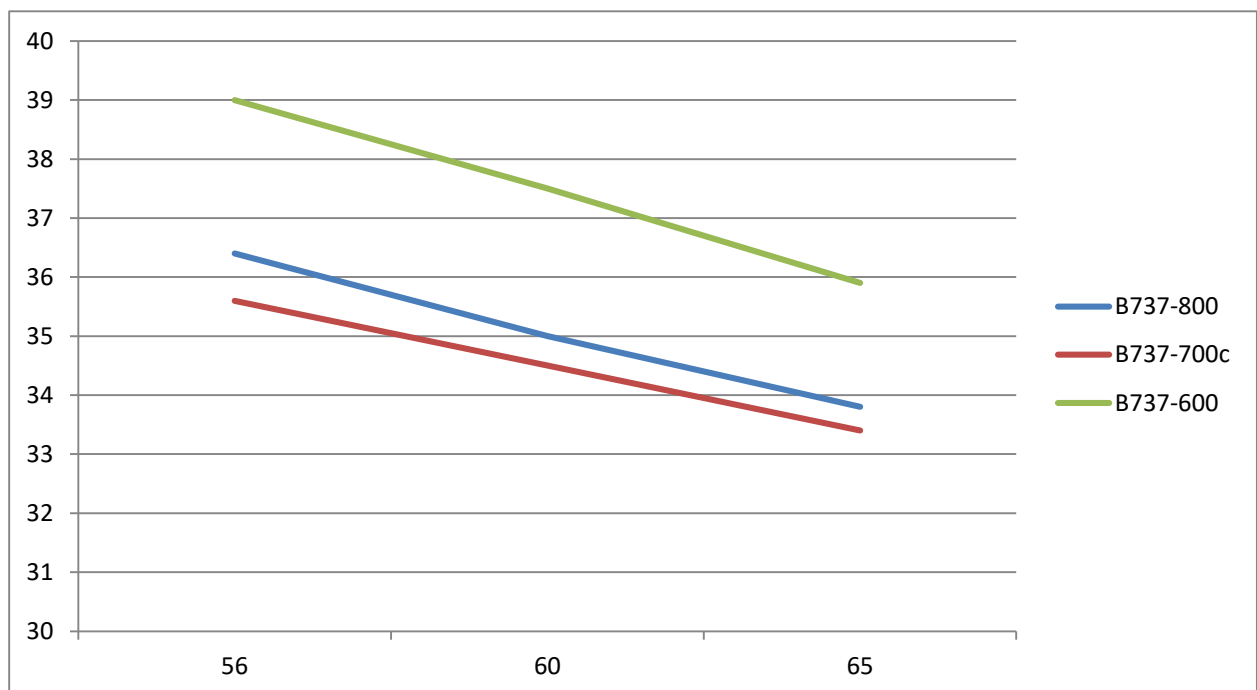


Figure II-2: Graphe de variation de RTOW en fonction d'altitude pression de B737-800 et B737-700c et B737-600.

### Conclusion :

➤ D'après ces résultats nous notons que :

B737-600 peut atteindre l'altitude la plus haut parmi les trois avions, car  $MTOW_{B737-600} < MTOW_{B737-700c} < MTOW_{B737-800}$ .

## **II.1.3.2 Temps de vol et consommation carburant**

### **II.1.3.2.1 Consommation carburant**

Outre le déchargement prévu sur le segment de vol, cette réglementation prévoit également une certaine réserve de carburant pour effectuer le vol en toute sécurité et faire face à certaines conditions (météo, trajectoire du segment de vol, restrictions de trafic aérien, etc.). Fourni par le constructeur (sous forme des graphes pour les calculs manuels ou pour les calculs numériques) ces données correspondent à des avions standards (type d'avion déterminé par les calculs et lors des essais en vol). La quantité est déterminée par l'arrêté des paragraphes 7-10 du 5 novembre 1987 de JAR qui figure au chapitre 3 du Règlement sur le transport aérien.

➤ L'exploitant doit s'assurer que lors de la préparation du vol, le calcul de la quantité de carburant utilisable nécessaire pour le vol comprend :

- Le carburant pour le roulage.
  
- La consommation d'étape.
  
- Des réserves de carburant (réserve de route RR, réserve de dégagement RD et le réserve finale RF).
  
- Et le carburant supplémentaire.

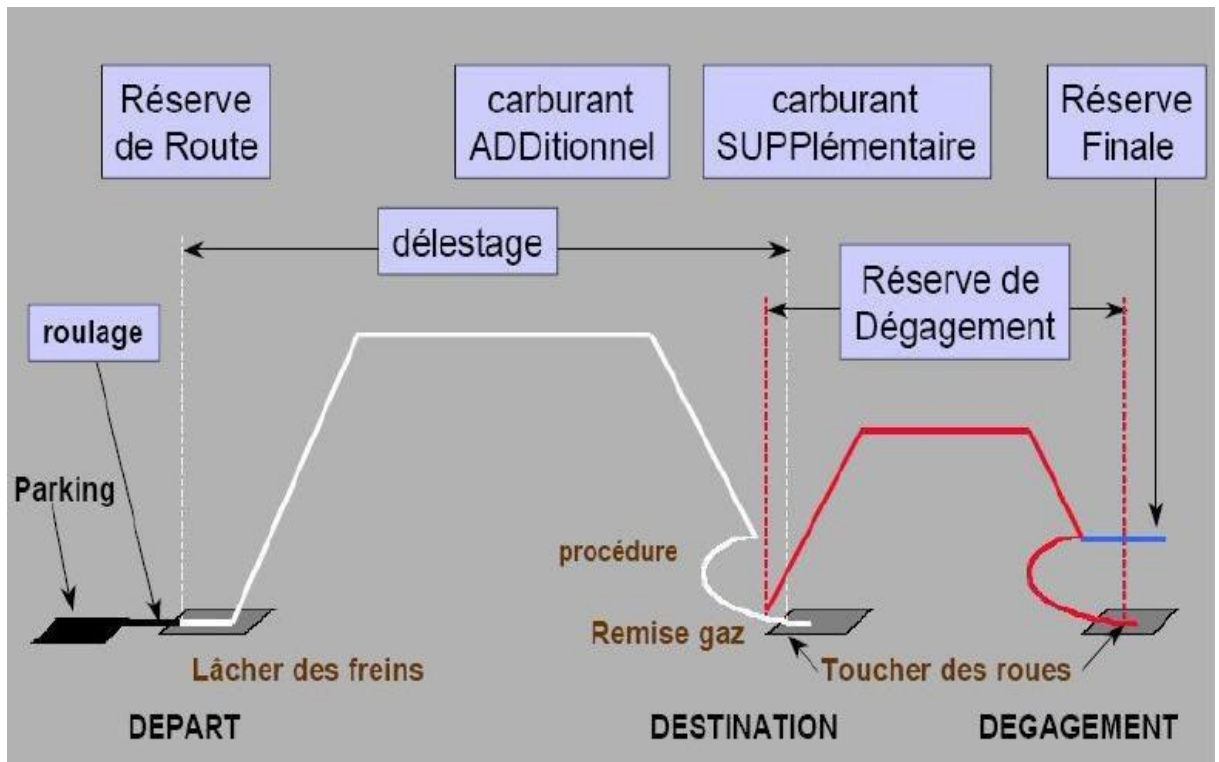


Figure II-3 : Le carburant réglementaire.[15]

### II.1.3.2.2 Temps de vol

Le temps de vol est défini comme le temps où le pilote commence la mise en route jusqu'à l'arrêt final de l'appareil.

Remarque :

L'information concernant les heures de vols existe sur la « feuille d'instruction », mais ses données restent aléatoires car la plus part des équipages ne remplissent pas toutes les informations.

- Maintenant pour mieux comprendre la relation entre la variation de la consommation de carburant et le temps de vol avec plusieurs paramètres, on va voir un exemple sur les trois avions B737-800, B737-700c et B737-600.

### II.1.3.3 Exemple de calcul de quantité de carburant et le temps de vol :

#### 1. Exemple de B737-800

Les données fixes :

- Masse de base = 44031 kg.
- C/o = 9000kg.

#### a. Détermination de la réserve de dégage (RD) :

On va utiliser le graphe LONG RANGE CRUISE TRIP FUEL AND TIME (200 TO 1000 NM) pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) = 250 NM.
- Wind = 0kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000ft.
- Et la masse : EZFW = C/o + Masse de base.  
EZFW = 9000 + 44031 = 53031kg.

Donc : la réserve de dégagement RD = 1.75 t.

**b. Détermination de la réserve finale (RF) : [16]**

Pour altitude pression 1500 ft et la masse = EZFW + RD

$$= 53031 + 1750$$

$$= 54781 \text{ kg} = 55000 \text{ kg}$$

Donc : la réserve finale =  $2060/2 = 1030 \text{ kg}$ .

**c. Détermination du délestage (d) :**

Nous avons utilisé le graphe COST INDEX 30 TRIP FUEL AND TIME (1000 TO 5000 NM) TRIP DISTANCE pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) = 2000NM et 4000NM.
- Wind = 0kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000 ft.
- ISA = 20°C
- Et la masse = EZFW + RD + RF  
= 53031 + 1750 + 1030  
= 55811 kg.

Donc pour une distance de 2000NM le délestage est de 11.60t et le temps de vol vaut 4h 40min.

Et  $Q_{lf1} = d + RR + RF + RD$  avec  $RR = 5\% d$  donc  $RR = 0.58t$

$$Q_{lf1} = 11.60 + 0.58 + 1.75 + 1.030 = 14.96t$$

- Nous remarquons que la quantité  $Q_{lf1} = 14.96t < \text{capacité réservoir } Cr = 20.800t$ .
- Donc le B737-800 peut transporter cette quantité en toute sécurité.

Et pour une distance de 4000 NM le délestage = 22.40t et le temps de vol = 9h.

$$\text{Le } Q_{lf2} = d + RR + RD + RF = 22.40 + 1.12 + 1.75 + 1.03 = 26.3t$$

- Nous remarquons que la quantité  $Q_{lf2} = 26.3t > \text{capacité réservoir } Cr = 20.800t$ .
- Donc le B737-800 ne peut pas transporter cette quantité de carburant.
- À chaque fois la distance augmente, la consommation carburant ( $Q_{lf}$ ) augmente.

Maintenant nous allons vérifier les limitations des masses pour ces résultats obtenus :

$$1) \quad (\text{Masse de base} + C/o) \leq \text{MZFW}$$

Nous avons : Masse de base + C/o =  $44031 + 9000 = 53031\text{kg}$ .

$$\text{MZFW} = 61688\text{kg}.$$

Donc : (Masse de base + C/o)  $\leq$  MZFW.

$$2) \quad (\text{masse de base} + Q_{lf1}) \leq \text{MTOW}.$$

Nous avons : Masse de base +  $Q_{lf1} = 44031 + 14960 = 58991\text{kg}$ .

$$\text{MTOW} = 79015\text{kg}.$$

Donc : (masse de base +  $Q_{lf}$ )  $\leq$  MTOW.

$$3) \quad (\text{Masse de base} + Q_{lf1-d}) \leq \text{MLW}.$$

Nous avons : Masse de base +  $Q_{lf1-d} = 44031 + 14960 - 11600 = 47391\text{kg}$ .

$$\text{MLW} = 65317\text{kg}.$$

Donc : (Masse de base +  $Q_{lf1-d}$ )  $\leq$  MLW.

- Nous notons que toutes les limitations sont vérifiées.

## 2. Exemple de B737-700c

Les données fixes :

- Masse de base = 39415 kg.
- C/o = 9000kg.

### a. Détermination de la réserve de dégagement (RD) :

Nous allons utiliser le graphe LONG RANGE CRUISE TRIP FUEL AND TIME (200 TO 1000 NM) pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) = 250 NM.
- Wind = 0 kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000 ft.
- Et la masse :  $\text{EZFW} = \text{C/O} + \text{MASSE DE BASE}$   
 $\text{EZFW} = 9000 + 39415 = 48415\text{kg}$ .

Donc : la réserve de déchargement RD = 1.75 t.

**b. Détermination de la réserve finale (RF) : [17]**

Pour altitude pression 1500 ft et la masse = EZFW+RD

$$=48415+1750$$

$$=50165\text{kg.}$$

Donc : la réserve finale =  $1870/2=935\text{kg.}$

**c. Détermination du délestage (d) :**

Nous allons utiliser le graphe COST INDEX 30 TRIP FUEL AND TIME (1000 TO 5000 NM) TRIP DISTANCE pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) = 2000NM et 4000NM.
- Wind = 0kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000 ft.
- ISA = 20°C
- Et la masse = EZFW+RD+RF  
 $=48415+1750+935$   
 $=51100\text{kg.}$

Donc pour une distance de 2000NM le délestage = 12t et le temps de vol = 5h.

Et  $Q_{lf1}=d+RR+RF+RD$  avec  $RR=5\%d$

$$Q_{lf1}=12+0.60+1.75+0.935 =15.29\text{t.}$$

- On remarque que la quantité  $Q_{lf1} =15.29\text{t} < \text{capacité réservoir } Cr =20.800\text{t.}$
- Donc le B737-700c peut transporter cette quantité en toute sécurité.

Et pour une distance de 4000 NM le délestage = 21t et le temps de vol = 9h45min.

$$\text{Le } Q_{lf2} =d+RR+RD+RF=21+1.05+1.75+0.935=24.74\text{t.}$$

- On remarque que la quantité  $Q_{lf2} =24.74\text{t} > \text{capacité réservoir } Cr =20.800\text{t.}$
- Donc le B737-700c ne peut pas transporter cette quantité de carburant.
- À chaque fois la distance augmente, la consommation carburant ( $Q_{lf}$ ) augmente

Maintenant nous allons vérifier les limitations des masses pour ces résultats obtenus :

$$1- (\text{Masse de base} + C/o) \leq \text{MZFW}$$

$$\text{Nous avons : Masse de base} + C/o = 39415+9000 = 48415\text{kg.}$$

$$\text{MZFW}=57152\text{kg}$$



Donc : (Masse de base + C/o)  $\leq$  MZFW.

2-(masse de base +Qlf1)  $\leq$  MTOW.

Nous avons : Masse de base +Qlf1 = 39415+15290=54705kg.

$$\text{MTOW}=77564\text{kg.}$$

Donc : (masse de base +Qlf)  $\leq$  MTOW.

3-(Masse de base +Qlf1-d)  $\leq$  MLW.

Nous avons : Masse de base +Qlf1-d =39415+15290-12000=42705kg.

$$\text{MLW}=60781\text{kg.}$$

Donc : (Masse de base +Qlf1-d)  $\leq$  MLW.

- Nous notons que toutes les limitations sont vérifiées.

### 3. Exemple de B737-600

Les données fixes :

- Masse de base = 39124 kg.
- C/o=9000kg.

#### a. Détermination de la réserve de dégagement (RD) :

Nous allons utiliser le graphe LONG RANGE CRUISE TRIP FUEL AND TIME (200 TO 1000 NM) pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) =250 NM.
- Wind = 0 kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000 ft.
- Et la masse : EZFW= C/o+ Masse de base  
 $\text{EZFW}=9000+39124=48124\text{kg.}$

Donc : la réserve de dégagement RD = 1.60 t.

#### b. Détermination la réserve finale (RF) : [18]

Pour altitude pression 1500 ft et la masse = EZFW+RD

$$=48124+1600$$

$$=49724\text{kg.}$$

Donc : la réserve finale = (1720+ ((1870-1720) /5) \*4) /2=920kg.

**c. Détermination du délestage (d) :**

Nous allons utiliser le graphe COST INDEX 30 TRIP FUEL AND TIME (1000 TO 5000 NM) TRIP DISTANCE pour les conditions suivantes :

- Trip distance (nautical ground miles) = 2000NM et 4000NM.
- Wind = 0kt.
- Pressure altitude (1000FT) = 33000 ft.
- ISA = 20°C
- Et la masse = EZFW + RD + RF  
= 48124 + 1600 + 920  
= 50644kg.

Donc pour une distance de 2000NM le délestage = 10.5t et le temps de vol = 4h 45min.

Et  $Q_{lf1} = d + RR + RF + RD$  avec  $RR = 5\%d$

$$Q_{lf1} = 10.5 + 0.525 + 1.6 + 0.920 = 14.42t.$$

- On remarque que la quantité  $Q_{lf1} = 14.42t < \text{capacité réservoir } Cr = 20.800t$ .
- Donc le B737-600 peut transporter cette quantité en toute sécurité.

Et pour une distance de 4000 NM le délestage = 23t et le temps de vol = 9h.

$$\text{Le } Q_{lf2} = d + RR + RD + RF = 21 + 1.15 + 1.6 + 0.920 = 26.67t.$$

- On remarque que la quantité  $Q_{lf2} = 26.67t > \text{capacité réservoir } Cr = 20.800t$ .
- Donc le B737-600 ne peut pas transporter cette quantité de carburant.
- À chaque fois la distance augmente, la consommation carburant ( $Q_{lf}$ ) augmente.

Maintenant on va vérifier les limitations des masses des résultats obtenus :

$$1- (\text{Masse de base} + C/o) \leq \text{MZFW}$$

$$\text{Nous avons : Masse de base} + C/o = 39124 + 9000 = 48124\text{kg.}$$

$$\text{MZFW} = 51482\text{kg.}$$

$$\text{Donc : } (\text{Masse de base} + C/o) \leq \text{MZFW.}$$

$$2- (\text{masse de base} + Q_{lf1}) \leq \text{MTOW.}$$

$$\text{Nous avons : Masse de base} + Q_{lf1} = 39124 + 14420 = 53544\text{kg.}$$

$$\text{MTOW} = 65090\text{kg.}$$

$$\text{Donc : } (\text{Masse de base} + Q_{lf1} - d) \leq \text{MLW.}$$

- On note que toutes les limitations sont vérifiées.

### Conclusion :

D'après l'analyse des résultats ci-dessus nous constatons aussi que :

MZFW B737-800 > MZFW B737-700c > MZFW B737-600.

MTOW B737-800 > MTOW B737-700c > MTOW B737-600.

MLW B737-800 > MLW B737-700c > MLW B737-600.

**Table II-11: la masse et le temps de vol de chaque avion/distance**

		<b>B737-600</b>	<b>B737-700c</b>	<b>B737-800</b>
<b>Distance 2000NM</b>	<b>QLF(t)</b>	14.42	15.29	14.96
	<b>TV</b>	4h45min	5h	4h40min
<b>Distance 4000 NM</b>	<b>QLF(t)</b>	26.67	24.75	26.3
	<b>TV</b>	/	/	/

### Analyse des resultants :

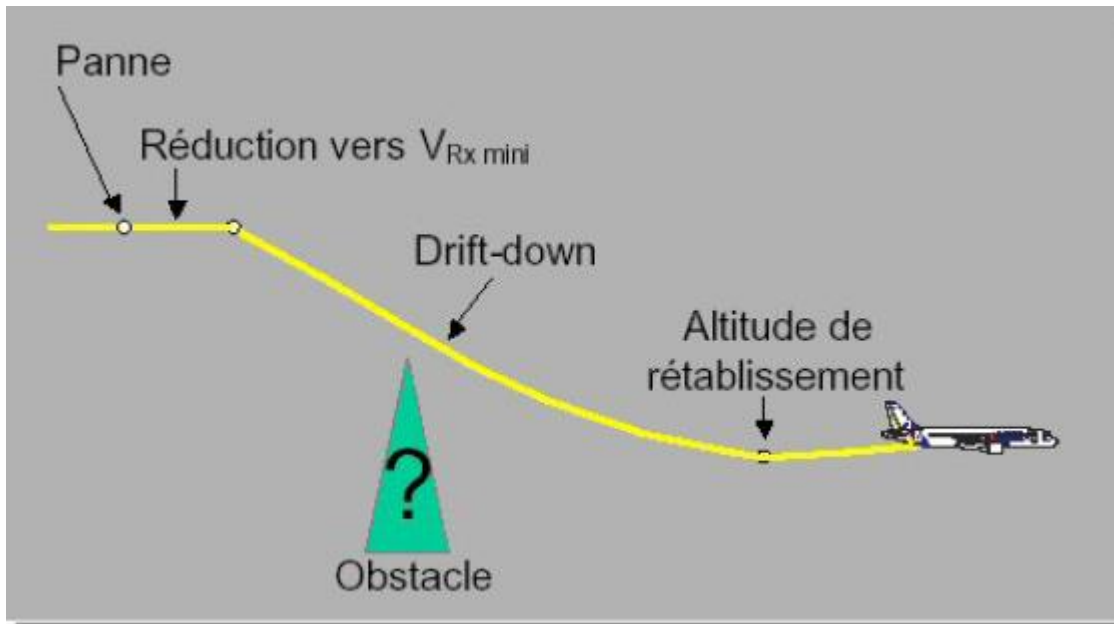
- ✓ Le B737-800 plus performant que le B737-700c et B737-600 due au type de moteur CFM56-7B27NEW.
- ✓ Le B737-800 emporte plus de passagers et charge (fret) que le B737-700c et B737-600.
- ✓ Le temps de vol TV est presque le même pour les trois avions, il n'y a pas une grande différence.
- ✓ Le B737-600 consomme moins de carburant justifié par le fait qu'il possède une masse moindre que les autres avions.

### II.1.3.4 Procédure Drift Down

#### II.1.3.4.1 Définition

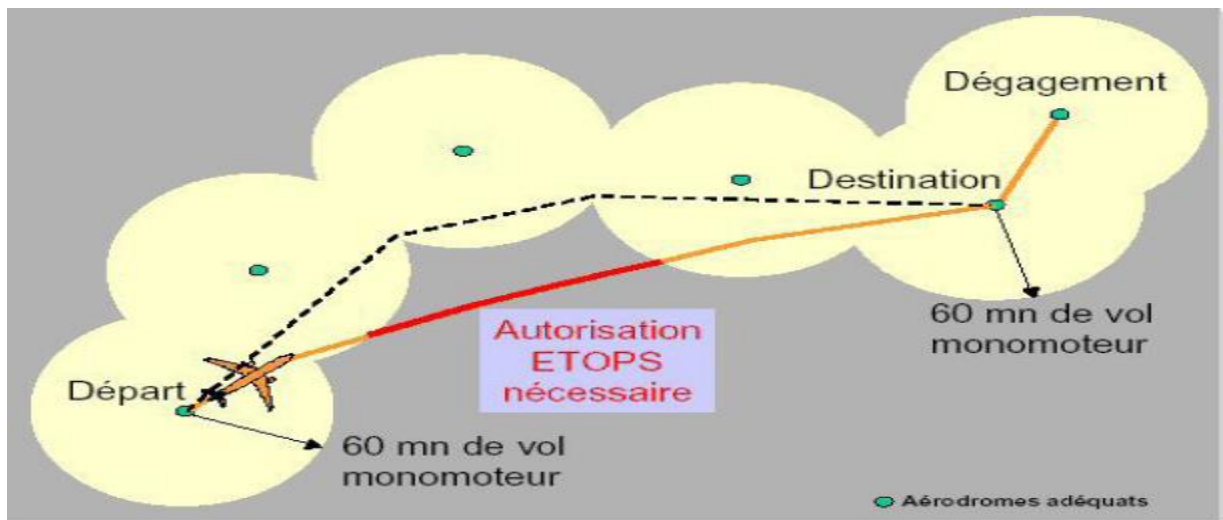
C'est une poussée maximale/descente à taux minimal rendue nécessaire par une panne de moteur dans un aéronef multi moteur dans les dernières étapes de la montée ou pendant la croisière lorsqu'un aéronef ne peut pas maintenir son altitude actuelle et que la garde au sol ou d'autres facteurs sont critiques [20].

- En tout point de la route et des détournements prévus, tout avion avec un moteur en panne doit pouvoir rejoindre un aéroport accessible en respectant les règles de survol des obstacles.



**Figure II-4: Procédures drift down, cas de panne moteur [21].**

- Un bimoteur ne peut pas être exploité sur une route comportant un point situé à plus de 60 minutes de vol à la vitesse monomoteur d'un aérodrome adéquat sauf si l'exploitant a reçu une autorisation préalable de l'autorité (autorisation ETOPS).



**Figure II-5: règles d'exploitation pour la procédure drift down [21].**

#### II.1.3.4.2 Exigence réglementaire

##### II.1.3.4.2.1 En route : Un moteur en panne

L'exploitant doit s'assurer que les données relatives à la trajectoire nette en route avec un moteur en panne figurant dans le manuel de vol, compte tenu des conditions météorologiques prévues pour le vol,

En tout point de la route. La trajectoire nette de vol doit présenter une pente positive à une hauteur de 1500 ft au-dessus de l'aérodrome prévu pour l'atterrissage suite à une panne de moteur. Si les conditions météorologiques requièrent l'utilisation de systèmes de protection contre le givrage, l'influence de leur utilisation sur la trajectoire nette de vol doit être prise en compte.

La pente de la trajectoire nette de vol doit être positive à une altitude de 1000 ft au-dessus du sol et de tous les obstacles situés le long de la route, jusqu'à une distance de 9,3 km (5 NM) de part et d'autre de la route prévue.

La trajectoire nette de vol doit permettre à l'avion de poursuivre son vol, de l'altitude de croisière jusqu'à un aérodrome, où il peut atterrir ou, le cas échéant, la trajectoire nette de vol présentant une marge verticale, d'au moins 2 000ft, au-dessus du sol et de tous les obstacles situés le long de la route, jusqu'à une distance de 9,3 km (5 NM) de part et d'autre de la route à suivre :

- i. Le moteur est supposé tomber en panne à l'instant le plus critique de la route ;
- ii. Il est tenu compte des effets du vent sur la trajectoire de vol ;
- iii. La vidange du carburant est autorisée pour autant que l'avion puisse atteindre l'aérodrome avec les réserves de carburant requises et à condition qu'une procédure sûre soit appliquée ;
- iv. Et l'aérodrome où l'avion est supposé atterrir après une panne de moteur doit être conforme aux critères suivants :
  - a. les exigences en matière de performances eu égard à la masse prévue à l'atterrissage sont satisfaites ;
  - b. et les messages ou prévisions météorologiques ou toute combinaison des deux, ainsi que les informations sur les conditions au terrain indiquent que l'avion peut se poser en toute sécurité à l'heure prévue pour l'atterrissage. L'exploitant doit augmenter les limites de largeur ci-dessus à 18,5 km (10 NM) si la précision de navigation n'est pas respectée à 95% [22].

#### II.1.3.4.2.1.1 **Trajectoire brute**

C'est le chemin de vol réellement piloté par avion après la panne du moteur. La trajectoire brute de vol doit être déterminée à n'importe quelle vitesse choisie avec :

- ✓ Le centre de gravité le plus défavorable,
- ✓ Le moteur critique inopérant.

#### II.1.3.4.2.1.2 **Trajectoire nette**

Ces trajectoires nettes sont fournies pour toutes masses, altitudes–pression et température, la configuration d'essai étant la suivante :

- ✓ Centrage le plus défavorable.
- ✓ Les moteurs restants à la poussée Maxi–continu.
- ✓ Vitesse choisie par le constructeur, mais qui est en

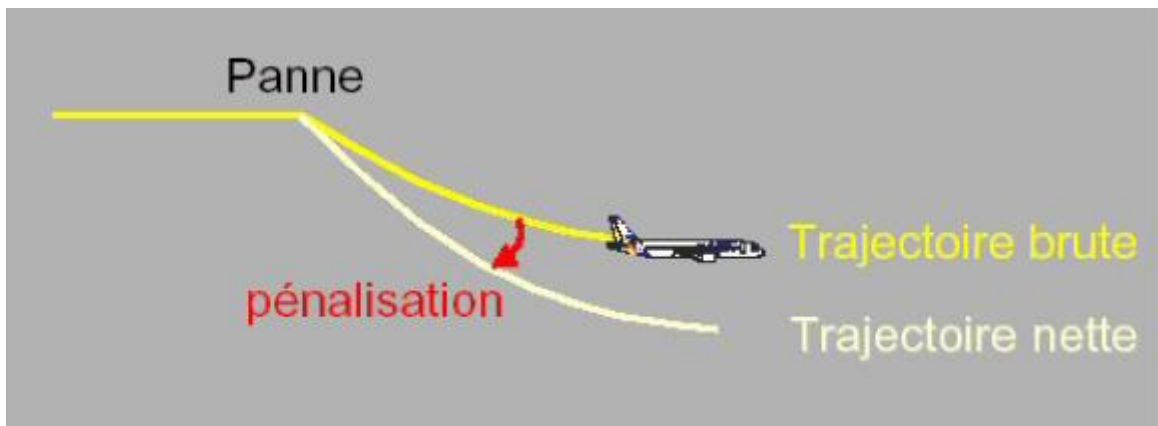
général celle définisse max, Avec et sans dégivrage.

#### II.1.3.4.2.2 Cas d'un moteur en panne

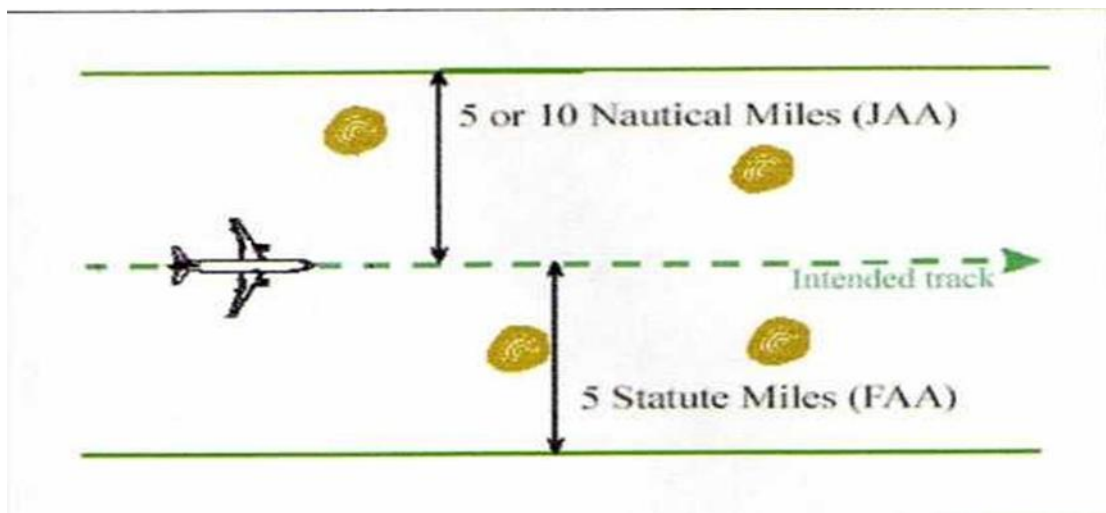
Les pénalisations en pente étant les suivantes :

**Table II-12: Des pénalisations en pente**

Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
1,1 %	1,4 %	1,6 %



**Figure II-6 : pénalisations en pente [21]**



**Figure II-7 : Franchissement latéral des obstacles [23].**

#### II.1.3.4.3 Franchissement d'obstacles

##### II.1.3.4.3.1 Franchissement latéral des obstacles

Les obstacles à prendre en considération le long de la route sont ceux

qui sont situés à :

- 5 Nautical Miles de part et d'autre de la route (**JAA**), où 10 Nautical Miles si la précision de navigation n'est pas respectée à 95%.
- 5 Statue Miles de part et d'autre de la route (**FAA**),

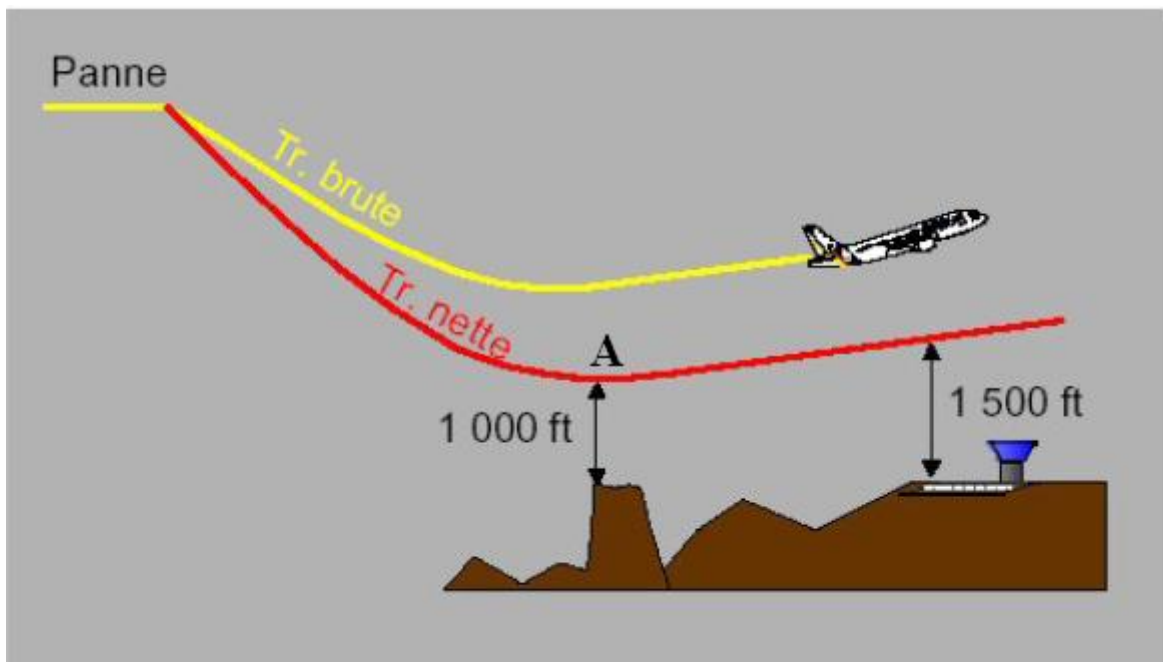
Pour effectuer une étude détaillée de la route, une carte topographique sera employée, les obstacles les plus élevés à l'intérieur de la largeur du couloir exigé seront déterminés.

#### II.1.3.4.3.2 Franchissement vertical des obstacles

##### II.1.3.4.3.2.1 Règle classique

La pente de la trajectoire nette doit être positive

- 1000 ft au-dessus du sol ou de tous les obstacles.
- 1500 ft au- dessus de l'aérodrome prévu pour l'atterrissage suite à une panne moteur.



**Figure II-8: Franchissement vertical des obstacles, règle classique [21].**

##### II.1.3.4.3.2.2 Règle DHR (Down Hill Rule)

- En cas où la règle classique est trop pénalisante, on peut envisager de passer l'obstacle en descente
- DHR (Down Hill Rule) :
  - La trajectoire nette en descente doit effacer l'obstacle avec une marge de 2000 ft.
  - La trajectoire nette doit avoir une pente positive à 1500 ft au-dessus de l'aérodrome prévu pour l'atterrissage suite à une panne moteur.

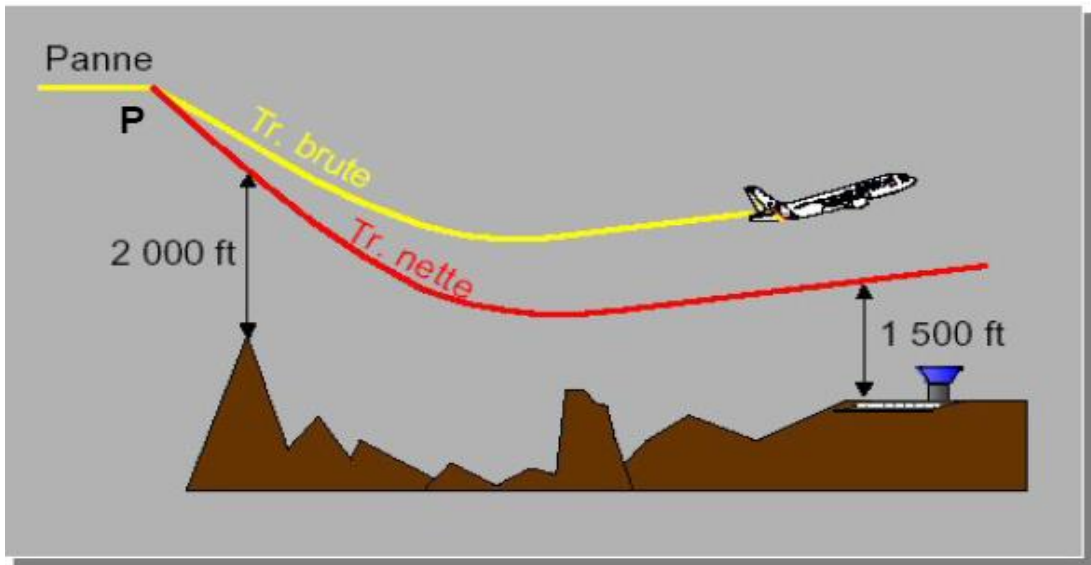


Figure II-9: Franchissement vertical des obstacles, DHR (Down Hill Rule) [21].

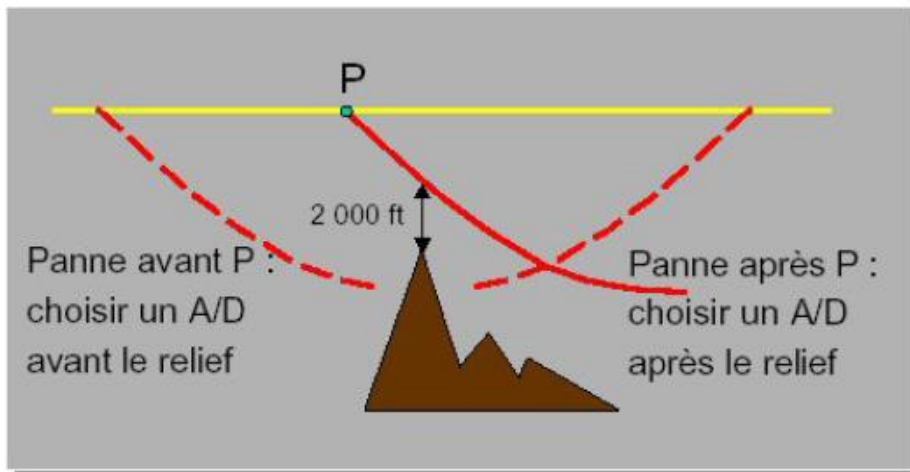
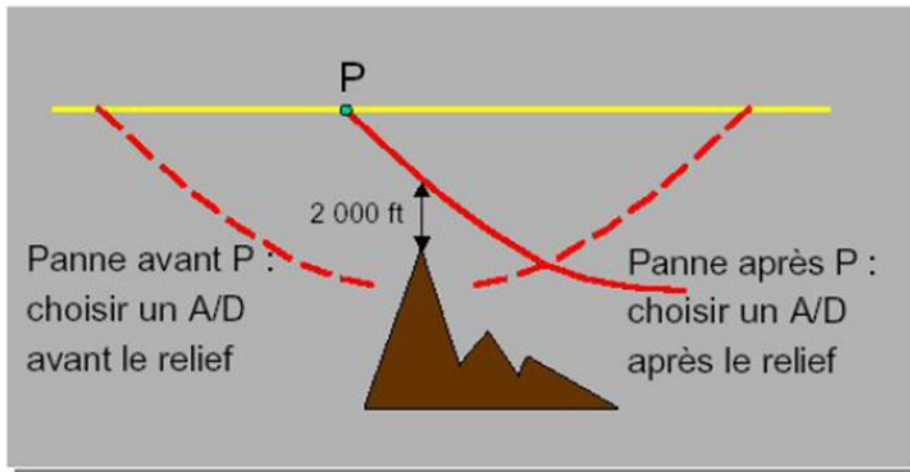


Figure II-10: le point de panne P [20].

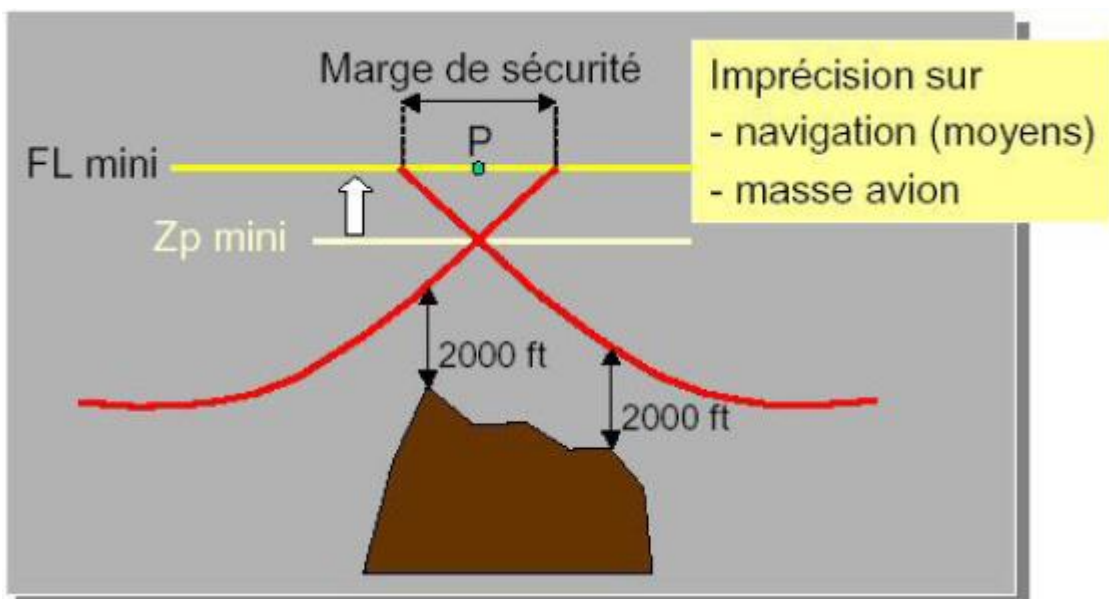
- Le point de la panne devient un point critique pour le vol :





**Figure II-11: le point de panne P [21].**

- L'utilisation de la DHR implique :
  - La connaissance du point critique P.
  - La masse maxi et le FL mini en P.



**Figure II-12: l'utilisation de DHR pour le franchissement d'obstacle au point P [21].**

- Paramètres opérationnels :
  - Température.
  - Vent.
  - $\text{Pente sol} = \text{pente air} \times V_{\text{air}} / V_{\text{sol}}$ .
  - Prélèvements.
  - Dégivrage.

#### II.1.3.4.4 Exemple sur la procédure drift down

Nous allons voir un exemple de calcul de la procédure drift down et comment déterminer l'altitude pression (l'altitude de rétablissement) et la distance max franchissable et la consommation carburant pour les 60 minutes en fonction de plusieurs paramètres pour le B737-800 et B737-600 et B737-700c

##### 1. Exemple de B737-800 :

Pour les conditions suivantes :

FL330.

Température= ISA.

Le temps 60 minutes.

Vent nul (distance air = distance sol)

La gross weight = MTOW – quantité fuel

$$= 79015-3000$$

$$= 75000 \text{ kg.}$$

- D'après le graphe DRIFTDOWN PROFILES NET FLIGHT PATH (31000 ft TO 33000 ft).

Nous trouvons :

L'altitude de rétablissement = 17400 ft.

La distance max franchissable = 350 NM.

Et le fuel =  $(2500+3000) / 2 = 2750 \text{ kg.}$

##### 2. Exemple de B737-700c :

Pour les conditions suivantes :

FL330.

Condition ISA.

Le temps 60 minutes.

Vent nul (distance air = distance sol)

La gross weight = MTOW – quantité fuel

$$= 77564 - 2564$$

$$= 75000 \text{ kg.}$$

- D'après le graphe DRIFTDOWN PROFILES NET FLIGHT PATH (31000 ft TO 33000 ft).

Nous trouvons :

L'altitude de rétablissement = 15500 ft.

La distance max franchissable = 350 NM.

Et le fuel =  $(2500+3000) / 2 = 2750 \text{ kg.}$

### **3. Exemple de B737-600 :**

Pour les conditions suivantes :

FL330.

Températures = ISA.

Le temps 60 minutes.

Vent nul (distance air = distance sol)

La gross weight = MTOW – quantité fuel

$$= 65000 - 2500$$

$$= 62500 \text{ kg.}$$

- D'après le graphe DRIFTDOWN PROFILES NET FLIGHT PATH (31000 ft TO 33000 ft).

Nous trouvons :

L'altitude de rétablissement = 20800 ft.

La distance max franchissable = 340 NM.

Et le fuel =  $(2000+2500) / 2 = 2250 \text{ kg.}$

**Table II-13 : FL de rétablissement et la distance franchissable et la consommation carburant en cas de panne moteur.**

	<b>Carburant (t)</b>	<b>FL de rétablissement (ft)</b>	<b>Distance franchissable (NM)</b>
<b>B737-600</b>	2250	20800	340
<b>B737-700c</b>	2750	15500	350
<b>B737-800</b>	2750	17400	350

- ✓ Le B737-600 donne un FL de rétablissement plus haut que les autres avions car il possède une masse moindre.
- ✓ Le B737-600 consomme moins de carburant que les autres et donc la distance max franchissable est un peu moins que celle du B737-800 et B737-700c.

### **II.1.3.5 Rayon d'action**

#### **II.1.3.5.1 Définition**

Le rayon d'action désigne la distance du point le plus éloigné que peut atteindre un aéronef ou un navire pour les missions ou les opérations impliquant un retour au point d'origine. C'est le cas de la plupart des missions militaires et des opérations de travail aérien ou maritime.

Les aviateurs et les marins définissent le rayon d'action maximal de leurs moyens aériens ou de leur navire en fonction de divers paramètres adaptés à la mission prévue et des conditions météorologiques standards. Dans la pratique chaque utilisateur définira un rayon d'action opérationnel maximal en fonction de ses propres conditions d'utilisation.

Parmi les paramètres pouvant définir les performances d'un aéronef ou d'un navire, les trois considérés comme essentiels sont :

- la charge utile pour un aéronef ou le déplacement à pleine charge pour un navire.
  - La vitesse ;
  - l'endurance qui se traduit soit par une autonomie, exprimée en heures de vol soit par un rayon d'action ou une distance franchissable, exprimés en kilomètres ou milles marins pour un aéronef ou un navire.
- Le rayon d'action spécifique est l'inverse de la consommation distance [24]

$R_s = 1 / \text{consommation distance}$ , il est exprimé en NM/t.

$$\checkmark \quad R_s = 1 / \text{consommation distance} \quad (3.1)$$

= vitesse sol / consommation horaire

$$\checkmark \quad R_s (\text{air}) = \text{TAS} / \text{CH} \quad (3.2)$$

$$R_s (\text{sol}) = \text{GS} / \text{CH} \quad (3.3)$$

Si le vent est nul :

$R_s (\text{sol}) = R_s (\text{air})$

$$R_s = \frac{v_p}{ch} \quad (3.4)$$

$$v_p = a \cdot M$$

Avec :

$a$  : Célérité du son (La vitesse du son dans l'air à 15 °C au niveau de la mer est d'environ 340 m/s).

$$\text{Et } a = a_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

Avec :

$$a_0 = 661 \text{ kt}$$

$T$  : température

$$T_0 : 288\text{k}$$

$$Ch = C_{sp} \cdot Tu$$

Avec :

$C_{sp}$  : consommation spécifique

$$\text{Et } Tu = \frac{mg}{f}$$

Avec :

$Tu$  : poussée fournie par les réacteurs

$f$  : finesse

D'après cette démonstration on trouve que :

$$Rs = \frac{a_0 M f}{\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}} mg} \quad (3.5)$$

Avec :

mg : poids.

Mf : caractéristiques aérodynamiques.

$\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$  : Caractéristiques moteur.

### II.1.3.5.2 Exemple de calcul de rayon d'action pour B737NG-600/700c/800 :

#### 1. Rayon d'action pour B737-800 :

Ce tableau représente un extrait des différents paramètres : la consommation horaire CH et la vitesse propre de 79M Cruise Table (31000 FT to 25000 FT) et 79M Cruise Table (41000 FT to 32000 FT) [16].

**Condition :**

-Température = ISA

-Vent : nul

**Table II-14: la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-800 [16].**

			Masse (1000 kg)		
			75	65	60
<b>B737-800</b>	<b>FL 340</b>	<b>CH(t)</b>	1331	1229	1186
		<b>TAS (kt)</b>	457	457	457
	<b>FL 310</b>	<b>CH(t)</b>	1414	1334	1306
		<b>TAS (kt)</b>	464	464	464

✓ D'après les données du tableau, on a calculé le rayon spécifique Rs pour différentes masses et différents niveaux de vol dans les mêmes conditions.

La formule de calcul :  $Rs = \frac{Vs}{CH}$  Si le vent est nul  $Rs = \frac{Vp}{CH}$  [24].

**Table II-15 : le rayon d'action (NM/t) pour B737-800.**

<b>B737-800</b>	Masse(t)	75	65	60
	FL 340	171.67	185.92	192.66
	FL 310	164.07	173.91	177.64

**2. Rayon d'action pour B737-700c :**

Ce tableau représente un extrait des différents paramètres : la consommation horaire CH et la vitesse propre de 79M Cruise Table (31000 FT to 25000 FT) et 79M Cruise Table (41000 FT to 32000 FT) [17].

**Condition :**

-Température = ISA

-Vent : nul

**Table II-16 : la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-700c [17].**

			Masse (1000 kg)		
			75	65	60
<b>B737-700c</b>	<b>FL 340</b>	<b>CH(t)</b>	1329	1213	1164
		<b>TAS (kt)</b>	457	457	457
	<b>FL 310</b>	<b>CH(t)</b>	1398	1306	1276
		<b>TAS (kt)</b>	464	464	464

✓ D'après les données du tableau ci-dessus, on va calculer le rayon spécifique  $R_s$  pour différentes masses et différents niveaux de vol dans les mêmes conditions.

Avec la même formule de calcul précédente (3.4).

**Table II-17 : le rayon d'action (NM/t) pour B737-700c**

<b>B737-700c</b>	<b>Masse(t)</b>	75	65	60
	<b>FL 340</b>	171.93	188.37	196.30
	<b>FL 310</b>	165.95	177.64	181.81

**3. Rayon d'action pour B737-600 :**

Ce tableau représente un extrait des différents paramètres : la consommation horaire CH et la vitesse propre de 79M Cruise Table (31000 FT to 25000 FT) et 79M Cruise Table (41000 FT to 32000 FT) [18].

**Conditions :**

-ISA

-Vent : nul

**Table II-18 : la consommation horaire CH et la vitesse propre B737-600 [18].**

			<b>Masse (1000kg)</b>	
			65	60
<b>B737-600</b>	<b>FL 340</b>	<b>CH (t)</b>	1213	1170
		<b>TAS (kt)</b>	457	457
	<b>FL 310</b>	<b>CH (t)</b>	1314	1275
		<b>TAS (kt)</b>	464	464

- D'après les données du tableau, nous allons calculer le rayon spécifique Rs pour différentes masses et différents niveaux de vol dans les mêmes conditions.

Avec la même formule de calcul précédente (3.4).

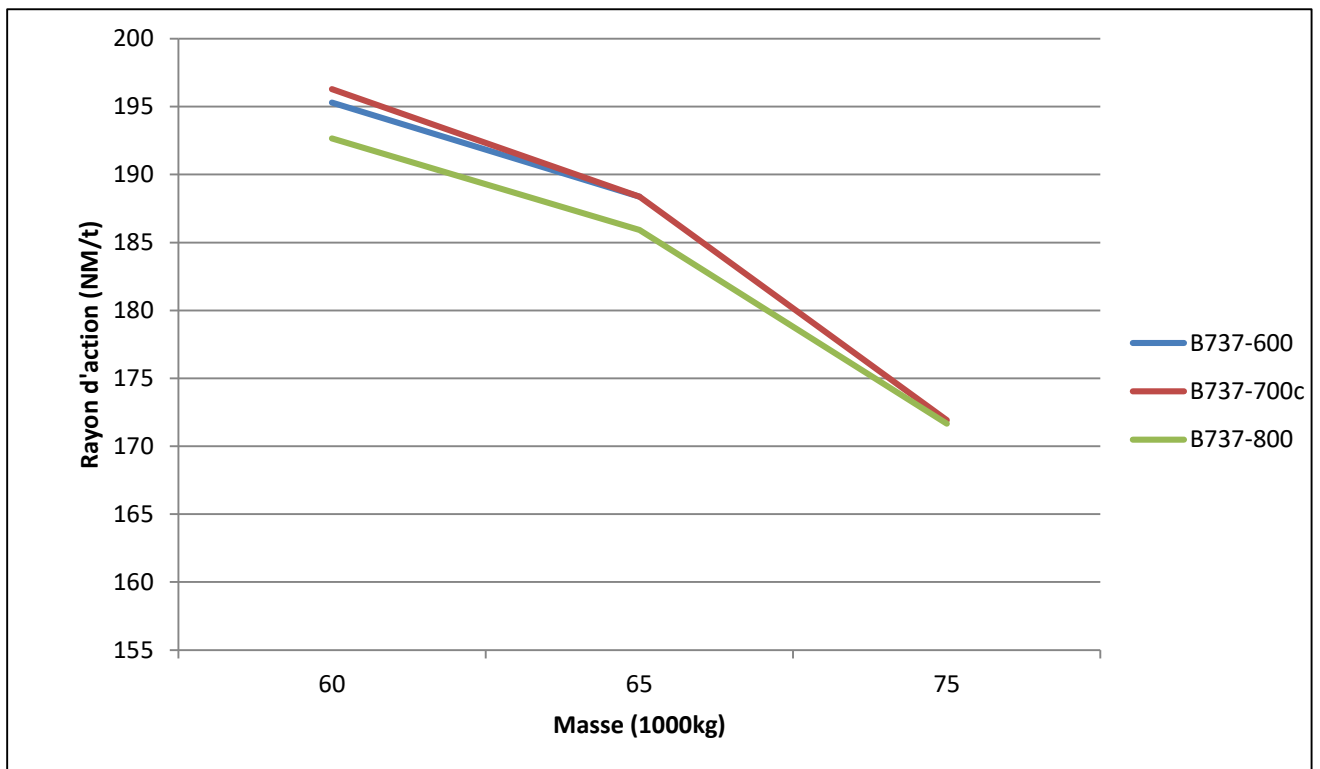


**Table II-19: le rayon d'action (NM/t) pour B737-600**

<b>B737-600</b>	<b>Masse (t)</b>	65	60
	<b>FL 340</b>	188.37	195.29
	<b>FL 310</b>	176.56	181.96

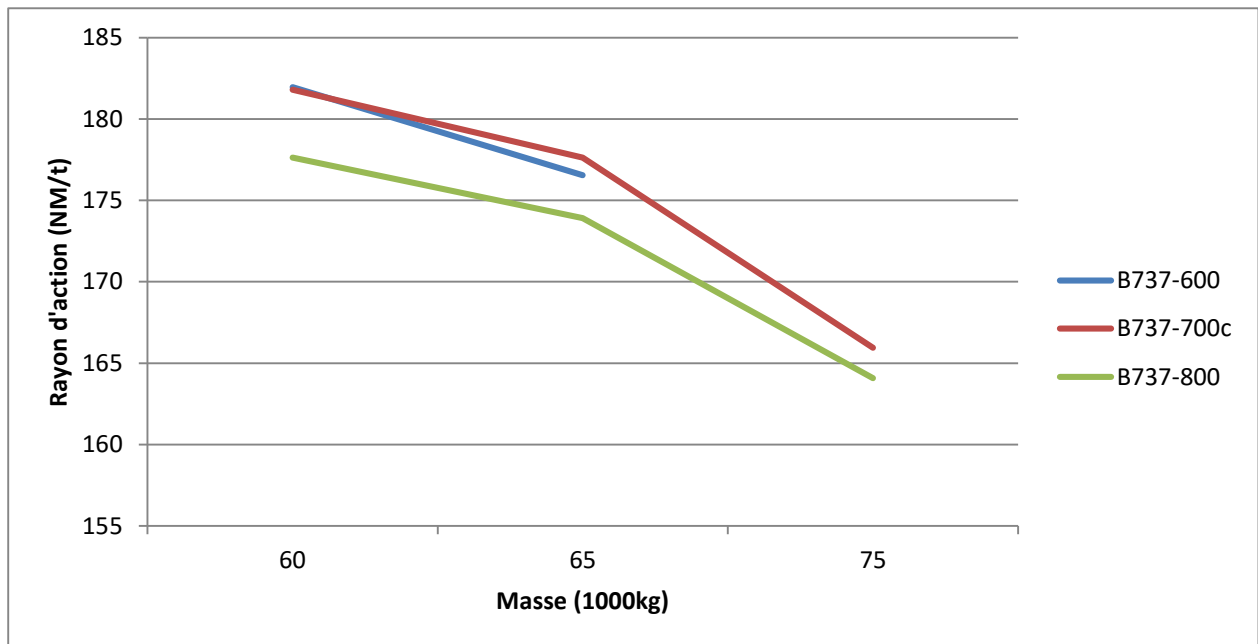
✓ D'après les tableaux de rayon d'action nous allons dessiner les graphes à l'aide de l'Excel qui représentent le rayon d'action en fonction de la masse pour différents niveaux du vol suivants :

**Pour FL340 :**



**Figure II-13 : graphe de la variation du rayon d'action en fonction de la masse pour un FL340.**

**Pour FL310 :**



**Figure II-14: graphe de la variation du rayon d'action en fonction de la masse pour un FL 310.**

#### ✓ Analyse des résultats

D'après les résultats obtenus, B737-600 et B737-700c donne un rayon d'action plus grand que le B737-800 car :

- Les trois avions possèdent la même capacité réservoir de 20800 kg et ses MTOW ne sont pas les mêmes (MTOW B737-800 > MTOW B737-700c > MTOW B737-600), donc nous constatons que le B737-600 peut avoir un rayon d'action max que les autres, alors nous pouvons l'exploiter pour des destinations plus loin.
- Et aussi les motorisations de B737-700c et B737-600 sont plus économiques que B737-800.

### II.1.3.6 La décompression

#### II.1.3.6.1 Introduction

L'exploitant ne doit pas exploiter un avion pressurisé à des altitudes-pression supérieures à 10 000 ft, que s'il est équipé d'oxygène supplémentaire, capable de stocker et de distribuer les quantités d'oxygène nécessaires.

La quantité d'oxygène nécessaire doit être déterminé sur la base de l'altitude-pression de la cabine, la durée de vol et en supposant qu'une dépressurisation de la cabine se produira à l'altitude-pression ou au moment du vol est la plus critique du point de vue des besoins en oxygène, et que, l'avion descendra conformément aux procédures d'urgence spécifiées dans le

manuel de vol à une altitude de sécurité pour l'itinéraire à suivre, laquelle permettra la sécurité du vol et de l'atterrissage.

Suite à une dépressurisation de la cabine, l'altitude-pression de la cabine sera considérée comme identique à l'altitude pression de l'avion, sauf s'il est démontré à l'Autorité qu'aucune défaillance probable du système de cabine ou pressurisation n'aura pour conséquence une altitude-pression de cabine égale à la pression de l'avion altitude. Dans ces circonstances, l'altitude de la pression maximale de la cabine peut être utilisée comme base pour la détermination de l'apport d'oxygène [25].

#### **II.1.3.6.2 Distribution de l'oxygène :**

Il existe deux systèmes de distributions d'oxygène a d'abord d'un aéronef :

- Circuit gazeux.
- Circuit chimique.

#### **Pour le B737-800 et B737-600**

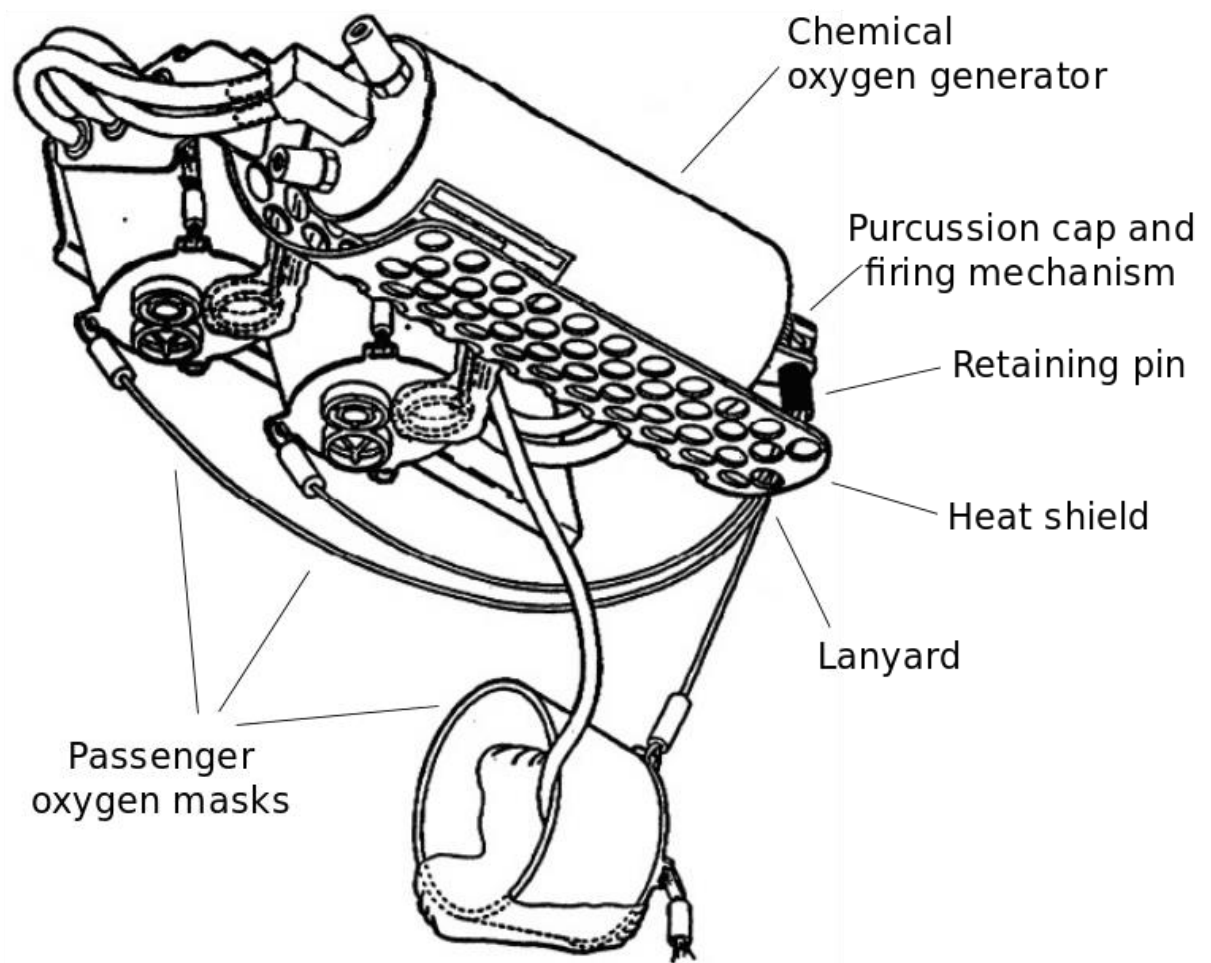
Par un Circuit chimique.

##### **II.1.3.6.2.1 Circuit chimique de B737-800/600 :**

Les avions commerciaux fournissent de l'oxygène d'urgence (en) aux passagers pour les protéger des chutes de pression dans la cabine. Les générateurs chimiques d'oxygène ne sont pas utilisés pour l'équipage du cockpit, qui sont généralement alimentés à l'aide de cartouches d'oxygène comprimé également appelées bouteilles d'oxygène. Dans les avions de ligne, pour chaque rangée de sièges, il y a des masques à oxygène et des générateurs d'oxygène. Dans certains avions de ligne à fuselage large, En cas de décompression, les panneaux sont ouverts soit par un pressostat automatique soit par un interrupteur manuel, et les masques sont libérés. Lorsque les passagers abaissent le masque, ils retirent les goupilles de retenue et déclenchent la production d'oxygène.

Le noyau oxydant est le chlorate de sodium ( $\text{Na Cl O}_3$ ), qui est mélangé avec moins de 5 % de peroxyde de baryum ( $\text{Ba O}_2$ ) et moins de 1 % de perchlorate de potassium ( $\text{K Cl O}_4$ ). Les explosifs dans le capuchon de percussion sont un mélange explosif de styphnate de plomb et de tétrazène. La réaction chimique est exothermique et la température extérieure de la cartouche atteint 260 °C. Il produit de l'oxygène pendant 12 à 22 minutes [26] [27] [28].

Pour air Algérie la durée est 12 minutes pour atteindre FL100, et on peut voir la procédure dans la partie Passenger Oxygen Requirements Maximum Altitude Envelope Based on 12 minute chemical system de FPPM B737-800 et 600.



**Figure II-15: Système générateur d'oxygène chimique [29].**

**Pour b737-700c**

Par un Circuit gazeux.

#### II.1.3.6.2.2 Circuit gazeux de B737/700c :

L'oxygène est comprimé en bouteilles métalliques (de différentes contenances) situées en soute. Ces bouteilles sont reliées à une unité de contrôle du flux d'oxygène délivré. L'unité de contrôle régule la pression de l'oxygène en fonction de l'altitude cabine. Un circuit de tuyauteries alimente chaque masque. La technologie basique est de faible coût ; mais le poids et le volume limitent rapidement la quantité embarquée. Le conditionnement peut, en outre s'avérer dangereux dans le cas de surchauffe, fuites avec réactions chimiques pouvant déclencher une explosion.

Pour air Algérie la durée est 22 minutes pour atteindre FL100, et on peut voir la procédure dans la partie Passenger Oxygen Requirements Maximum Altitude Envelope Based on 12 minute chemical system de FPPM B737-700c

- Donc on constate que le B 737-700c est le plus sécurisé car la durée pour atteinte FL 100 est supérieure à la durée de B737-600 et B737-800



**Figure II-16 : oxygène à bord d'avion [25].**

#### **II.1.3.6.3 Exemple de calcul de pression d'oxygène pour B737-700c :**

Pour FL 100 et une durée de 30 minutes le volume d'oxygène est 2355 l pour les deux cylindres donc  $(\frac{2355l}{2}) = 1177.5 l$

$$\frac{1177.5}{1000} = \textit{presque } 1.2 l$$

- D'après la table 3 Passenger Oxygen Requirements – Gaseous on trouve que la pression des cylindres est 700 psi.
- On remarque aussi que la durée est de 10 minutes à 2h 30 min donc il est plus sécurisé que les autres.

**CHAPITRE III : Etude pratique de  
performances des avions B737-  
800/700c/600**

## CHAPITRE III : Etude pratique de performances des avions B737-800/700c/600

### III.1 Introduction

Dans ce chapitre nous allons traiter en premier une ligne aérienne avec des paramètres réelles dont on déterminera par la suite la masse limitative ainsi que le temps de vol et la consommation de carburant de chaque avions du B737 (600-700C-800) afin de faire une comparaison entre eux, et déterminer celui le plus performant. En deuxième partie, nous allons calculer la rentabilité de chaque version en comptabilisant les coûts d'exploitation, pour déterminer l'avion le plus économique et donc le plus rentable.

### III.2 Etudes opérationnelles

#### III.2.1 Méthode de calcul concernant l'adéquation des aérodromes

##### III.2.1.1 Vérification des longueurs nécessaires des pistes

Selon le manuel de vol des trois appareils on trouve les informations suivant :

La longueur de décollage nécessaire pour B737-800  $\approx$  **2080m**

B737-700c  $\approx$  **1970m**

B737-600  $\approx$  **1960m**

On a le tableau suivant :

**Table III-1 : Vérification des longueurs nécessaires des pistes**

A/D	Pistes	B737-600 D $\approx$ 1960m	B737-700c D $\approx$ 1970m	B737-800 D $\approx$ 2080m
DAAG	05/23 D=3500m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
	09/27 D=3500m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate

<b>DAOO</b>	07L/25R D=3600m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
	07R/25L D=3000m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
<b>DAAJ</b>	12/30 D=3000m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
	02/20  D=2400m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
<b>DAUZ</b>	05/23  D=3000m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
	14/32 D=2200m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
<b>DRRN</b>	09L/27R D=1620m	Longueur insuffisante	Longueur insuffisante	Longueur insuffisante
	09R/27L  D=3000m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
<b>GABS</b>	06/24  D=3200m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate



<b>FLKK</b>	10/28 D=3962m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
	05/23 D=4725m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate
<b>FVRG</b>	05/23 D=4725m	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate	Longueur suffisante Piste adéquate

- **Remarque**

D'après ce tableau on remarque que toutes les pistes de tous les aéroports sont adéquats est permet le décollage pour chaque avion sauf la piste 09L/27R de DRRN (Niamey).

### III.2.1.1.1 Méthode ACN /PCN

La méthode ACN/PCN est un système international normalisé et élaboré par l'Organisation de l'Aviation Civile International (OACI) qui vise à fournir des renseignements sur la résistance des chaussées aéronautiques et qui permet de ce fait de juger de l'admissibilité de chaque aéronef en fonction de sa charge et de la résistance des chaussées. Cette méthode est applicable depuis 1983 par l'ensemble des états membres de l'OACI.

### III.2.1.1.2 Le numéro de classification de chaussée (PCN)

Communiqué indiquera qu'un aéronef dont le numéro de classification (ACN) est inférieur ou égal à ce PCN peut utiliser la chaussée sous réserve de toute limite de pression des pneus ou de masse totale de l'aéronef, définie pour un ou plusieurs types d'aéronefs [30].

On associe à chaque zone homogène –section de chaussée dont les caractéristique technique sont identiques ou du moins suffisamment proches pour être assimilées d'une plateforme, un PCN qui reflète la capacité portante de la chaussée publiée dans l'annexe 14 de la manière suivante :

Le nombre est le numéro de classification de chaussée arrondi à un nombre entier

1. La première lettre correspond à la nature de la chaussée :

F : pour les chaussée souple (Flexible en anglais), c'est-à-dire composées essentiellement d'enrobés bitumineux ;

R : pour chaussée rigides composées essentiellement de béton de ciment.

Pour les chaussée atypiques composées à la fois de béton de ciment et d'enrobés bitumineux, on utilise la publication qui correspond le mieux au comportement mécanique de la chaussée.

2. La deuxième lettre désigne la catégorie de résistance du sol support soit encore le sol « naturel » sous la chaussée :

A : résistance élevé.

B : résistance moyenne.

C : résistance faible.

D : résistance ultra faible.

3. La troisième lettre fait référence à la limite de pression de gonflage des pneumatiques :

W : pas de limite de pression

X : pression limitée à 1.5MPa

Y : pression limitée à 1MPa

Z : pression limitée à 0.5MPa

4. la dernière lettre indique la base ou méthode d'évaluation du PCN :

T : évaluation technique c'est-à-dire basée essentiellement sur les caractéristiques mécaniques de la chaussée.

U : évaluation « par expérience » basé essentiellement sur le trafic existant que la chaussée supporte sans dommage significatif [30].

**L'ACN : Aircraft Classification Number**

- Nombre qui exprime l'effet relatif d'un aéronef sur une chaussée pour une catégorie type spécifiée du terrain de fondation [30].

**Table III-2 : les valeurs de l'ACN de B737-600 [31].**

		Chaussées (catégorie de résistance du sol support)							
		Chaussées souples				Chaussées Rigides			
Aéronef	Masse de calcul (kg)	A	B	C	D	A	B	C	D
<b>B737-600</b>	70307	36	38	42	47	41	43	46	47
	37648	18	18	19	22	19	20	22	23

**Table III-3 : les valeurs de l'ACN de B737-700c [31].**

		Chaussées (catégorie de résistance du sol support)							
		Chaussées souples				Chaussées Rigides			
Aéronef	Masse de calcul (kg)	A	B	C	D	A	B	C	D
<b>B737-700c</b>	70307	36	37	42	47	40	42	45	47
	37648	88	18	19	22	20	21	22	23

**Table III-4 : les valeurs de l'ACN de B737-800 [31].**

		Chaussées (catégorie de résistance du sol support)							
		Chaussées souples				Chaussées Rigides			
Aéronef	Masse de calcul (kg)	A	B	C	D	A	B	C	D
<b>B737-800</b>	79243	43	45	50	55	49	52	54	56
	41413	20	21	22	26	23	24	25	27

### III.2.1.1.3 Principe générale de la méthode ACN\PCN

-Pour que la piste supporte l'avion, il faut qu'on vérifié cette équation :  
 $ACN \leq PCN$  ;

-L'équation de l'ACN définit comme suit :

$$ACN = ACN_{min} + (ACN_{max} - ACN_{min}) \times \frac{MTOW - M_{min}}{M_{max} - M_{min}} \quad (4.1)$$

Sachant que M min et M max respectivement la masse à vide opérationnelle et la masse maximale au roulage, ACN min et ACN max représentant les ACN correspondants [30].

**Table III-5 : les valeurs de l'ACN de B737-600 associée à chaque piste d'aéroports**

<b>A/D</b>	<b>Pistes</b>	<b>PCN</b>	<b>ACN</b>	<b>Note</b>
<b>DAAG</b>	05/23	<b>75</b> F/D/W/T	43	accessible
	09/27	<b>78</b> F/D/W/T	43	accessible
<b>DAAJ</b>	12/30	<b>54</b> F/B/W/T	34	accessible
	02/20	<b>51</b> F/B/W/T	34	accessible
<b>DRRN</b>	09L/27R	C130	38/42	accessible
	09R/27L	<b>59</b> /F/B /X/T	34	accessible
<b>FLKK</b>	10/28	LCN135F38	38	accessible
	05/23	<b>50</b> /F/A/W/T	33	accessible

➤ **Remarque**

D'après le calcul de l'ACN de B737-600 pour chaque aéroport et chaque piste qui est affiché dans le tableau ci-dessus on remarque que toutes les pistes vérifiées la loi

$ACN \leq PCN$  donc les conditions d'accessibilité sont vérifiées.

**Table III-6 : les valeurs de l'ACN de B737-700c associée à chaque piste d'aéroports**

<b>A/D</b>	<b>Pistes</b>	<b>PCN</b>	<b>ACN</b>	<b>Note</b>
<b>DAAG</b>	05/23	<b>75</b> F/D/W/T	52	accessible
	09/27	<b>78</b> F/D/W/T	52	accessible
<b>DAAJ</b>	12/30	<b>54</b> F/B/W/T	41	accessible
	02/20	<b>51</b> F/B/W/T	41	accessible

<b>DRRN</b>	09L/27R	C130	47/50	accessible
	09R/27L	<b>59</b> / F / B / X / T	41	accessible
<b>FLKK</b>	10/28	LCN135F38	47	accessible
	05/23	<b>50</b> /F/A/W/T	39	accessible

➤ **Remarque**

D'après le calcul de l'ACN de B737-700c pour chaque aéroport et chaque piste qu'est affiché dans le tableau ci-dessus on remarque que toutes les pistes vérifiées la loi

$ACN \leq PCN$  donc les conditions d'accessibilité sont vérifiées.

**Table III-7 : les valeurs de l'ACN de B737-800 associée à chaque piste d'aéroports**

<b>A/D</b>	<b>Pistes</b>	<b>PCN</b>	<b>ACN</b>	<b>Note</b>
<b>DAAG</b>	05/23	<b>75</b> F/D/W/T	54	accessible
	09/27	<b>78</b> F/D/W/T	54	accessible
<b>DAAJ</b>	12/30	<b>54</b> F/B/W/T	44	accessible
	02/20	<b>51</b> F/B/W/T	44	accessible
<b>DRRN</b>	09L/27R	C130	49/53	accessible
	09R/27L	<b>59</b> / F / B / X / T	44	accessible
<b>FLKK</b>	10/28	LCN135F38	49	accessible
	05/23	<b>50</b> /F/A/W/T	42	accessible

➤ **Remarque**

D'après le calcul de l'ACN De B737-800 pour chaque aéroport et chaque piste qui est affiché dans le tableau ci-dessus on remarque que toutes les pistes vérifiées la loi

$ACN \leq PCN$  donc les conditions d'accessibilité sont vérifiées.

### III.3 Etudes de performance

#### 1. Aéroport d'Alger (DAAJ)

Hypothèses de calcul :

- Vent nul
- Température 30°C
- ANTI-ICE OFF
- FLAPS 05
- AIR CONDITION AUTO
- Piste sèche

**Table III-8 : limitations de performances B737-600 aéroport d'Alger.**

A/C	DAAG/ALG	Limitation performance (kg)
<b>B737-600</b>	RWY 05	MTOW
	RW 23	MTOW
	RWY 09	MTOW
	RWY 27	MTOW

**Table III-9 : limitations de performances B737-700c aéroport d'Alger.**

A/C	DAAG/ALG	Limitation performance (kg)
<b>B737-700c</b>	RWY 05	MTOW
	RW 23	MTOW
	RWY 09	MTOW
	RWY 27	MTOW

**Table III-10 : limitations de performances B737-800 aéroport d'Alger.**

A/C	DAAG/ALG	Limitation performance (kg)
<b>B737-800</b>	RWY 05	MTOW
	RW 23	MTOW
	RWY 09	MTOW
	RWY 27	MTOW

**2. Aéroport de Djanet (DJG)**

Hypothèses de calcul :

- Vent nul
- Température 34°C
- ANTI-ICE OFF
- FLAPS 05
- AIR CONDITION AUTO
- Piste sèche

**Table III-11 : limitations de performances B737-600 aéroport de Djanet.**

A/C	DAAJ/DJG	Limitation performance (kg)	Observation
<b>B737-600</b>	RWY 12	58800	Piste prévu décollage
	RWY 30	58800	
	RWY 02	50700	-
	RWY 20	58800	

**Table III-12 : limitations de performances B737-700c aéroport de Djanet.**

A/C	DAAJ/DJG	Limitation performance (kg)	Observation
<b>B737-700c</b>	RWY 12	73600	Piste prévu décollage12/30
	RWY 30	73600	
	RWY 02	65000	-
	RWY 20	69600	

**Table III-13 : limitations de performances B737-800 aéroport de Djanet.**

A/C	DAAJ/DJG	Limitation performance (kg)	Observation
<b>B737-800</b>	RWY 12	75900	La masse maxi au décollage est de 75900 kg Piste prévu décollage 12/30
	RWY 30	76100	
	RWY 02	66800	-
	RWY 20	68400	

### 3. Aéroport de Lusaka (LUN)

Hypothèses de calcul :

- Vent nul
- Température 20°C
- ANTI-ICE OFF
- FLAPS 05
- AIR CONDITION AUTO
- Piste sèche

**Table III-14 : limitations de performances B737-600 aéroport de Lusaka.**

A/C	FLKK/LUN	Limitation performance (kg)
<b>B737-600</b>	RWY 10	64200
	RWY 28	64200

**Table III-15 : limitations de performances B737-700c aéroport de Lusaka.**

A/C	FLKK/LUN	Limitation performance (kg)
<b>B737-700c</b>	RWY 10	76900
	RWY 28	76900



**Table III-16 : limitations de performances B737-800 aéroport de Lusaka.**

A/C	FLKK/LUN	Limitation performance (kg)
<b>B737-800</b>	RWY 10	MTOW
	RWY 28	MTOW

**4. Aéroport de Niamey (NIM)**

Hypothèses de calcul :

- Vent nul
- Température 20°C
- ANTI-ICE OFF
- FLAPS 05
- AIR CONDITION AUTO
- Piste sèche

**Table III-17 : limitations de performances B737-600 aéroport de Niamey.**

A/C	DRRN/NIM	Limitation performance (kg)
<b>B737-600</b>	RWY 09L	MTOW
	RWY 27L	MTOW
	RWY 09R	MTOW
	RWY 27R	MTOW

**III.3.1 Étude de ligne**

**A. B737-600**

**Table III-18 : Etude de ligne B737-600 (ALG-DJG-LUN).**

Etape	Temps de vol	c/o (kg)	Délestage (kg)	ETOW (kg)	Limt perfo (kg)	Observations
ALG-DJG	01H56	8000	4452	54649	MTOW	-
DJG-LUN	05H53	2683	13207	58800	58800	Non faisable
LUN-DJG	05H49	8000	13313	63885	64200	-
DJG-ALG	02H01	8000	4490	54948	58800	-

- D'après le tableau ci-dessus l'étape Djanet vers Lusaka est non faisable avec la charge de 8000kg en B737-600 donc nous vous proposons l'escale à Niamey au lieu Djanet (la ligne ALG-LUN sa passe pas directement nous devons faire une escale pour faire de ravitaillement carburant)

**Table III-19 : Etude de ligne B737-600 (ALG-NIM-LUN).**

Etape	Temps de vol	c/o (kg)	Délestage (kg)	ETOW (kg)	Limt perfo (kg)
ALG-NIM	03H18	8000	7728	60346	MTOW
NIM-LUN	05H42	8000	13241	63764	MTOW

## B. B737-700c

**Table III-20 : Etude de ligne B737-700c (ALG-DJG-LUN).**

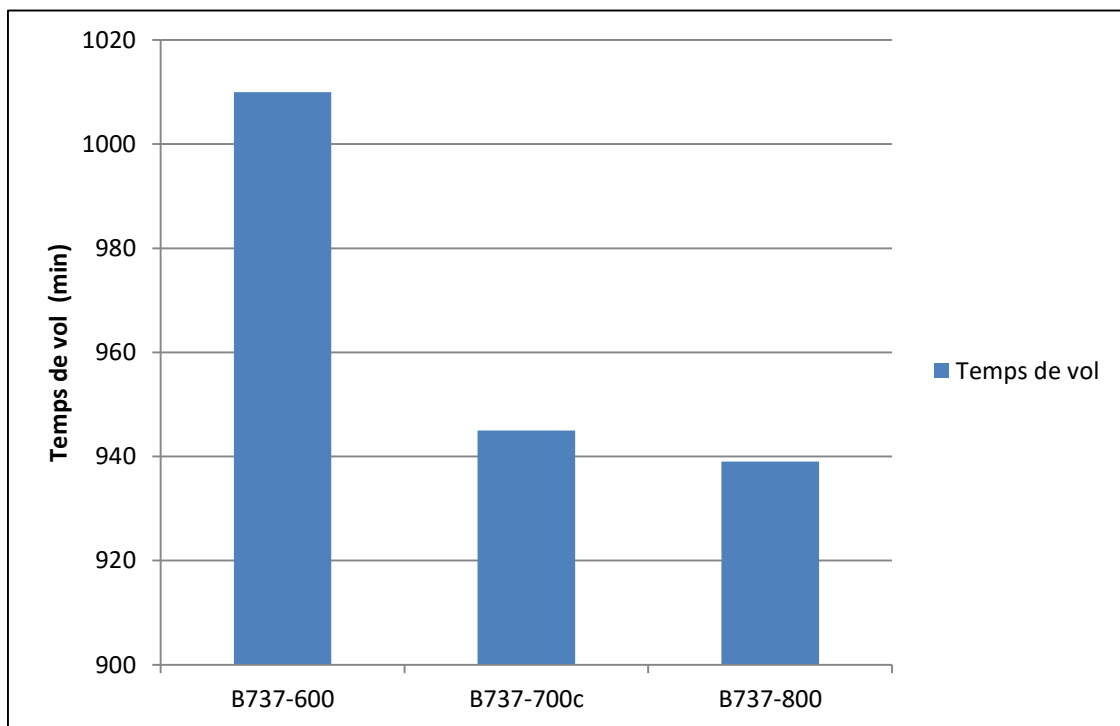
Etape	Temps de vol	c/o (kg)	Délestage (kg)	ETOW (kg)	Limt perfo (kg)
ALG-DJG	01H54	8000	5210	58089	MTOW
DJG-LUN	05H55	8000	13287	66476	73600
LUN-DJG	05H55	8000	12924	66315	76900
DJG-ALG	02H01	8000	4435	57743	73600

### C. B737-800

Table III-21 : étude de ligne B737-800 (ALG-DJG-LUN).

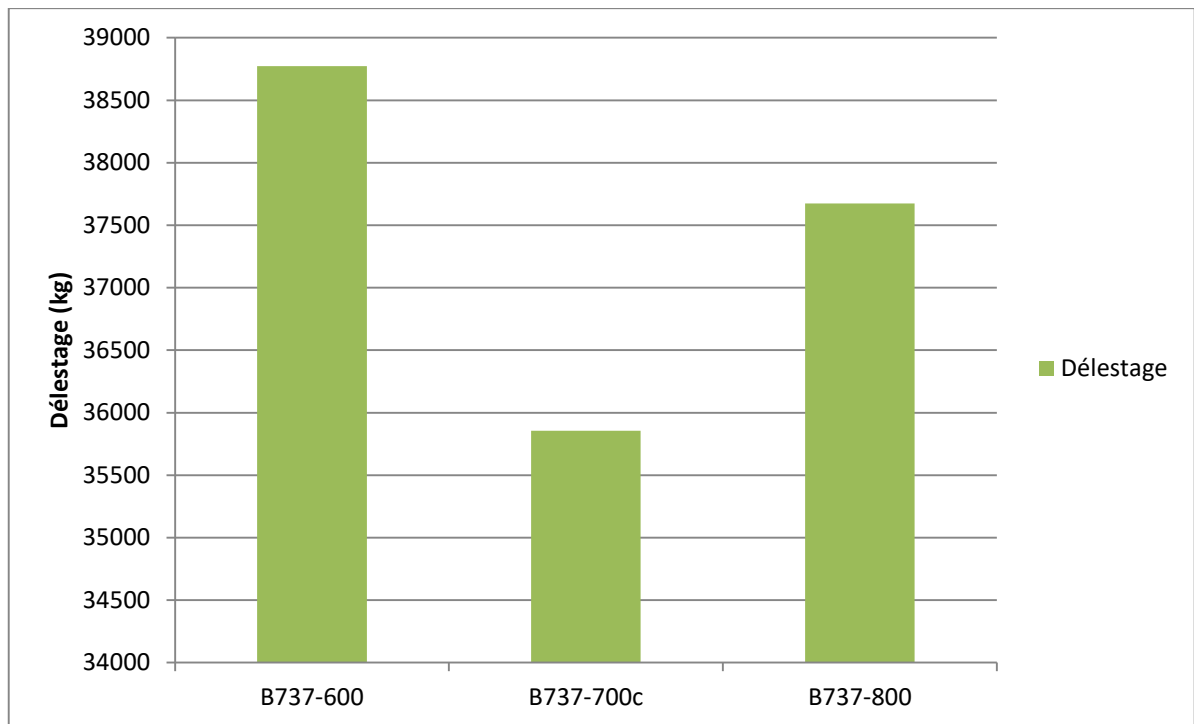
Etape	Temps de vol	c/o (kg)	Délestage (kg)	ETOW (kg)	Limt perfo (kg)
ALG-DJG	01H54	8000	5399	60483	MTOW
DJG-LUN	05H53	8000	13920	69334	75900
LUN-DJG	05H52	8000	13655	69221	MTOW
DJG-ALG	02H00	8000	4700	60247	75900

Figure III-1 :Graphe du temps de vol totale des trois versions.



- Pour la même destination on remarque que le temps de vol de B737-600 est plus grand que les autres.

- Donc on constate que le B737-800 et B737-700c ont presque le même temps de vol, il n'a pas besoin de grande durée pour atteindre notre destination.



**Figure III-2 : Graphe de délestage total des trois versions.**

• D'après l'histogramme ci-dessus on remarque que le B737-600 consomme plus de carburant que les autres.

• On remarque aussi que le B737-700c et B737-800 consomme moins de carburant, où le B737-700c consomme moins que B737-800 car MTOFW B737-700c < MTOW B737-800.

**Les routes :**

**Table III-22 : les routes [32].**

L'étape	Route	Distance sol(NM)	FL optimale
<b>ALG-DJG</b>	DAAG SID5 BSA UJ36 TGU UV508 BOD UB730 DAAJ	854	290
<b>DJG-LUN</b>	DAAJ UB730 DIR UM731 FL UA607 LUB UM215 FLKK	2632	350
<b>LUN-DJG</b>	FLKK UM215 LUB UA607 FL UM731 DIR UB730 DAAJ	2632	340
<b>DJG-ALG</b>	DAAJ UA605 RIMEL UR985 BSA UB726 CHLAL DAAG	834	200

**Les routes sur la carte plotting chart jeppesen :**

**ALG-DJG-LUN-ALG**



Figure III-3: carte de route ALG-DJG-LUN-ALG [32].

ALG-NIM-LUN

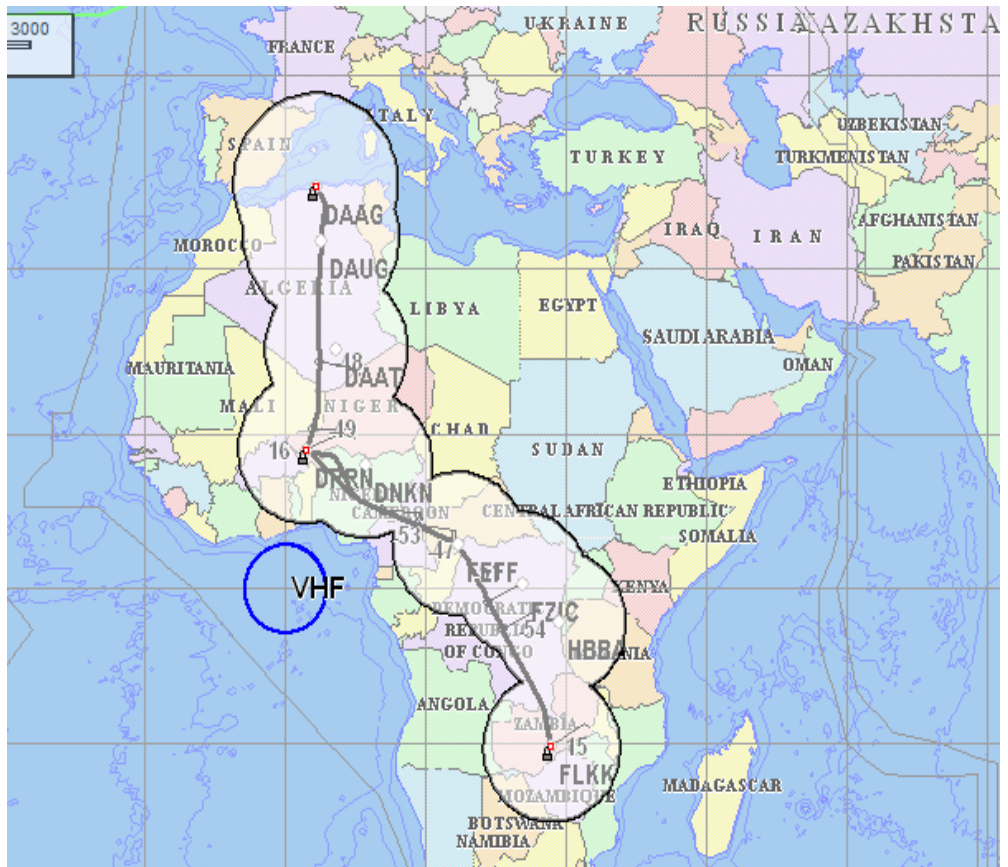


Figure III-4 : carte de route ALG-NIM-LUN [32].

## **III.4 Etude de rentabilité**

### **III.4.1 Introduction**

La rentabilité est le rapport entre un revenu obtenu ou prévu et les ressources employées pour l'obtenir. La notion s'applique notamment aux entreprises, mais aussi à tout autre investissement.

La rentabilité rétrospective est le rapport entre un résultat comptable et les moyens en passifs mis en œuvre pour l'obtenir. La rentabilité prévisionnelle est le rapport entre un gain de trésorerie projetée et la valeur d'un investissement nécessaire pour générer ce gain.

### **III.4.2 Le calcul de rentabilité**

#### **III.4.2.1 Possibilité de l'offre**

L'offre représente ici les services que l'entreprise peut fournir aux clients en fonction de leurs attentes. Pour AIR ALGERIE, l'offre comprend le nombre de sièges fournis par semaine et la qualité de service à fournir.

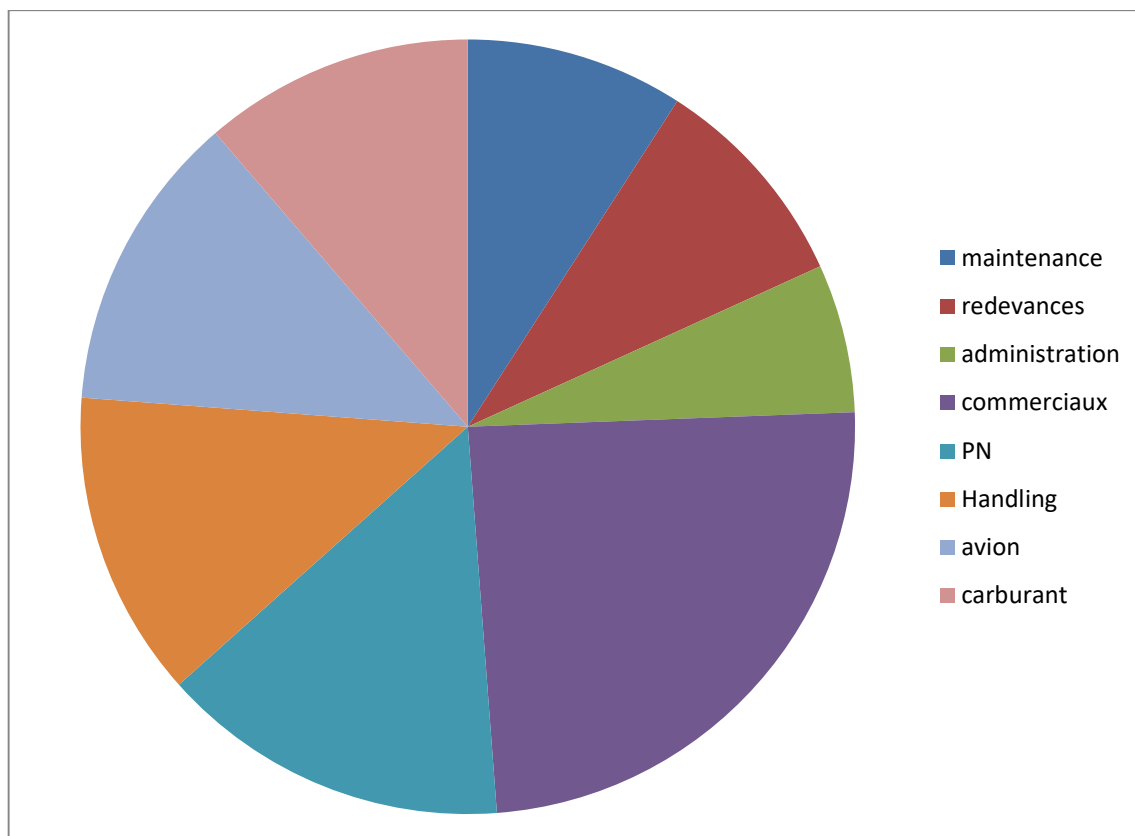
##### **III.4.2.1.1 Détermination du trafic**

Cette tâche a été confiée au département tarif de la compagnie de l'entreprise, qui a pris en compte plusieurs critères, notamment la distance au nom de la recette unitaire moyenne (RUM).

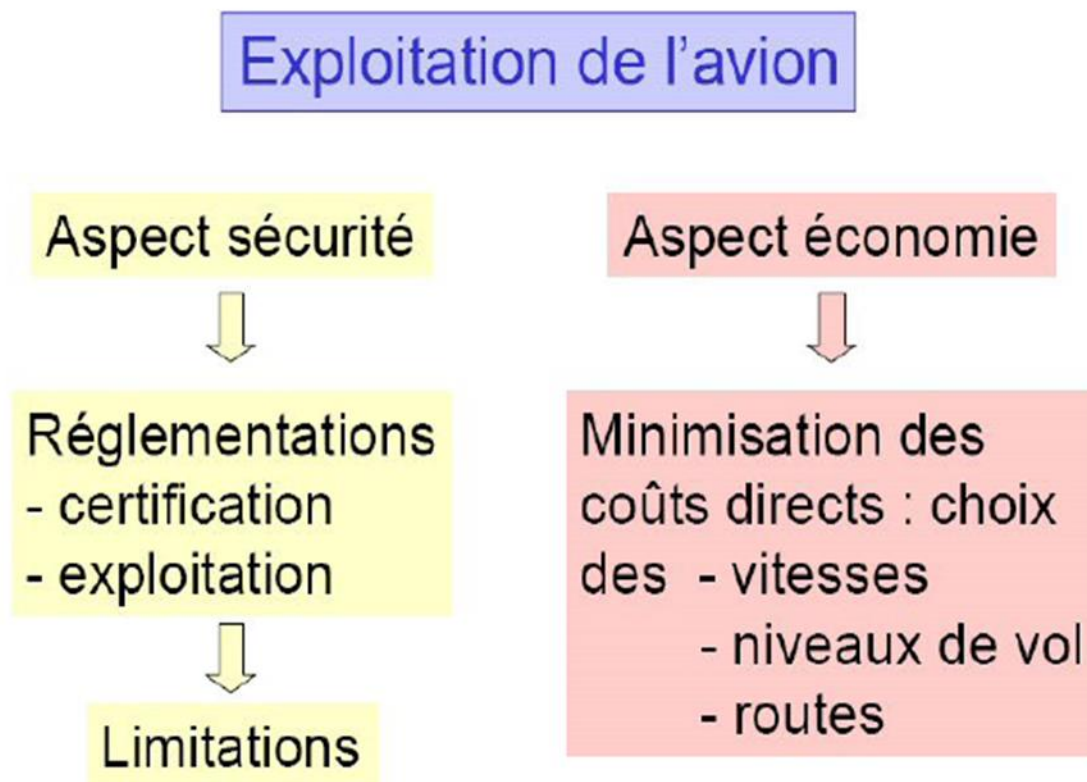
##### **III.4.2.1.2 Etude des coûts d'exploitation**

Cette étude est faite pour minimiser les coûts par :

1. Choix de vitesse
2. Choix de niveau de vol.
3. Choix des routes.



**Figure III-5: Etude des coûts d'exploitation [24].**



**Figure III-6 : les différents aspects d'exploitation d'avion [24].**

Les besoins économiques liés aux opérations de transport aérien amènent les compagnies aériennes à s'inquiéter de la rentabilité de leurs avions, en recherchant la meilleure exploitation possible dans le but de maximiser ses gains tout en minimisant les coûts d'exploitation; cependant il faut trouver les procédures les plus adéquates pour optimiser au maximum leur flotte en fixant une politique basée principalement sur les charges liées aux deux points suivants:

- Le coût de carburant.
- Le coût lié au temps de vol.

Il est à noter que les coûts d'exploitation ci-dessus définissent la mise à disposition des bases de données et la configuration de divers logiciels métiers liés à l'optimisation des vols (cost. Index, choix d'itinéraire...) et au calcul des prix de revient de siège avion par conséquent, fixer le prix du billet passagers qui est le produit final vendu par la compagnie.



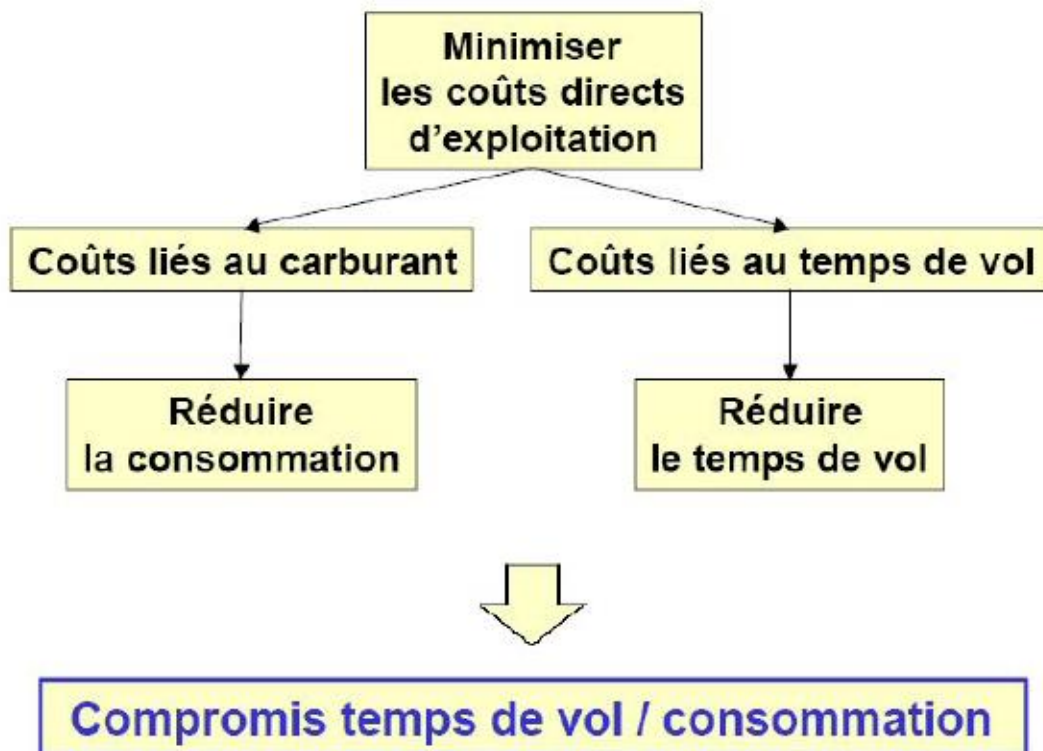


Figure III-7 : Minimisation des coûts d'exploitation [24].

### III.4.2.2 Les coûts d'exploitation

On peut les définir en deux catégories [37]

#### III.4.2.2.1 Coûts directs

Se sont tous les coûts variables qui dépendent de l'exploitation du type d'avion et de la ligne desservie, ces coûts varient selon le programme arrêté.

Et qui sont les suivants :

- Coût carburant ;
- Coût équipage (PNC, PNT) ;
- Coût maintenance ;
- Coût assistance ;
- Les redevances de survol ;
- Les redevances aéroportuaires.

➤ **Coût carburant**

Le coût carburant est calculé selon les enlèvements théoriques et en fonction des coefficients suivants :

- La charge transportée ;
- Le tarif carburant (tarif départ, destination) qui est exprimé en dollar/pounds.

➤ **Coût équipage (PNT, PNC)**

C'est la charge liée aux personnels techniques (PNT) et commerciale (PNC), qui est en fonction des facteurs suivants :

- La rémunération minimale du personnel navigant (PNT, PNC) à laquelle s'ajoutent les primes liées aux heures de vol et au type de vol (domestique, international).

➤ **Coûts maintenance**

C'est toutes les dépenses liées à l'entretien des avions, pour les garder dans l'état conforme aux normes dictées par les autorités compétentes.

On distingue deux types de maintenance :

- Maintenance préventive (visite périodique) ;
- Maintenance curative : remise en état de marche d'un module ou plus

Cependant les coûts sont définis comme suit :

- Coût entretien des structures ; réacteur et équipements ;
- Coût main d'œuvres ;
- Coût liés à l'assistance d'une tierce partie (exemple à l'étranger).

➤ **Le coût assistance au sol (Handling)**

En Algérie, l'assistance est assurée par les services internes à la compagnie, elle ne donne lieu à aucune facturation.

En générale, les coûts rentrant dans ce dernier sont :

- Le conditionnement de l'avion ;
- La petite maintenance et nettoyage de l'avion ;
- Le traitement des passagers et la manutention de leurs bagages.

### ➤ **Les redevances de survol**

Ce sont les frais liés à l'exploitation de l'avion de l'espace aérien survolé et aux différents FIR, elles sont calculées selon les paramètres suivants :

- La masse de l'avion au décollage ;
- La distance ;
- Le taux unitaire lié à la distance survol.

### ➤ **Les redevances aéroportuaires**

Ce sont les frais par les autorités aéroportuaires, le calcul s'effectue en se basant sur les données suivantes :

- La masse au décollage ;
- Le coefficient qui tient compte des nuisances sonores (normes bruits), cette tranche de redevance contient également les :
  - Redevance atterrissage ;
  - Redevance balisage ;
  - Redevance de stationnement ;
  - Redevance de service passager ;
  - Redevance de sûreté ;
  - Redevance liée aux bruits ;
- Redevance de services terminaux de la navigation aérienne.

#### **a) Redevance d'atterrissage**

Elle est acquittée par tout aéronef effectuant un atterrissage sur l'aéroport .Son tarif est en fonction du poids maxi au décollage (MTOW) et son taux à la tonne est autant très élevé de l'aéronef le plus lourd.

#### **b) Redevance de services passagers**

Cette redevance est due à l'utilisation des ouvrages locaux d'usage commun servant à l'embarquement, au transit et à l'accueil des passagers voyageant sur un aéronef exploité à des fins commerciales par une compagnie.

Elle est appliquée aux passagers au départ de l'aéroport, le taux dépend de la destination nationale ou internationale, elle fait partie des composantes du calcul du prix du billet.

### **c) Redevance de stationnement**

Sur tout aéroport on peut distinguer trois catégories de surface destinée au stationnement :

- Aire de trafic : Aire utilisée pour l'embarquement et le débarquement des passagers.
- Aire de garage : Aire où demeure l'aéronef entre deux vols successifs.
- Aire d'entretien : Aire destinée au service d'entretien des appareils.

La redevance de stationnement est calculée en tenant compte de ces trois aires, sachant que la durée diffère selon l'aire occupée par chaque type d'appareil.

### **d) Redevance de sûreté**

L'OACI recommande que ces redevances soient fondées selon :

- Le nombre de passagers ;
- La masse de l'avion ;
- La distance du vol.

### **e) Redevance liée au bruit**

C'est les dépenses qui couvrent les problèmes de bruit, généré par les avions.

Elles doivent être associées aux redevances d'atterrissage et de décollage.

#### **III.4.2.2 Coûts indirects**

Ils ne sont pas liés directement à l'exploitation des avions, ils sont définis comme suit :

##### **➤ Les assurances**

- Assurance responsabilité civile ;
- Assurance risque de guerre ;
- Assurance corps avion.

##### **➤ Amortissement de l'avion**

Il est fixé par la compagnie pour le renouvellement de la flotte, (remplacement de l'avion par un autre neuf).

##### **➤ Les charges financières**

Elles sont fixées aussi par la compagnie, elles correspondent à la recette de la compagnie en cas de vente ou remplacement des équipements des avions.

### III.4.3 Exemple calcule des couts d'exploitations des avions B737-600/700c/800 :

#### III.4.3.1 Les couts de survol

$$R = Tu \times \frac{D}{100} \times \sqrt[2]{\frac{M}{50}} \quad [38].$$

$R$  : Redevance.

$Tu$  : Taux unitaire exprimé en Dollar.

$D$  : Distance parcourue exprimer en kilomètre.

$M$  : Masse maxi structure au décollage exprimé en tonne.

- **B737-600**

Pour la ligne ALG-NIM-LUN-DJG-ALG.

#### 1- ALG-NIM

**Table III-23 : les couts de survol B737-600 ALG-NIM [32].**

<b>B737-600</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SURVOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	761.97
<b>MALI/DRRR</b>	173.63
<b>NIGER/DRRR</b>	
<b>TOTAL</b>	935.60

1USD =135.88 DZD (le mois de septembre).

#### 2- NIM-LUN

**Table III-24 : les couts de survol B737-600 NIM-LUN [32].**

<b>B737-600</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>NIGER /DRRR</b>	868.15
<b>NIGERIA/DNKK</b>	918.27

<b>CAMEROON/FCCC</b>	
<b>CENTRALE AFRICAN REPUBLIC /FCCC</b>	389.05
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO /FZZA</b>	1139.39
<b>ZAMBIE/FLFI</b>	58.65
<b>TOTAL</b>	3373.51

### 3- LUN-DJG

Table III-25 : les couts de survol B737-600 LUN-DJG [32].

<b>B737-600</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ZAMBIA/FLFI</b>	58.65
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO/ FZZA</b>	1129.79
<b>CENTRAL AFRCAN REPUBLIC/FCCC</b>	213.64
<b>CAEROON/FCCC</b>	
<b>CHAD/DRRR</b>	2083.56
<b>NIGER /DRRR</b>	
<b>ALGERIE/DAAA</b>	81.17
<b>TOTAL</b>	3566.81

### 4- DJG-ALG

Table III-26 les couts de survol B737-600 DJG-ALG [32].

<b>B737-600</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	14.10
<b>TOTAL</b>	14.10

- **B737-800**

Pour la ligne ALG-DJG-LUN-DJG-ALG

### 1- ALG-DJG

**Table III-27 : les couts de survol B737-800 ALG-DJG [32].**

<b>B737-800</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SURVOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	17.11
<b>TOTAL</b>	17.11

### 2- DJG-LUN

**Table III-28 : les couts de survol B737-800 DJG-LUN [32].**

<b>B737-800</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ALGERIE DAAA</b>	98.53
<b>NIGER /DRRR</b>	2529.30
<b>CHAD/DRRR</b>	
<b>CAEROON/FCCC</b>	259.34
<b>CENTRAL AFRCAN REPUBLIC/FCCC</b>	
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO/ FZZA</b>	1371.49
<b>ZAMBIA/FLFI</b>	71.19
<b>TOTAL</b>	4329.85

### 3- LUN-DJG

**Table III-29 : les couts de survol B737-800 LUN-DJG [32].**

<b>B737-800</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ZAMBIA/FLFI</b>	71.19
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO/ FZZA</b>	1371.49
<b>CENTRAL AFRCAN REPUBLIC/FCCC</b>	259.34
<b>CAEROON/FCCC</b>	
<b>CHAD/DRRR</b>	
<b>NIGER /DRRR</b>	2529.30
<b>ALGERIE/DAAA</b>	98.53
<b>TOTAL</b>	4329.85

#### **4- DJG-ALG**

**Table III-30 : les couts de survol B737-800 DJG-ALG [32].**

<b>B737-800</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	17.11
<b>TOTAL</b>	17.11

- **B737-700c**

Pour la ligne ALG-DJG-LUN-DJG-ALG

#### **1- ALG-DJG**



**Table III-31 : les couts de survol B737-700c ALG-DJG [32].**

<b>B737-700c</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SURVOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	16.80
<b>TOTAL</b>	16.80

**2- DJG-LUN**

**Table III-32 : les couts de survol B737-700c DJG-LUN [32].**

<b>B737-700c</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ALGERIE DAAA</b>	96.72
<b>NIGER /DRRR</b>	2482.85
<b>CHAD/DRRR</b>	
<b>CAEROON/FCCC</b>	254.58
<b>CENTRAL AFRCAN REPUBLIC/FCCC</b>	
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO/ FZZA</b>	1346.30
<b>ZAMBIA/FLFI</b>	69.88
<b>TOTAL</b>	4250.33

**3- LUN-DJG**

**Table III-33 : les couts de survol B737-700c LUN-DJG [32].**

<b>B737-700c</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ZAMBIA/FLFI</b>	69.88
<b>DEMOCRATIC REPUBLIC OF CONGO/ FZZA</b>	1346.30
<b>CENTRAL AFRCAN REPUBLIC/FCCC</b>	254.58

<b>CAEROON/FCCC</b>	
<b>CHAD/DRRR</b>	2482.85
<b>NIGER /DRRR</b>	
<b>ALGERIE/DAAA</b>	96.72
<b>TOTAL</b>	4250.33

#### 4- DJG-ALG

**Table III-34 : les couts de survol B737-700c DJG-ALG [32].**

<b>B737-700c</b>	
<b>PAYS /FIR</b>	<b>COUT SUR VOL USD</b>
<b>ALGERIE/DAAA</b>	16.80
<b>TOTAL</b>	16.80

#### III.4.3.2 Coûts carburant

Coût de carburant par vol = prix de carburant × Quantité de carburant par vol.

On a :  $1l = 0.8kg$

Prix de carburant à Lusaka est de 65.15\$/HL

Prix de carburant à ALGER et Djanet est de 52.3\$/HL

Prix de carburant à Niamey est 55.4 \$/HL.

Pour le calcul du cout du carburant, on a considéré que les réserves ne seront pas consommées, la quantité du carburant retenu sera délestage [32].

**Table III-35 : prix de carburant pour B737-600.**

			<b>Fuel (kg)</b>	<b>Prix (USD)</b>
<b>B737-600</b>	<b>Etape</b>	<b>ALG-NIM</b>	7728	5052.18
		<b>NIM-LUN</b>	13241	9169.39
		<b>LUN-DJG</b>	13313	10841.77
		<b>DJG-ALG</b>	4490	2935.33
		<b>TOTALE</b>	38772	27998.67

**Table III-36 : prix de carburant pour B737-700c.**

			<b>Fuel (kg)</b>	<b>Prix (USD)</b>
<b>B737-700c</b>	<b>Etape</b>	<b>ALG-DJG</b>	5210	3406.03
		<b>DJG-LUN</b>	13287	8686.37
		<b>LUN-DJG</b>	12924	10524.98
		<b>DJG-ALG</b>	4435	2899.38
		<b>TOTALE</b>	35856	25516.76

**Table III-37 : prix de carburant pour B737-800.**

			<b>Fuel (kg)</b>	<b>Prix (USD)</b>
<b>B737-800</b>	<b>Etape</b>	<b>ALG-DJG</b>	5399	3529.59
		<b>DJG-LUN</b>	13920	9100.2
		<b>LUN-DJG</b>	13655	11120.29
		<b>DJG-ALG</b>	4700	3072.625
		<b>TOTALE</b>	37674	26822.705

### III.4.3.3 Les coûts de maintenance et PNT/PNC et assurance

ACMI: Aircraft Crew Maintenance and Assurance [36].

B737-800 ACMI 3300\$/H

B737-700 C ACMI 3000\$/H

B737-600 ACMI 28000\$/H

**Table III-38: Les coûts de maintenance et PNT/PNC et assurance.**

	ACMI (\$/H)	Temps de vol (H)	Prix (USD)
<b>B737-600</b>	2800	16.83	47124
<b>B737-700c</b>	3000	15.75	47250
<b>B737-800</b>	3300	15.65	51645

- Les coûts d'exploitation pour B737-600 : 83012.69 USD
- Les coûts d'exploitation pour B737-700c : 81397.74 USD
- Les coûts d'exploitation pour B737-800 : 87161.625 USD

#### Remarque :

- Les coûts d'atterrissage et les coûts de parking de l'aéroport de Lusaka et Niamey sont indisponibles.
- Les coûts d'atterrissage et les coûts de parking dépendent de la masse de décollage sachant que les masses de décollage des trois versions sont proches, donc il n'y a pas une grande différence.

### III.4.3.4 La recette

C'est la petite valeur de cout d'exploitation + 10% de la même valeur et dans notre cas la petite valeur est de B737-700c donc la recette égale à :

$$R_{tt}=81397.74 + 8139.774 = 89537.514 \text{ USD}$$

### III.4.3.5 Coefficient de remplissage

C'est le rapport entre le nombre de passagers transportés et le nombre de passagers offerts.

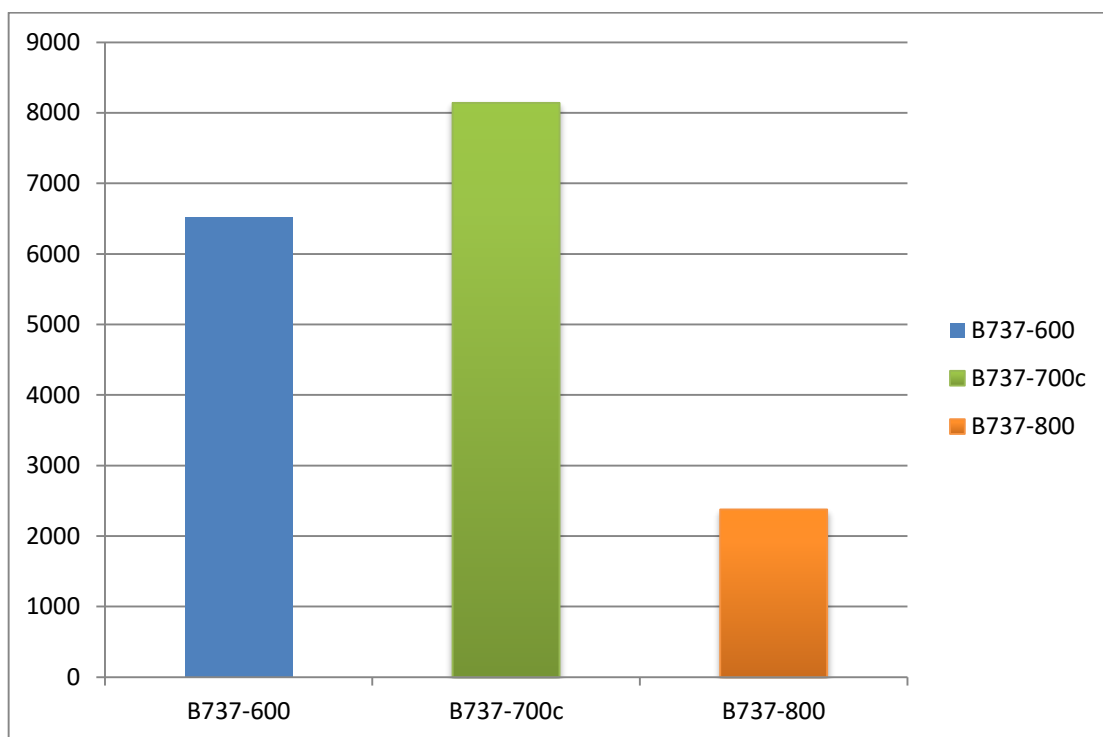
$$\frac{\text{nbr pax trans}}{\text{nbr pax off}}$$

### III.4.3.6 Bénéfice

Bénéfice= recette – cout d'exploitation

**Table III-39 : les bénéfices de chaque avion.**

	<b>B737-600</b>	<b>B737-700c</b>	<b>B737-800</b>
<b>Recette</b>	89537.514	89537.514	89537.514
<b>Cout d'exploitation</b>	83012.69	81397.74	87161.625
<b>Bénéfice</b>	6524.824	8139.774	2375.889



**Figure III-7: graphe des bénéfices des trois avions.**

- ✓ On remarque que les bénéfices de B737-700c et B737-600 sont plus grand que B737-800 pour cette ligne.

### III.4.4 Conclusion

D'après l'étude ci-dessus, nous analysons ainsi les coûts d'exploitation et les bénéfices de chaque appareil, nous pouvons dire que le B737-700c est plus rentables que celui du B737-800 et B737-600. De ce fait une exploitation de B737-700c est plus rentable pour l'étape ALG-LUN

## Conclusion générale et perspectives

Cette étude nous a permis de mettre en évidence les informations théoriques que nous avons eues pendant notre formation en opérations aériennes.

Nous avons commencé par une présentation des caractéristiques de chaque type d'appareil. Après ça nous avons effectué des calculs relatifs à la même étape de vol partant des mêmes données initiales.

Une comparaison des résultats de calculs de temps de vol et de consommation de carburant nous a permis de choisir le B737-700c comme celui le plus performant

L'étude économique basée sur le calcul des redevances et des coûts d'exploitation a montré que le B737-700c est plus économique par rapport à celui du B737-800 et B737-600.

Une combinaison des deux études économiques et opérationnelle montre que l'avion B737-700c est le plus qualifié pour être utilisé et exploité pour cette étape de vol (Alger vers Lusaka).

En effet nous avons réussi à faire cette étude et proposé ainsi l'avion le plus convenable à l'utilisation selon la phase de vol en question.

En perspective de ce travail, d'autres étudiants peuvent l'améliorer :

- une étude comparative avec une autre série d'avion comme celui d'Airbus.
- Une automatisation des calculs est proposée en développant une interface graphique pouvant faire tous les calculs et les vérifications et donc de déduire directement l'avion le plus convenable à une étape donnée parmi tous ceux de la flotte de Tassili.
- Création d'un bureau d'études aéronautique car la plus part des taches qui sont faite dans notre étude sont presque les mêmes que les taches faites au niveau de ce dernier.

## *Bibliographique*

- [1] Classement des groupes industriels selon leurs ventes de matériel militaire en 2010 [archive], Sipri Yearbook 2012.
- [2] La vente de matériel militaire du groupe en 2010 est estimée par le Sipri à 31,360 Mds de \$.
- [3] *« Crise du 737 MAX : le spectaculaire décrochage de Boeing face à Airbus »* [archive], sur *lemonde.fr*, 20 janvier 2020.
- [4] <https://actufinance.fr/actu/commande-de-deux-cents-appareils-pour-boeing-6959762.html>.
- [5] Jon Hemmerdinger, *« Boeing delivered final commercial 737NG in January, ending 23 years of production »* [« Boeing a livré le dernier 737NG commercial en janvier, mettant fin à 23 ans de production »], *Flight International*, Londres (Royaume-Uni), *Reeb Business Information*, 14 avril 2020.
- [6] *Boeing*, *« 737 Model Summary »*, mars 2020
- [7] *« Boeing Delivers 100th Next-Generation 737-900ER »*, novembre 2011
- [8] OPERATING MANUAL PART B AEROPLANE OPERATING MATTERS B737-600 RELATED, Edition: 03, Revision: 06, mars 2021.
- [9] OPERATING MANUAL PART B AEROPLANE OPERATING MATTERS B737-700C RELATED Edition: 02, Revision: 06, Mars2021.
- [10] OPERATING MANUAL PART B AEROPLANE OPERATING MATTERS B737-800W/800BCF RELATED Edition: 03, Revision: 07, Mars2021.
- [11] [https://www.memoireonline.com/03/10/3213/m\\_Description-et-fonctionnement-du-systeme-anti-pompage-du-Boeing-7378003.html](https://www.memoireonline.com/03/10/3213/m_Description-et-fonctionnement-du-systeme-anti-pompage-du-Boeing-7378003.html).
- [12] <https://faq-fra.aviatechno.net/guide/b737.php>
- [13] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Croisi%C3%A8re\\_\(pilotage\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Croisi%C3%A8re_(pilotage))
- [14] <https://www.futura-sciences.com/tech/questions-reponses/technologie-altitude-volent-avions-8900/>
- [15] Monsieur DERIOUCHE, limitation structurale ,2010
- [16] FLIGHT OPERATIONS ENGINEERING BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP SEATTLE, WASHINGTON U.S.A, 737-800WSFP1 CFM56-7B27 FAA KG/°C/M CATEGORY C/N BRAKES, Revision Number: 2 Revision Date: September 18, 2013

- [17] FLIGHT OPERATIONS ENGINEERING BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP SEATTLE, WASHINGTON U.S.A, 737-700CW CFM56-7B26 FAA KG/°C/M CATEGORY F/M BRAKES, Revision Number: 0 Revision Date: May 13, 2015.
- [18] FLIGHT OPERATIONS ENGINEERING BOEING COMMERCIAL AIRPLANE GROUP SEATTLE, WASHINGTON U.S.A, 737-600 CFM56-7B22 FAA KG/°C/M CATEGORY D BRAKES, Revision Number: 7 Revision Date: November 13, 2010.
- [19] Monsieur DERIOUCHE, limitation décollage ,2010.
- [20] [https://www.skybrary.aero/index.php/Drift\\_Down\\_Procedure](https://www.skybrary.aero/index.php/Drift_Down_Procedure)
- [21] Cours Monsieur DERIOUCHE, limitation croisière ,2010.
- [22] Abdeslam ZENINED, ARRETE DU MINISTRE DU TRANSPORT ET DE LA MARINE MARCHANDE RELATIF AUX CONDITIONS TECHNIQUES D'EXPLOITATION DES AERONEFS, 12 septembre 2002.
- [23] ELABORATION DE TROIS SECTIONS DU MANUEL D'EXPLOITATION PARTIE C D'AIR ALGERIE, M<sup>ELLE</sup> TERMELLIL LEÏLA, 2010.
- [24] Cours Monsieur DERIOUCHE, le vol normal en croisière ,2010
- [25] <https://www.lavionnaire.fr/opsaerienoxygene.php>
- [26] Yunchang Zhang, Girish Kshirsagar et James C. Cannon, « Functions of Barium Peroxide in Sodium Chlorate Chemical Oxygen », Ind. Eng. Chem. Res., vol. 32, no 5, 1993, p. 966–969 ([DOI 10.1021/ie00017a028](https://doi.org/10.1021/ie00017a028)).
- [27] William H. Schechter, R. R. Miller, Robert M. Bovard et C. B. Jackson, « Chlorate Candles as a Source of Oxygen », Industrial & Engineering Chemistry, vol. 42, no 11, 1950, p. 2348–2353 .
- [28] Hayyan M., Hashim M.A., alnashef I.M., Superoxide Ion: Generation and Chemical Implications, Chem. Rev., 2016, 116 (5), pp 3029–3085. [DOI: 10.1021/acs.chemrev.5b00407](https://doi.org/10.1021/acs.chemrev.5b00407).
- [29] <http://www.nts.gov/investigations/accidentreports/Reports/AAR9706.pdf>
- [30] Annexe 14
- [31] 737-700/800/900 (With Winglets) Airplane Characteristics for Airport Planning, Boeing Commercial Airplanes, SEPTEMBER 2003.
- [32] Jet plan.



- [33] AIP de chaque aéroports.
- [34] FCOM B737/600/700C/800
- [35] Manuel de conception des aérodromes.
- [36] <https://www.avibroker.com/leaseavailability.asp>
- [37] Cours ETA, IAB, 2021.
- [38] Eurocontrol 38.

## Annexes

### Définitions

Quelques définitions concernant notre thème Ces définitions semblent nécessaires pour la compréhension de la suite du mémoire :

#### **Aérodrome accessible**

Un aérodrome est dit accessible si :

- a. Il est adéquat ;
- b. Le vent est compris dans les limites spécifiées,
- c. Message indiquant que l'atterrissage sera sure.

#### **Aérodrome adéquat**

Un aérodrome adéquat : est un aérodrome sur lequel l'aéronef peut être exploité, compte tenu des exigences applicables en matière de performances et des caractéristiques de la piste

On devrait de plus vérifier qu'à l'heure d'utilisation prévue l'aérodrome sera ouvert et pourvu des moyens et équipement nécessaire, tels que :

- a. Service de la circulation aérienne.
- b. Eclairage suffisant.
- c. Bulletins météorologique.
- d. Service de secours.

**Aérodrome de dégagement à destination** : Aérodrome de dégagement vers lequel un aéronef peut poursuivre son vol s'il devient impossible ou inopportun d'atterrir à l'aérodrome d'atterrissage prévu.

**Aérodrome de dégagement à destination** : Aérodrome de dégagement vers lequel un aéronef peut poursuivre son vol s'il devient impossible ou inopportun d'atterrir à l'aérodrome d'atterrissage prévu.

**Aérodrome de dégagement au décollage** : Aérodrome de dégagement où un aéronef peut atterrir si cela devient nécessaire peu après le décollage et qu'il n'est pas possible d'utiliser l'aérodrome de départ.

**Aérodrome de dégagement en route ETOPS** : Aérodrome de dégagement accessible et approprié où un avion en vol ETOPS peut atterrir si un arrêt de moteur ou une autre anomalie ou urgence se produit en route.

**Aérodrome de dégagement en route** : Aérodrome où un aéronef peut atterrir si une anomalie ou une urgence se produit en route.

**Aérodrome de dégagement** : Aérodrome vers lequel un aéronef peut poursuivre son vol lorsqu'il devient impossible ou inopportun de poursuivre le vol ou d'atterrir à l'aérodrome d'atterrissage prévu. On distingue les aérodromes de dégagement suivants :

**Aérodrome** : Surface définie sur terre ou sur l'eau (comprenant, éventuellement, bâtiments, installations et matériel), destinée à être utilisée, en totalité ou en partie, pour l'arrivée, le départ et les évolutions des aéronefs à la surface.

**Aéronef** : Tout appareil qui peut se soutenir dans l'atmosphère grâce à des réactions de l'air autres que les réactions de l'air sur la surface de la terre.

**Altitude minimale de croisière (MEA)** : Altitude d'un segment en route qui permet une réception suffisante des installations de navigation appropriées et des communications ATS, qui est compatible avec la structure de l'espace aérien et qui assure la marge de franchissement d'obstacles nécessaire.

**Altitude de rétablissement** : l'altitude à laquelle, advenant une panne d'un moteur au-dessus du plafond de rétablissement avec un moteur en panne, un avion descendra et se maintiendra, en utilisant toute la puissance disponible du moteur en marche et en maintenant la vitesse procurant la vitesse ascensionnelle maximale avec un moteur en panne.

**Altitude-pression** : Pression atmosphérique exprimée sous forme de l'altitude correspondante en atmosphère type.

**Avion** : Aérodyne entraîné par un organe moteur et dont la sustentation en vol est obtenue principalement par des réactions aérodynamiques sur des surfaces qui restent fixes dans des conditions données de vol.

**Capacité réservoir** : c'est la quantité de carburant qu'un avion peut le transporter.

**Charge offerte** : charge maximale qu'un aéronef peut transporter sur une distance déterminée.

**Consommation horaire Ch** : Une fois les moteurs installés sur le planeur, formant ainsi un avion et déterminant donc une poussée nécessaire  $T_n$ , on pourra calculer la consommation horaire de l'avion, qui sera égale à :  $Ch = C_{sp} \times T_u$  (En vol stabilisé,  $T_u = T_n$ ) elle est exprimée en kg, tonnes ou livre par heure. Pas très facile à utiliser car elle varie en fonction de pas mal de paramètres. Elle est mesurée et affichée sur le tableau de bord, pour chaque moteur : c'est le Fuel Flow.

**Consommation spécifique Csp** : La donnée de base fournie par le motoriste est la consommation spécifique de son moteur. Celle-ci sera fonction du régime du moteur et présentera un minimum aux alentours de la maxi croisière, Elle est exprimée, en France, en kg/tonne de poussée (ou DaN)/heure. Les unités peuvent varier suivant l'origine des documents.

**Coûts d'exploitation** : aussi appelés frais de vente, généraux et administratifs ; sont les coûts de gestion d'une entreprise. Ils comprennent le loyer et les coûts des services publics, les dépenses de marketing et du matériel informatique de même que les avantages sociaux.

**Cost Index** : est un élément de comparaison pour un trajet, un avion et une compagnie donnés. C'est aussi un paramètre du système de gestion de vol (FMS) permettant l'optimisation de la trajectoire d'un avion en privilégiant soit les économies de carburant (choix d'un CI < au CI connu) soit la réduction des charges (choix d'un CI > au CI connu).

**Coût** : est la mesure d'une consommation exprimée en valeur monétaire. On peut dire également que c'est la mesure de l'appauvrissement d'un agent économique, associé à un événement ou une action de nature économique.

**Délestage de carburant** : (en anglais fuel dumping) est une technique qui consiste à alléger les réservoirs de carburant d'un avion en vol, en cas d'urgence, alors qu'il doit atterrir au plus vite. En termes aéronautiques, la procédure de largage carburant en elle-même est appelée « opération de délestage ».

**Drift down altitude** : Altitude à laquelle, advenant une panne d'un moteur au-dessus du plafond de rétablissement avec un moteur en panne, un avion descendra et se maintiendra, en utilisant toute la puissance disponible du moteur en marche et en maintenant la vitesse procurant la vitesse ascensionnelle maximale avec un moteur en panne.

**La réserve de route (RR)** : qui devrait être la plus élevée de ces deux ci-dessous, 5 % de la consommation d'étape ou, en cas de replanification en vol, où 5 % de la consommation prévue pour le reste de l'étape ; Soit le carburant nécessaire pour voler pendant 5 minutes à la vitesse d'attente à 1500 ft au-dessus de l'aérodrome de destination en conditions standards.

**La réserve finale de carburant (RF)** : qui devrait être pour les avions équipés de moteurs à pistons, la quantité de carburant nécessaire à un vol de 45 minutes. Pour les avions équipés de moteurs à turbines, la quantité de carburant nécessaire à un vol de 30 minutes, à la vitesse d'attente, à 1 500 ft (450 m) au-dessus de l'aérodrome, en conditions standard, calculée en fonction de la masse estimée à l'arrivée à l'aérodrome de dégagement ou à l'aérodrome de destination, si aucun aérodrome de dégagement n'est exigé.

**Le carburant de dégagement (RD)** :\_qui devrait être suffisant pour effectuer une approche interrompue à partir de la MDA/DH applicable à l'aérodrome de destination jusqu'à l'altitude d'approche interrompue, compte tenu de l'ensemble de la trajectoire d'approche interrompue où une montée de l'altitude d'approche interrompue jusqu'à l'altitude ou le niveau de croisière. Où la croisière entre la fin de la montée et le début de la descente. Du début de la descente jusqu'au début de l'approche initiale, compte tenu de la procédure d'arrivée prévue. Et l'approche et l'atterrissage sur l'aérodrome de dégagement à destination sélectionné. Si, deux aérodromes de dégagement à destination sont nécessaires, le carburant pour le dégagement doit être suffisant pour voler jusqu'à l'aérodrome de dégagement exigeant la quantité de carburant de dégagement la plus importante.

**Masse à vide :** Masse correspondant à la masse obtenue sans tenir compte du carburant et autres fluides, de l'armement commercial, du commissariat, des matériels de sécurité et de sauvetage, de l'équipage, des passagers et des bagages.

**Masse au décollage réglementé RTOW :** La masse maximale dans laquelle un avion peut décoller d'une piste particulière dans des conditions spécifiques (vents, météo, configuration spécifique de l'avion, etc.).

**Masse maximale à l'atterrissage - MLW (Maximum Landing Weight)** C'est la masse maximale totale de l'avion autorisée à l'atterrissage en conditions normales.

**Masse maximale au décollage - MTOW (Maximum Take Off Weight)** C'est la masse maximale totale de l'avion autorisée au début du roulement au décollage.

**Masse maximale au roulage – MTW : (Maximum Taxi Weight)** C'est la masse maximale totale de l'avion autorisée pour évoluer au sol.

**Masse maximale sans carburant – MZFW : (Maximum Zero Fuel Weight)** C'est la masse maximale admissible de l'avion sans carburant utilisable. La masse du carburant contenu dans certains réservoirs particuliers doit être incluse dans la masse sans carburant, si les limitations figurant dans le manuel de vol le prévoient.

**Masse maximale :** Masse maximale au décollage consignée au certificat de navigabilité.

**Masse sans carburant :** masse de l'avion avec les passagers et les bagages, mais sans carburant. Tout excédent à la masse maximale sans carburant publiée doit être attribuable au carburant.

**Moteur :** Appareil utilisé ou destiné à être utilisé pour propulser un aéronef. Il comprend au moins les éléments et l'équipement nécessaires à son fonctionnement et à sa conduite, mais exclut l'hélice/les rotors (le cas échéant).

**Niveau de croisière :** Niveau auquel un aéronef se maintient pendant une partie appréciable d'un vol.

**Niveau de vol :** Surface isobare, liée à une pression de référence spécifiée, soit 1 013,2 hectopascals (hPa) et séparée des autres surfaces analogues par des intervalles de pression spécifiés.

**Obstacle :** Tout ou partie d'un objet fixe (temporaire ou permanent) ou mobile : qui est situé sur une aire destinée à la circulation des aéronefs à la surface ; ou qui fait saillie au-dessus d'une surface définie destinée à protéger les aéronefs en vol ; ou qui se trouve à l'extérieur d'une telle surface définie et qui est jugé être un danger pour la navigation aérienne.

**Phase de croisière :** Partie du vol qui va de la fin de la phase de décollage et de montée initiale jusqu'au début de la phase d'approche et d'atterrissage.

**Phase de décollage :** Phase d'exploitation définie par le temps pendant lequel le moteur fonctionne à la poussée nominale.

**Phase de montée :** Phase d'exploitation définie par le temps pendant lequel le moteur fonctionne au régime de montée.

**Piste de décollage :** Piste réservée au décollage seulement.

**Piste :** Aire rectangulaire définie, sur un aérodrome terrestre, aménagée afin de servir au décollage et à l'atterrissage des aéronefs.

**QLF :** quantité de carburant au lâcher des freins.

**Redevance :** est un paiement qui doit avoir lieu de manière régulière, en échange d'un droit d'exploitation (brevet, droit d'auteur, droit des marques, mine, terre agricole, etc.) ou d'un droit d'usage d'un service.

**Rentabilité :** est le rapport entre un revenu obtenu ou prévu et les ressources employées pour l'obtenir, La notion s'applique notamment aux entreprises, mais aussi à tout autre investissement.

**Route :** Projection à la surface de la terre de la trajectoire d'un aéronef, trajectoire dont l'orientation, en un point quelconque, est généralement exprimée en degrés par rapport au nord (vrai, magnétique ou grille).

**Tarif :** des frais et dépens, règlement qui fixe le coût des divers actes et les divers droits de vacations en matière de procédure.

**Temps de vol — avions :** Total du temps décompté depuis le moment où l'avion commence à se déplacer en vue du décollage jusqu'au moment où il s'immobilise en dernier lieu à la fin du vol.

**Trajectoire brute :** C'est le chemin de vol réellement piloté par avion après la panne du moteur. La trajectoire brute de vol doit être déterminée à n'importe quelle vitesse choisie avec : Le centre de gravité le plus défavorable où Le moteur critique inopérant.

**Trajectoire nette :** Ces trajectoires nettes sont fournies pour toutes masses, altitudes–pression et température, la configuration d'essai étant la suivante : Centrage le plus défavorable où Les moteurs restants à la poussée Maxi–continu où Vitesse choisie par le constructeur, mais qui est en général celle de finesse max, Avec et sans dégivrage

**Vitesse Propre (Vp) ou Vitesse Vraie (Vv) :** C'est la vitesse réelle de l'avion par rapport à l'air, corrigée de la densité (voir plus haut).

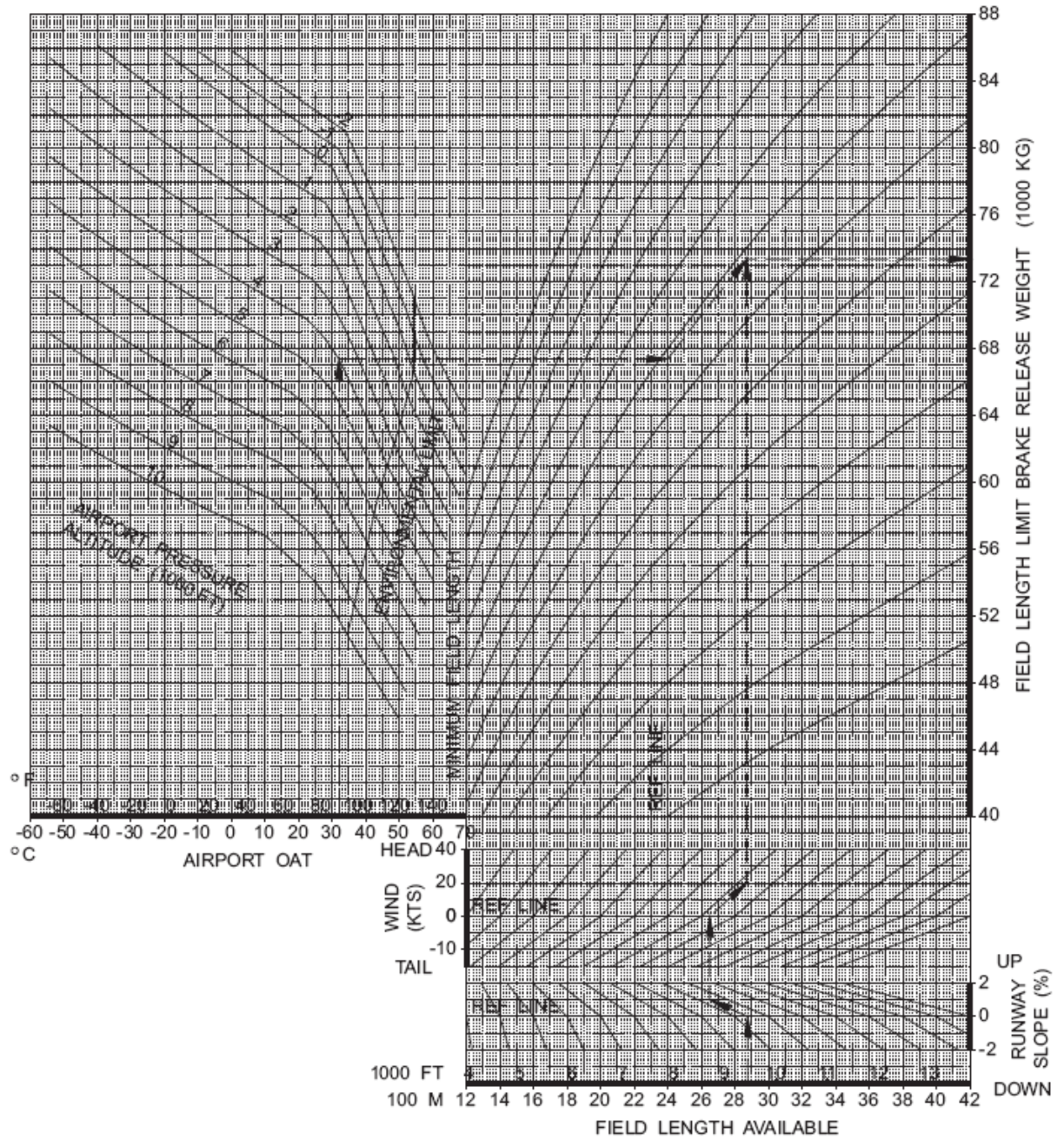
**Vitesse Sol (Vs) :** C'est la vitesse de l'avion par rapport au sol : la Vp +/- la composante de vent arrière ou avant.

## **Les figures et les tableaux :**

### **➤ Remarque**

Pour les graphes takeoff field limit , takeoff climb limit, obstacle limit, procédure drift down, Cost index 30, Long range cruise et la table de la consommation horaire CH et la vitesse propre, nous avons prendre l'exemple de B737-800 seulement, les autres versions sont disponible dans FPPM.

**Takeoff Field Limit - Dry Runway**  
**Flaps 5**  
 Based on engine bleed for packs on and anti-ice off



With engine bleed for packs off, increase weight by 400 kg.  
 With engine anti-ice on, decrease weight by 200 kg.  
 With engine and wing anti-ice on, decrease weight by 950 kg (optional system).

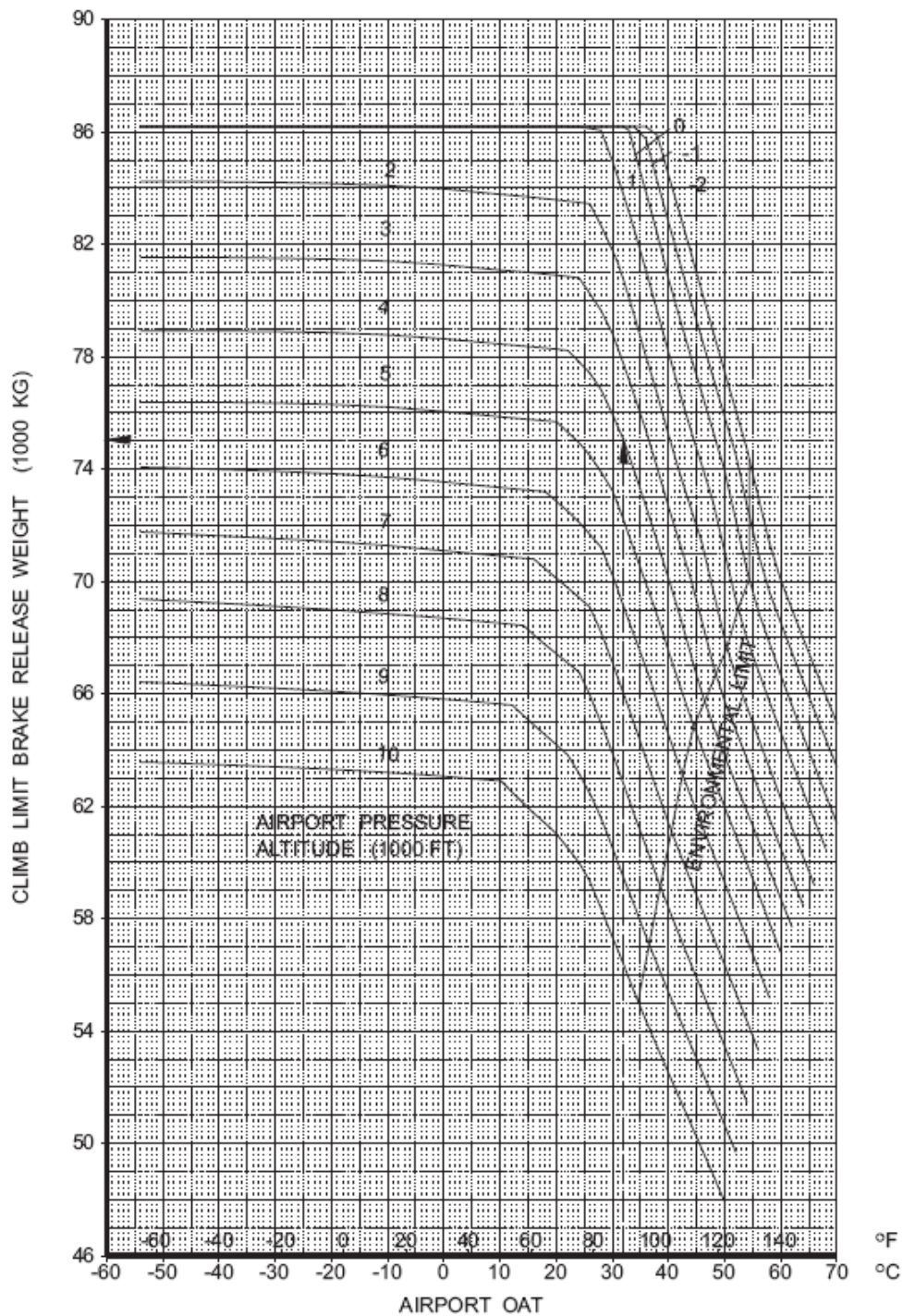
**Figure 1 : takeoff field limit pour B737-800 (limitation piste)**



## Takeoff Climb Limit

Flaps 5

Based on engine bleed for packs on and anti-ice off



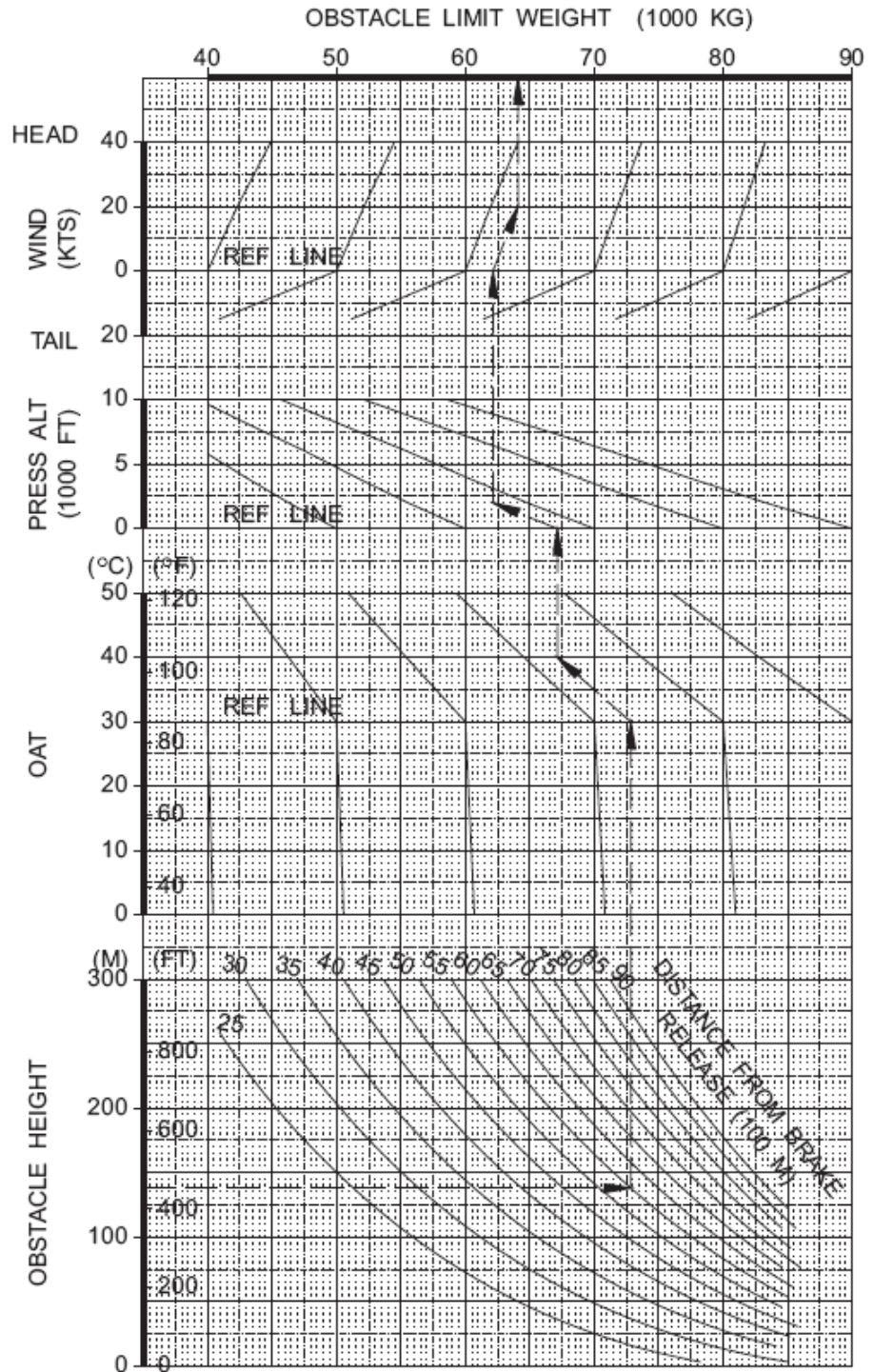
With engine bleed for packs off, increase weight by 1450 kg.  
 With engine anti-ice on, decrease weight by 250 kg.  
 With engine and wing anti-ice on, decrease weight by 1550 kg (optional system).

Figure 1 : takeoff climb limit pour B737-800 (2ème segment).

# Obstacle Limit

## Flaps 5

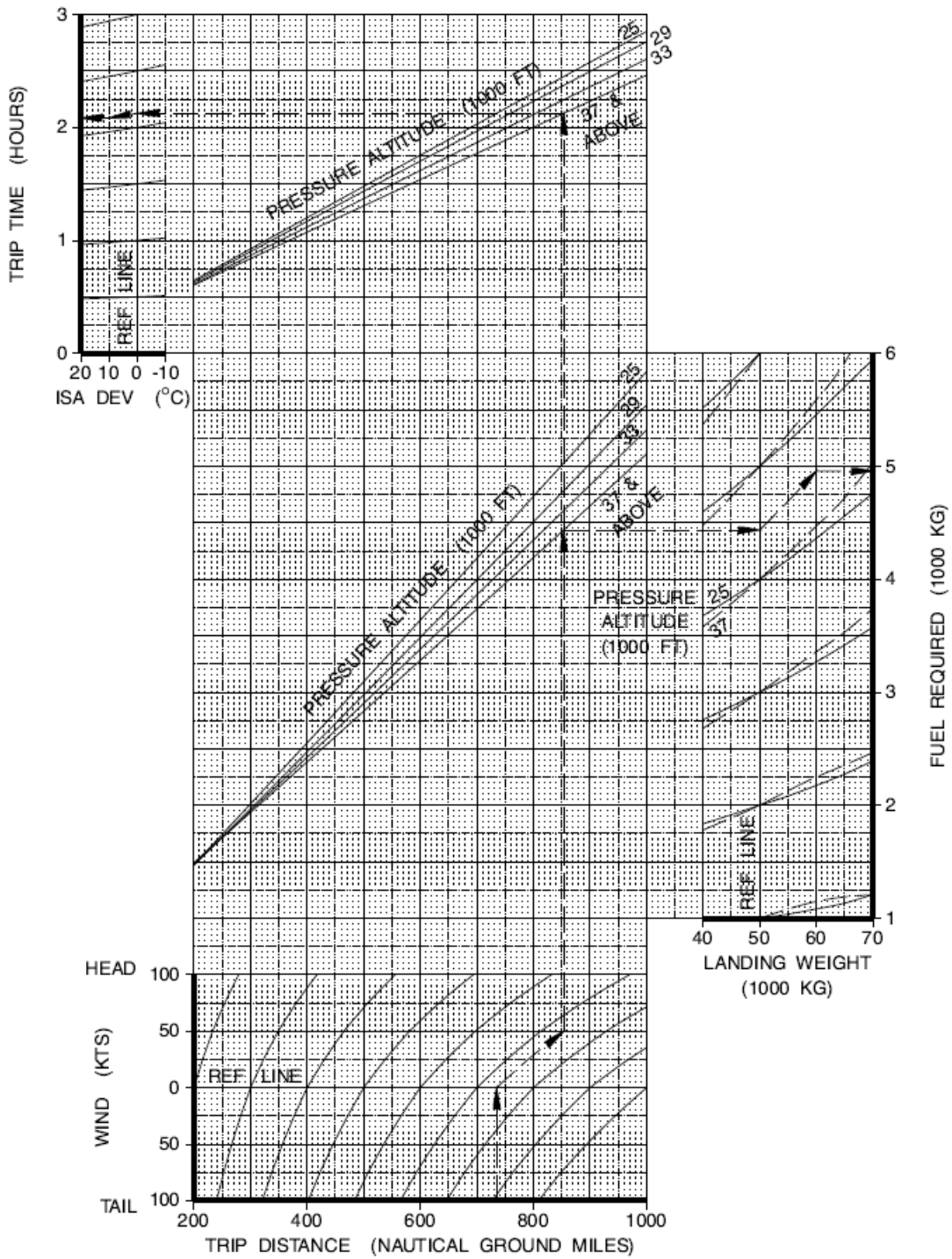
Based on engine bleed for packs on and anti-ice off



Obstacle height must be calculated from the lowest point of the runway to conservatively account for runway slope.  
 With engine bleed for packs off, increase weight by 600 kg.  
 With engine anti-ice on, decrease weight by 300 kg.  
 With engine and wing anti-ice on, decrease weight by 1700 kg (optional system).

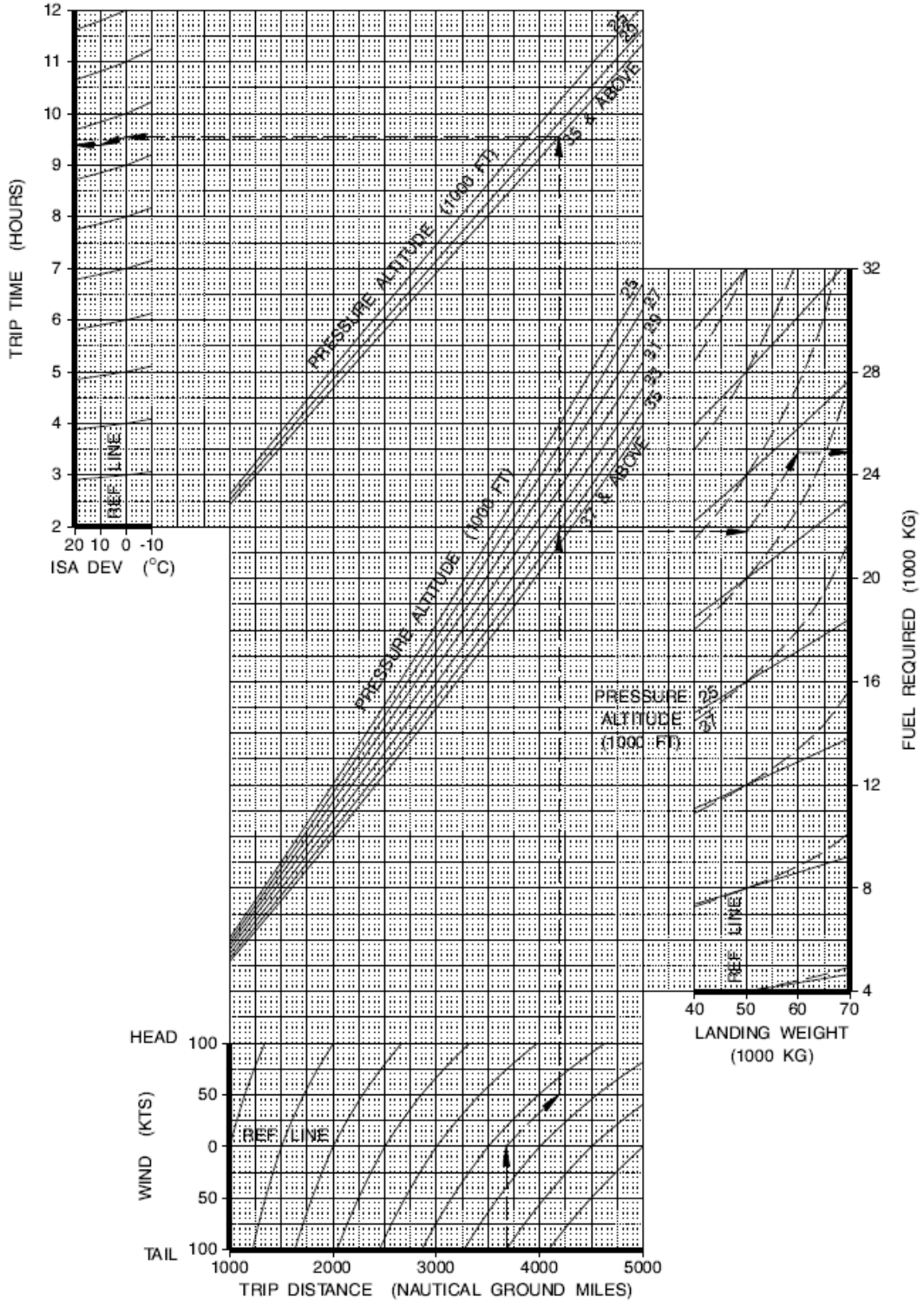
Figure 2: obstacle limit pour B737-800 (limitation obstacle).

**Long Range Cruise Trip Fuel and Time**  
 200 to 1000 NM  
 Based on .280/.78 climb and .78/.280/250 descent



**Figure 3: Détermination de réserve de dégagement pour B737-800.**

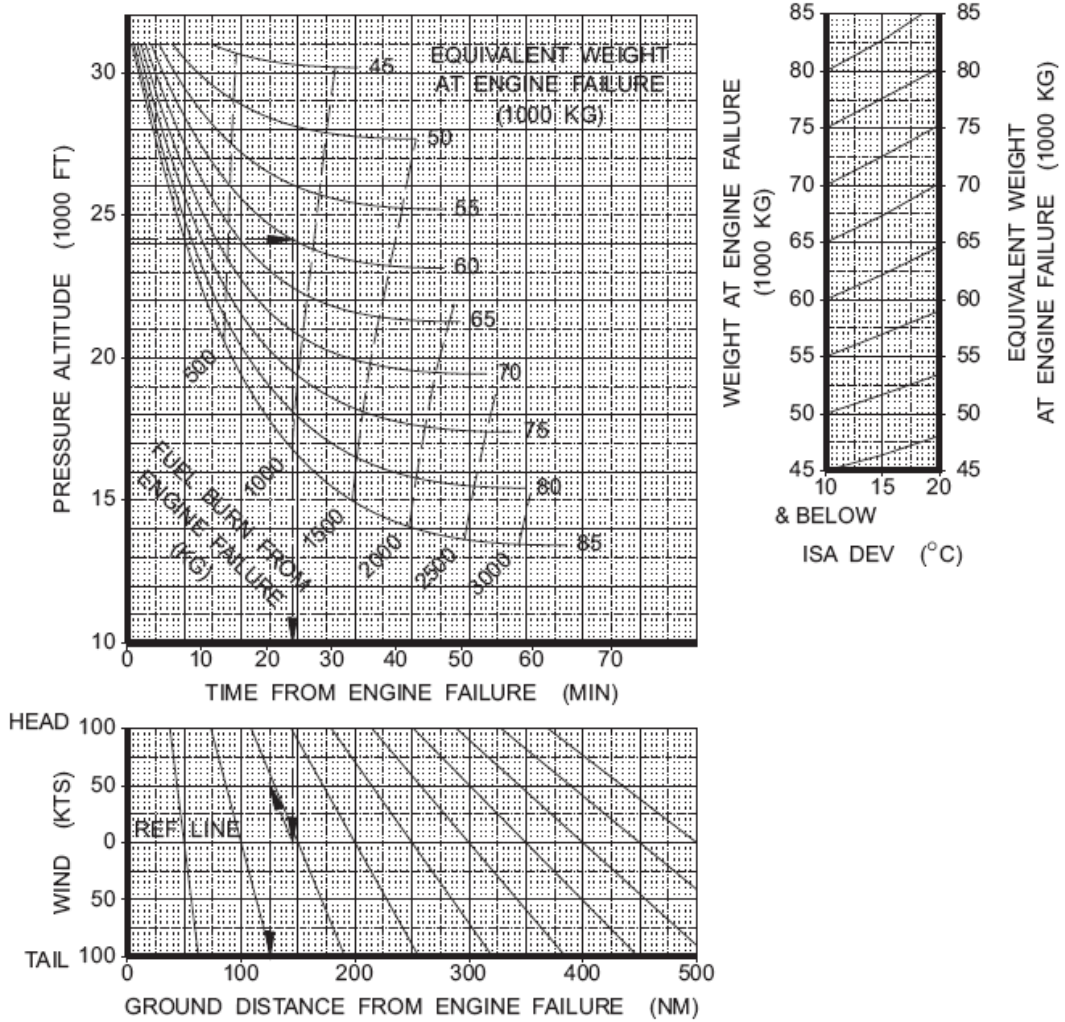
**Cost Index 30 Trip Fuel and Time**  
**1000 to 5000 NM Trip Distance**



**Figure 4: détermination de délestage pour B737-800.**



**Driftdown Profiles Net Flight Path  
31000 FT to 33000 FT**



**Figure 5: détermination de l'altitude de rétablissement et la distance franchissable pour B737-800.**

**Table 1 : la consommation horaire CH et la vitesse propre pour B737-800.**

**.79M Cruise Table  
31000 FT to 25000 FT**

PRESS ALT (1000 FT)	KIAS STD TAT KTAS		WEIGHT (1000 KG)									
			85	80	75	70	65	60	55	50	45	40
31	293	%N1	88.9	88.0	87.2	86.4	85.7	85.2	84.7	84.2	83.8	83.7
	-18	MAX TAT	5	8	11	14						
	464	FF/ENG	1518	1466	1414	1370	1334	1306	1279	1253	1234	1226
30	300	%N1	88.5	87.7	86.9	86.2	85.7	85.2	84.7	84.3	84.0	83.9
	-16	MAX TAT	8	11	14	16						
	466	FF/ENG	1547	1495	1449	1408	1377	1351	1324	1300	1285	1279
29	306	%N1	88.2	87.4	86.7	86.2	85.7	85.2	84.8	84.4	84.2	84.1
	-14	MAX TAT	11	14	16	18						
	468	FF/ENG	1577	1528	1485	1451	1423	1397	1370	1350	1340	1335
28	313	%N1	87.9	87.2	86.6	86.2	85.7	85.3	84.8	84.6	84.5	84.4
	-11	MAX TAT	14	16	18	20						
	470	FF/ENG	1608	1564	1527	1497	1470	1443	1419	1404	1397	1393
27	320	%N1	87.7	87.1	86.6	86.2	85.7	85.3	85.0	84.8	84.7	84.7
	-9	MAX TAT	16	19	20	22						
	472	FF/ENG	1644	1604	1573	1545	1519	1492	1472	1461	1456	1454
26	326	%N1	87.5	87.0	86.6	86.2	85.8	85.4	85.1	85.0	84.9	84.9
	-7	MAX TAT	19	21	22	24	25					
	474	FF/ENG	1684	1651	1622	1596	1568	1544	1529	1521	1517	1516
25	333	%N1	87.4	87.0	86.6	86.2	85.8	85.5	85.3	85.2	85.2	85.2
	-5	MAX TAT	21	22	24	25	27	28				
	476	FF/ENG	1732	1702	1675	1648	1622	1602	1590	1585	1582	1583

**Table 2: la quantité de réserve finale de B737-800 en fonction d'altitude pression.**

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TOTAL FUEL FLOW (KG/HR)									
	WEIGHT (1000 KG)									
	85	80	75	70	65	60	55	50	45	40
41000							1970	1790	1600	1420
35000			2600	2400	2220	2030	1860	1710	1540	1370
30000	2910	2720	2540	2360	2190	2010	1840	1700	1540	1400
25000	2860	2680	2500	2320	2150	1990	1840	1720	1570	1410
20000	2850	2680	2520	2360	2210	2050	1890	1730	1600	1450
15000	2900	2740	2570	2410	2240	2080	1920	1770	1640	1480
10000	2920	2760	2600	2440	2280	2120	1960	1800	1680	1520
5000	2950	2790	2630	2470	2320	2160	2000	1850	1700	1580
1500	3000	2840	2680	2520	2370	2210	2060	1910	1750	1640

This table includes 5% additional fuel for holding in a racetrack pattern.

**Table 3 : la quantité de réserve finale de B737-700c en fonction d'altitude pression.**

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TOTAL FUEL FLOW (KG/HR)								
	WEIGHT (1000 KG)								
	80	75	70	65	60	55	50	45	40
41000						1960	1770	1580	1400
35000		2610	2400	2210	2020	1850	1690	1520	1360
30000	2710	2530	2350	2180	2000	1830	1680	1530	1380
25000	2670	2490	2310	2140	1970	1820	1710	1550	1400
20000	2670	2500	2350	2190	2030	1870	1710	1580	1430
15000	2730	2560	2390	2230	2070	1910	1750	1620	1460
10000	2740	2580	2420	2260	2100	1940	1780	1650	1500
5000	2770	2610	2450	2290	2130	1980	1820	1670	1550
1500	2810	2650	2500	2340	2180	2030	1870	1720	1610

This table includes 5% additional fuel for holding in a racetrack pattern.

**Table 4 : la quantité de réserve finale de B737-600 en fonction d'altitude pression.**

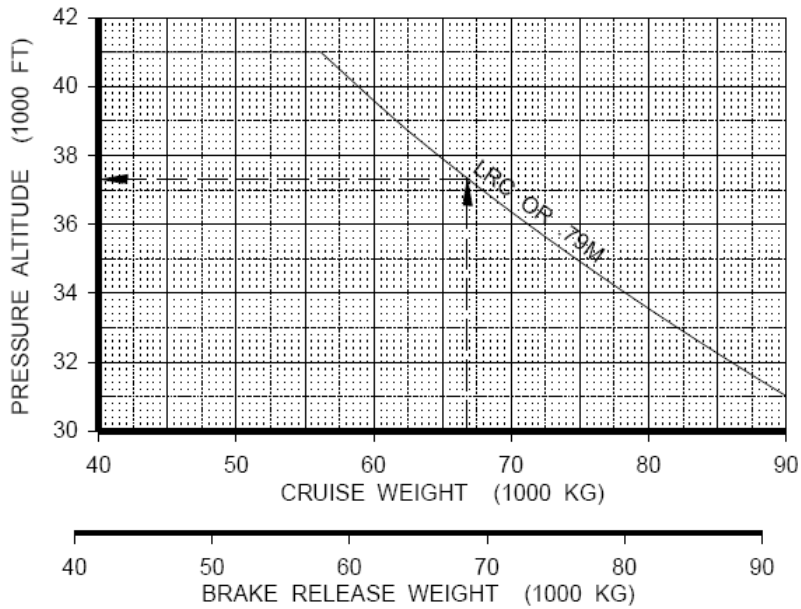
**Holding Planning**

**Flaps Up**

PRESSURE ALTITUDE (FT)	TOTAL FUEL FLOW (KG/HR)							
	WEIGHT (1000 KG)							
	70	65	60	55	50	45	40	35
41000			2330	2030	1810	1610	1420	1240
35000	2470	2260	2060	1880	1710	1530	1360	1210
30000	2390	2210	2020	1840	1690	1530	1380	1230
25000	2330	2150	1980	1830	1680	1550	1400	1250
20000	2360	2200	2040	1870	1710	1580	1420	1280
15000	2400	2230	2070	1910	1750	1610	1450	1310
10000	2420	2260	2100	1940	1780	1650	1490	1350
5000	2450	2290	2130	1970	1820	1660	1550	1400
1500	2490	2330	2180	2020	1870	1720	1600	1450

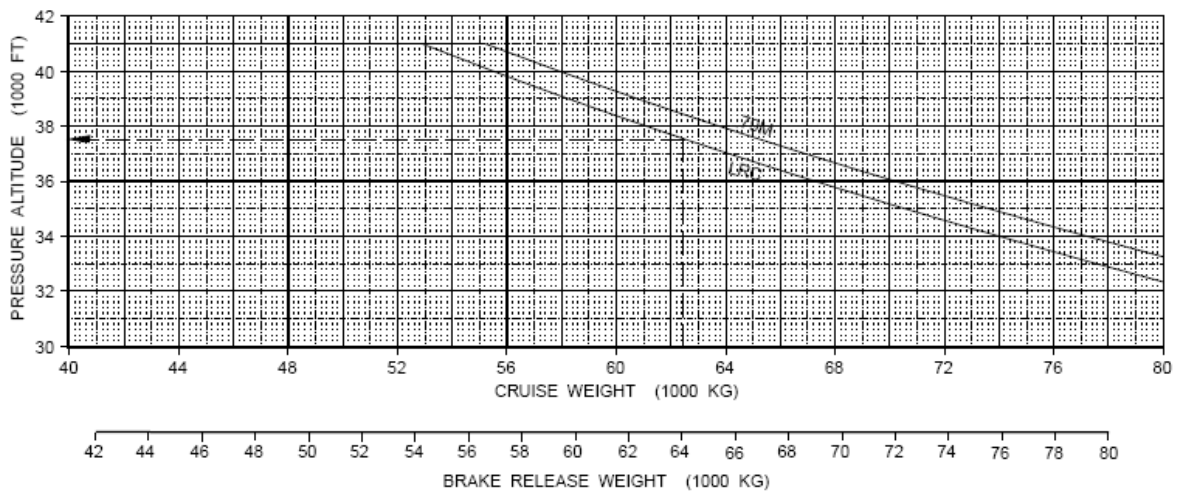
This table includes 5% additional fuel for holding in a racetrack pattern.

**Optimum Altitude**



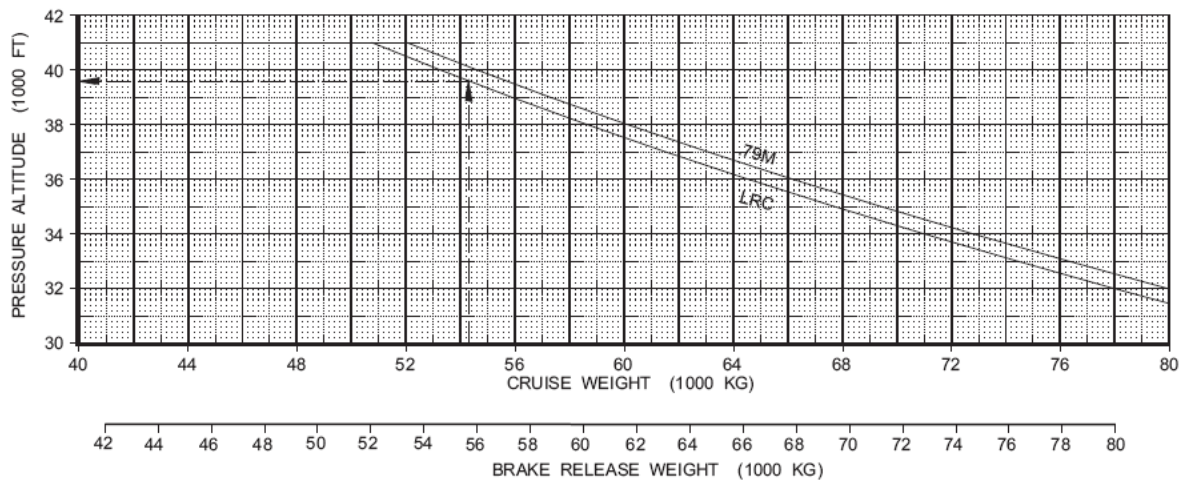
**Figure 6: graphe de l'altitude optimale B737-800.**

**Optimum Altitude**



**Figure 7 : graphe de l'altitude optimale B737-700c.**

**Optimum Altitude**



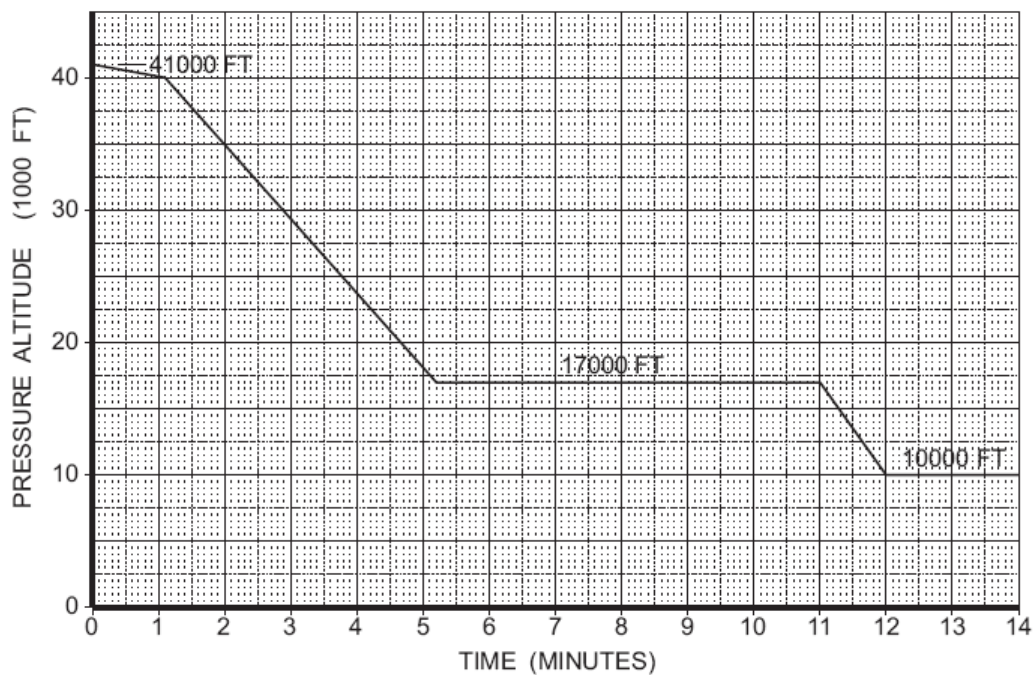
**Figure 8 : graphe de l'altitude optimale B737-600.**



## Passenger Oxygen Requirements

### Maximum Altitude Envelope

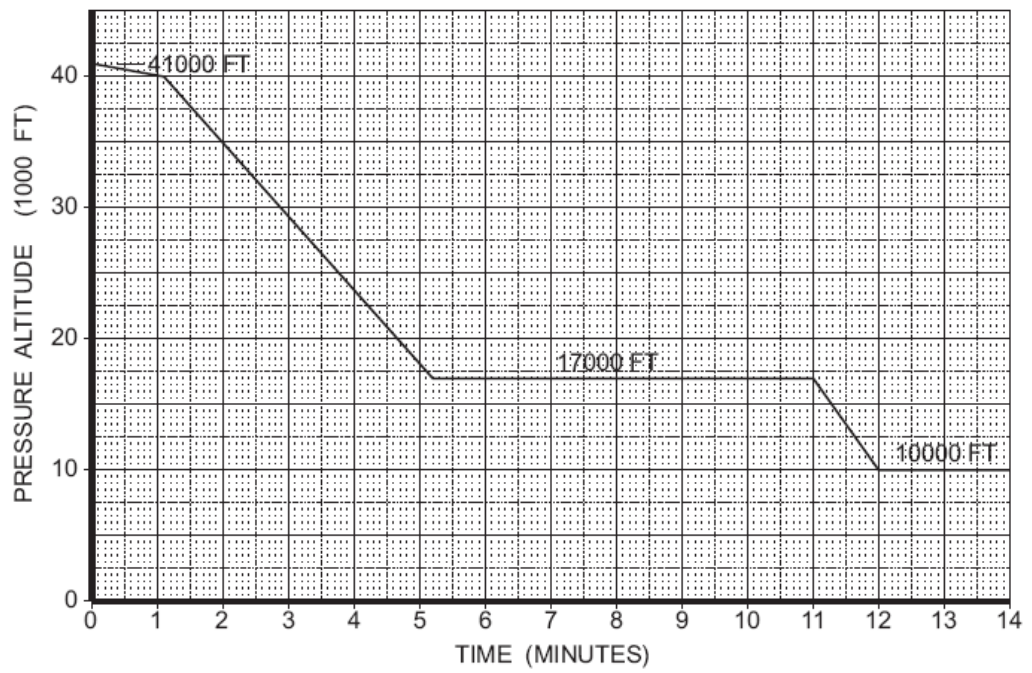
Based on 12 minute chemical system



The passenger oxygen system will provide sufficient supplemental breathing oxygen for altitudes at or below this envelope.

**Figure 9 : graphe des procédures en cas de décompression B737-800.**

**Passenger Oxygen Requirements**  
Maximum Altitude Envelope  
Based on 12 minute chemical system



**Figure 10 : graphe des procédures en cas de décompression B737-600.**

**Table 3: pression O2 en fonction d'altitude pression pour B737-700c**

**Passenger Oxygen Requirements - Gaseous**

**Table 1**

NO. OF OUTLETS USED	TOTAL POST DECOMPRESSION TIME (HRS : MIN)	PRESSURE ALTITUDE AT DECOMPRESSION (FT)				
		27000	31000	35000	39000	41000
		LITERS REQUIRED				
40	:10*	545	630	740	880	940
	:30	520	625	760	935	1015
	1:00	645	750	885	1060	1140
	1:30	770	875	1010	1185	1265
	2:00	895	1000	1135	1310	1390
	2:30	1020	1125	1260	1430	1515
60	:10*	815	925	1070	1260	1350
	:30	775	920	1110	1345	1460
	1:00	960	1105	1295	1535	1650
	1:30	1145	1295	1480	1720	1835
	2:00	1335	1480	1670	1905	2020
	2:30	1520	1665	1855	2095	2210
80	:10*	1080	1220	1405	1645	1760
	:30	1025	1215	1455	1760	1910
	1:00	1275	1465	1705	2005	2155
	1:30	1525	1710	1955	2255	2405
	2:00	1775	1960	2200	2505	2655
	2:30	2025	2210	2450	2755	2905
100	:10*	1345	1515	1740	2030	2170
	:30	1280	1510	1800	2170	2355
	1:00	1590	1820	2110	2480	2665
	1:30	1905	2130	2425	2790	2975
	2:00	2215	2445	2735	3105	3290
	2:30	2525	2755	3045	3415	3600
149	:10*	2000	2240	2560	2970	3175
	:30	1900	2230	2650	3180	3450
	1:00	2365	2695	3110	3645	3910
	1:30	2830	3155	3575	4105	4375
	2:00	3290	3620	4040	4570	4840
	2:30	3755	4085	4505	5035	5305

Total post decompression time includes descent, level-off at intermediate altitude (if applicable), mask shutdown and flight at final level-off altitude.

Time to shut down 90% of masks at or below 14000 ft is 8 minutes.

\*Minimum post decompression time (10 min) approximates direct descent to 10000 ft pressure altitude.

**Table 4 : pression O2 dans chaque cylindre pour B737-700c**

**Passenger Oxygen Requirements - Gaseous**

**Table 3**

**Liters to Pressure Conversion**

CYLINDER PRESSURE @ 21°C PSI	OXYGEN IN CYLINDERS (1000 LITERS)	
	NUMBER OF 115 CUBIC FOOT BOTTLES INSTALLED	
	1	2
200	.17	.35
300	.35	.70
400	.52	1.05
500	.70	1.40
600	.87	1.75
700	1.05	2.10
800	1.22	2.45
900	1.40	2.79
1000	1.57	3.14
1100	1.75	3.49
1200	1.92	3.84
1300	2.10	4.19
1400	2.27	4.54
1500	2.45	4.89
1600	2.62	5.24
1700	2.79	5.59
1800	2.97	5.94
1900	3.14	6.29
2000	3.32	6.64

Check maximum pressure in shaded area.

Maximum cylinder pressure = 1850 PSI at 21°C. For maximum cylinder pressure at hotter or colder temperatures add or subtract 32 PSI per 5°C respectively.