

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE DU BLIDA**

**Institut D'aéronautique**



**LOGICIEL DE LA CHARGE OFFERTE DE  
LIMITATIONS DE STRUCTURE ET DE  
DECOLLAGE D'UN BOEING 767-300**



promoteur :

**DRIOUECH MOULOU**

Réalisé par :

**MORCELI NACERA**

**OPTION :opération aérienne**

**2000/2001**

# Dédicace

Je dédie cette étude aux mes parents , à mon père ABDELLAH et à ma mère KELTOUM qui m'ont encouragé et soutenu tout au long de mes études et à chaque membre de ma famille surtout le défunt mon grand père

Ainsi à toutes mes sœurs , surtout ma chère sœur AOUDA et son mari MOHAMED et ses enfants : LOUBNA, MANEL, MANCIF, et la petite NACHRA

Ainsi qu'à toute la famille MORCELI , REZIGA , DEROUAZI, BEN SABAI

Ainsi à ma nièce NACERA

Ainsi à mes ami(e)s : SOUHILA , HASSINA , FADHILA, LEILA, RATIBA, AMINA , LAMIA, SABRINA , sans exception, à toute ma promotion

J'exprime aussi toute ma gratitude à tous mes enseignants surtout DRIOUFCH MOULOUD , BEN HAMOUD NADHIR

# sommaire

	Page
Abréviations.....	1
<b>I - introduction</b> .....	2
Le but .....	3
<b>II – chapitre1 : Limitation de structure</b> .....	4
Masses maximales structurales.....	5
définition de masses.....	6
<b>III -chapitre2 Limitations de décollage</b> .....	8
les performances au décollage[limitation de piste et d'obstacle.....ext]	
les performances exigées au décollage.....	12
Distances associées au décollage .....	13
Vitesses associées au décollage .....	15
Paramètres opérationnels.....	17
<b>IV -chapitre3 :Partie pratique</b> .....	20
Description du logiciel de limitations.....	21
Calcul de Limitation de piste.....	22
Calcul de Limitation du second segment.....	24
Calcul de Limitation de pneus.....	27
Calcul de Limitation d'obstacles.....	31
Calcul de charge offerte –de limitation utile.....	34
La vérification de la vitesse de freins.....	35
Guide d'exploitation du logiciel.....	37
<b>IV - conclusion</b> .....	40
Références.....	41

**Abbreviations :**

- °C : degrees centigrade
- FAA : federal aviation administration
- FT : feet, foot
- JAR : joint airworthiness requirements
- ISA : international standard atmosphere
- K, KI, KTS: knots
- Kg(S) : kilogram(s)
- KLAS : knots indicated air speed
- L(s) : pound(s)
- MPH : miles per hour
- OAT : outside air temperature
- PSI : pounds per square inch
- V1 : takeoff decision speed
- V2 : scheduled target speed (T.O)
- Vr : take off rotation speed
- V<sub>MBE</sub>: brake speed
- V<sub>MCG</sub>: minimum control ground speed
- d : trip fuel
- Q If total fuel

## **I -Introduction :**

La réglementation oblige toute compagnie aérienne à rédiger un manuel d'exploitation, qui doit être déposé auprès de l'autorité, est destiné à mettre à la disposition du personnel de la compagnie, concerné par l'exploitation d'un avion particulier, les règles et procédures à suivre, ainsi que toutes les informations nécessaires pour que les divers objectifs de l'exploitation soient atteints dans les conditions de sécurité satisfaisantes.

Parmi les parties qui se composent ce manuel, on a pris le manuel d'opérations pour faire cette étude, qui est faite pour l'informatisation des calculs :

- 1- des limitations de décollage d'un BOEING 767-300
- 2- de limitation utile et de la charge offerte (limitation de structure et de décollage).

Les limitations qu'on va étudié sont les suivantes :

-limitations en masses :

- 1-les masses maximales structurales(MMSD,MMSR,MMSC,MMSA)
- 2-les masses maximales de décollage(piste, second segment, segment final, pneus, freins, obstacle).

Au cours du vol, on tient en compte ces limitations pour éviter toute déformation de la cellule de l'avion parce qu'il y a des efforts imposés à la structure d'un avion sont des efforts d'inertie et aérodynamiques

**Le but :**

C'est l'informatisation de calcul :

- 1- des limitations de décollage(masses) à partir des abaques
- 2- de limitation utile et de la charge offerte(limitations de structure et de décollage)

ceci pour but de :

- 1-gagner le temps.
- 2-obtenir facilement les valeurs.
- 3-avoir rapidement des résultats et minimiser les erreurs



## II- Chapitre I :

### I-limitations de structure :

-au sol et pendant du vol, la structure d'avion est soumise à différents efforts.

Le constructeur doit prendre en compte ces efforts dans la conception de la structure et il va la soumettre à différents essais pour rester à l'intérieur du domaine de résistance, l'exploitation doit respecter les limitations structurales comme les masses maximales de structure qui ont été certifiées par l'autorité.

Les masses maximales structurales sont les suivantes :

#### 1-1-Masse maximale structurale au décollage(MMSD) :

Elle est déterminée pour un impact à l'atterrissage avec une vitesse limite de descente de 360ft/ min ou 1,83m/s(FAR, JAR25) pour les gros avions.

Ceci pour garantir la structure d'avion en surcharge en cas d'atterrissage.

$$\text{MMLF} \leq \text{MMSD}$$

NOTE: MMLF c'est la masse maximale au lâcher des freins

#### 1-2-Masse maximale structurale au roulage (MMSR) :

Par laquelle l'avion peut évoluer de son aire de stationnement jusqu'au point de décollage.

$$\text{MMLF} \leq \text{MMSR} - r$$

NOTE : r est la quantité de carburant nécessaire à la mise en route et au roulage depuis le parking jusqu'au lâcher des freins.

#### 1-3-Masse maximale structurales à l'atterrissage(MMSA) :

Elle est déterminée par un impact à l'atterrissage avec une vitesse limite de descente -600ft /mn ou -3.05m/s(FAR, JAR25) ceci pour les gros avions.

Cette masse par laquelle l'avion peut atterrir dans les conditions normales.

$$\text{MMLF} \leq \text{MMSA} + d$$

#### 1-4-Masse maximale structurale sans carburant(MMSC) :

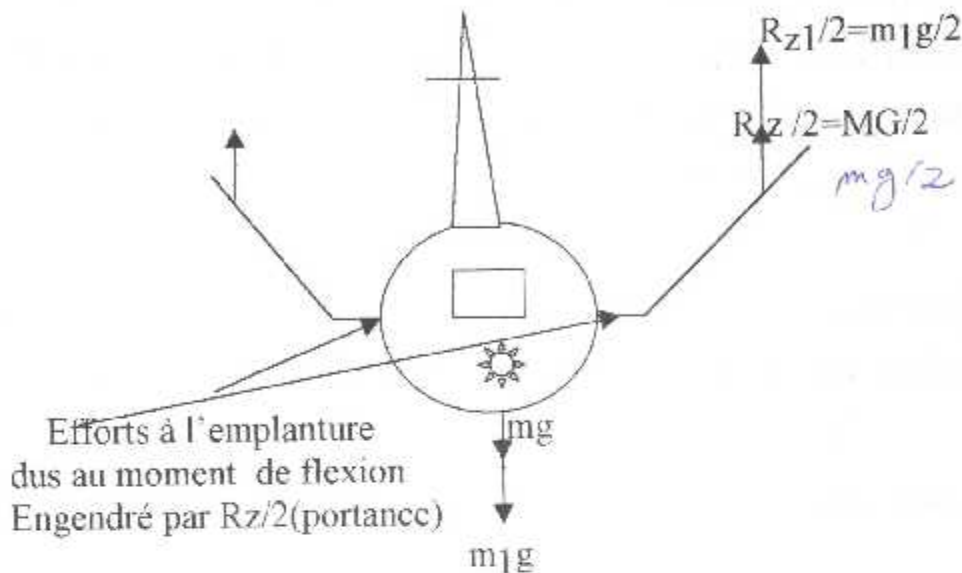
un avion ne volera jamais sans carburant mais dans la phase terminale du vol, cette quantité tendra vers zéro.

La sécurité devrait être assurée durant tout le vol, il faudra tenir en compte de cette situation.

Cette masse est déterminée en fonction de la résistance à la flexion de l'emplanture de l'aile par conséquent, il faudra limiter la valeur de la masse

avion. Lorsqu'il n'y aura pas de carburant dans la voilure. Cette valeur limite est appelée masse maximale sans carburant MMSC.

Soit un avion en vol sans carburant, transportant une masse  $m_1$



si on augmente la charge  $m_1$  dans la cellule, on aura  $m_1 > m$ , soit  $R_{z1} > R_z$  d'où des efforts à l'emplanture plus importants pouvant alors dépasser les efforts de résistance des longerons et entraîner la déformation de l'assemblage aile/cellule

$$MMLF \leq MMSC + QLF$$

2- limitations structurales du BOEING 767-300 :

-les limitations sont identifiées par le symbole AFM comme ci dessous :

-AFM (airplane flight manual) : c'est à dire le manuel du vol d'aéronef

-la masse totale (d'avion) :

AFM- la masse de roulage maximale : 347.000Lbs(157.396kgs).

AFM- la masse de décollage maximale : 345.000Lbs(156.489kgs), elle peut être limiter par :

1-les limites de la longueur de piste

2-les limites de vitesse pneus.

3-les limites d'énergie de freins.

4-la limite de la hauteur de franchissement d'obstacles.

5-les exigences d'atterrissage et de dégagement.

AFM- la masse d'atterrissage maximale 300.000Lbs(136.077kgs), elle peut être limitée par :

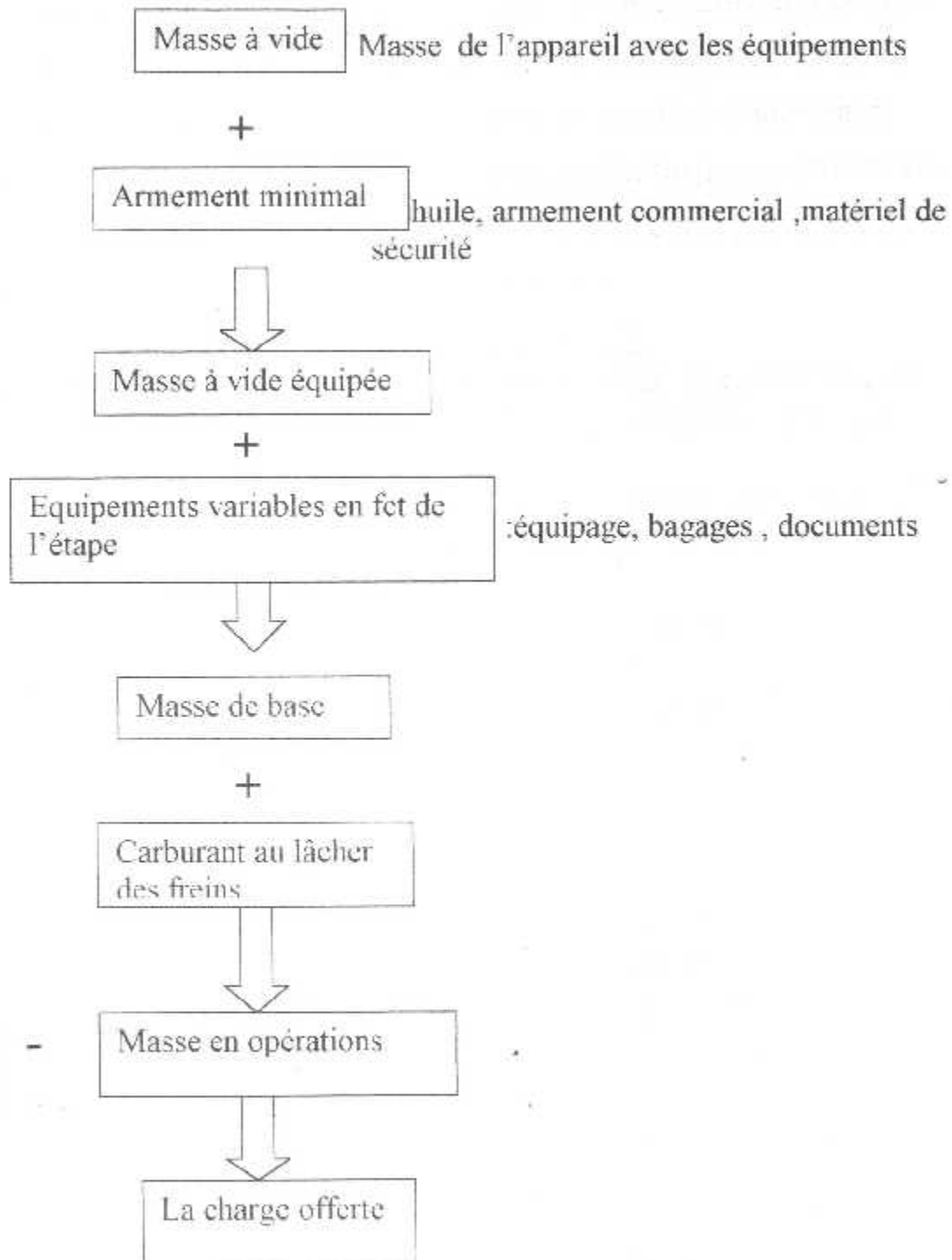
1-les limites de la longueur de piste.

2-les limites du 2ieme segment.

AFM- la masse maximale sans carburant : 278.000Lbs(126.098kgs).



**3-Masses :**

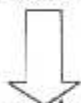


**note :** certaines compagnies fournissent dans leur manuel d'exploitation ,une masse de base en fonction d'un équipement type pour l'étape et agissent par corrections pour un vol

masse de base(publiée dans le manuel d'exploitation)

+

corrections(équipement réel-équipement type prévu)



masse de base corrigée

Nature de la limitation

Structurales :

- au décollage MMSD
- à l'atterrissage MMSA
- sans carburant MMSC
- à la mise en route MMSR

au décollage :

- masse maximale de piste (L1)
- masse maximale segment final (L2)
- masse maximale du second segment (L3)
- masse maximale d'obstacles (L4)
- masse maximale de pneus et des freins (L5)

Limitation utile

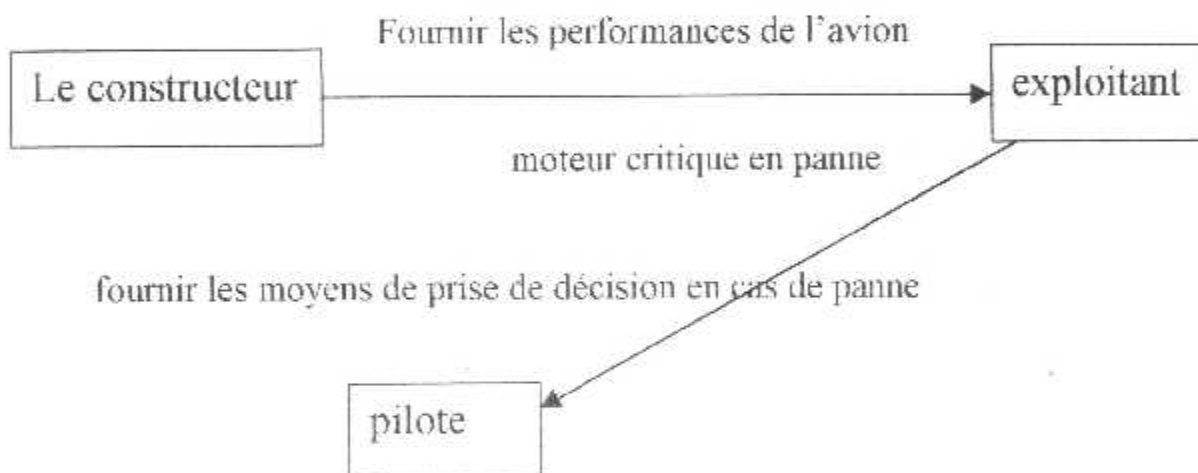
$MMLF = \min (MMSD, MMSA + d, MMSC - Q_{LF}, MMSR - r, L1, L2, L3, L4, L5)$

### III- Chapitre2 :

#### -Limitations de décollage :

##### Généralités :

les avions monomoteurs d'une masse supérieure à 5,7 Tonnes sont exclus du transport public mais des autres avions dont la même masse ou supérieure sont autorisés pour le transport public, il faut envisager lors de la manœuvre de décollage, la panne du moteur qui a les conséquences les plus défavorables sur la conduite de la machine. Ce moteur appelé : « moteur critique » pour effectuer le décollage en toute sécurité.



##### 1)-les performances au décollage :

la masse maximale au lâcher des freins est inférieure des masses de:

- a-limitation de la longueur de piste.
- b-limitation du second segment
- c-limitation d'obstacle
- d- limitation de la vitesse de pneus
- e- limitation d'énergie de frein
- f-limitation de segment final

##### a-limitation de piste

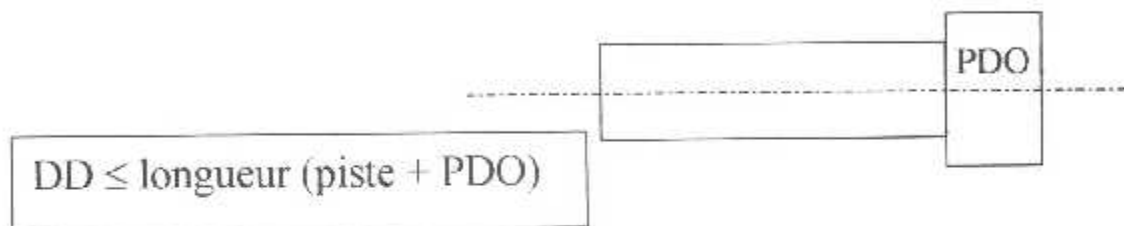
##### 1-1)-longueur utilisable pour le roulement au décollage :

le roulement au décollage doit s'effectuer sur la piste d'où :

$$\text{DRD} \leq \text{longueur piste}$$

### 1-2) longueur utilisable pour le décollage :

le décollage doit s'effectuer dans les limites de la piste augmentée du prolongement dégagé des obstacles ( même axe de piste, la largeur 150 m).



$$\text{DD} \leq \text{longueur (piste + PDO)}$$

### 1-3) Longueur utilisable pour l'accélération arrêt :

l'accélération d'arrêt doit s'effectuer dans les limites de la piste augmentée du prolongement d'arrêt ( PA ou Stop way) (même largeur que celle de piste)

$$\text{DAA} \leq \text{longueur(piste + PA)}$$

### b) 2<sup>ème</sup> segment : pentes minimums exigées.

Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
2,4 %	2,7 %	3,0 %

### c-Limitation d'obstacles :

Les obstacles étant repérés , il faut déterminer la masse maximale au lâcher des freins telle que la trajectoire nette d'envol efface l'obstacle le plus pénalisant avec une marge de 35ft ou 50ft en virage.

### Pénalisation en pente :

Pénalisation en pente		
Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
0,8%	0,9%	1%

#### **d- limitation de Vitesse pneus :**

Les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement. Cette limitation intervient d'autant plus que l'altitude et la température de l'aérodrome sont élevés.

L'avion devra quitter le sol avant cette vitesse limite d'où

$$V_{Lof} \leq V_{pneus}$$

**e-limitation de V freins ou  $V_{MBE}$  :** Lors de la manœuvre, l'énergie cinétique se transforme en énergie calorifique sur le système de freinage en cas d'arrêt au décollage, les freins ayant une capacité maximum d'absorption :

$$V_1 \leq V_{freins}$$

Cette limitation est sensible sur les gros porteurs (fortes masses au décollage) et sur Concorde (forte masse et grande vitesse de décollage supérieure à 200 Kt). Elle intervient d'autant plus que l'altitude et la température de l'aérodrome sont élevés.

#### **Remarque :**

Après chaque usage des freins (arrêt ou atterrissage), il devra un temps d'escale minimum de refroidissement.

#### **Remarque :**

##### **f-Segment final :**

une poussée maxi décollage ne peut être généralement tenue au-delà de 5 minutes (sauf A300-B certifiée à 10 minutes en France).

La diminution de la poussée entraînant une diminution de pente, il faut vérifier que l'avion respecte les performances minimum.



Les pentes minimum exigées sont :

Bimoteur	Trimoteur	Quadrimoteur
1,2 %	1,5 %	1,7 %

En effet, à ce régime là, le moteur est très sollicité, il faut donc réduire la poussée maxi continu qui sera utilisée dans les tous les cas d'urgence.

Si la hauteur de 1500 ft est atteinte avant 5 mn, il n'existe pas de segment final pour l'avion B 767-300

## 2- les performances exigées au décollage :

ces performance exigées sont exprimées en pente air  $\theta\%$

$$\theta\% = 100 \frac{T_u - T_n}{mg} = 100 \left( \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right)$$

$T_u$  = poussée fournie par les moteurs.

$T_n$  = poussée nécessaire au vol en palier.

$f$  = la finesse avion.

### trajectoire réglementaire de décollage :

#### Définitions :

**a-Trajectoire de décollage :** la trajectoire de décollage débute de lâcher des freins jusqu'à où l'avion atteint 1500ft de la hauteur brute.

#### **b-Trajectoire d'envol :**

Débute du passage 35ft jusqu'à 1500ft de la hauteur brute.

$$\text{Trajectoire décollage} = \text{décollage} + \text{trajectoire d'envol}$$

### **3) Distances associées au décollage :**

a) Distance de décollage DD : C'est la plus grande des distances suivantes :

1- distance horizontale nécessaire depuis le lâcher des freins (point initial de décollage) pour atteindre une hauteur de 10,7m (35ft) ou 15m (50ft) au dessus de la surface de décollage dans le cas défavorable (cas de panne de turbo-propulseurs).

2- distance horizontale à 1,15 fois celle nécessaire depuis le lâcher des freins pour effectuer le décollage avec tous les moteurs en fonctionnement et pour atteindre les mêmes hauteurs .

b) distance de roulement au décollage DRD : c'est la plus grande des distances suivantes :

1- distance horizontale parcourue par l'avion le long de la trajectoire d'envol depuis le point initial de décollage jusqu'au point equi-distant du point où la vitesse  $v_1$  est atteinte et du point où l'avion atteint une hauteur de 10,7m au dessus de la piste (cas le+défavorable).

2- 1,15 fois la distance horizontale parcourue par l'avion avec les groupes moto propulseurs en fonctionnement depuis le point initial du décollage jusqu'au point équidistant du point où la vitesse  $v_1$  est atteinte et du point où l'avion atteint une hauteur de 10,7m

c) distance d'accélération d'arrêt DAA : c'est la plus grande des distances suivantes :

1- la distance horizontale nécessaire depuis le lâcher des freins pour immobiliser l'avion après défaillance du groupe moto-propulseur (en cas de panne moteur).

2- la même distance avec tous les moteurs en fonctionnement

remarque :

il n'y avait pas de détermination de DAA sans panne moteur , celle-ci ayant été introduite pour couvrir tous les incidents qui n'étaient pas panne moteur

e) distance classique : c'est la plus grande des distances suivantes :

- 1- la distance équilibré d'où la distance d'accélération d'arrêt égale à la distance de décollage avec la panne moteur.
- 2- La distance de décollage avec tous les moteurs en fonctionnement

$v_{classique}$  : c'est la vitesse correspondante à la distance équilibrée

#### 4) Vitesses associées au décollage :

##### a) Vitesse de décollage $V_{LOF}$ :

C'est la vitesse à laquelle le pilote arrache l'avion du sol puis, en diminuant l'incidence fait en palier accéléré avant d'entamer la montée, cette mise en vitesse horizontale est souvent supprimée ou réduite dans la pratique. Le train est rentré .il faut vérifier que :

$$V_{LOF} \geq 1,05 V_{MU(N-1)} \text{ (une panne)}$$

$$V_{LOF} \geq 1,1 V_{MU(N)} \text{ (tous les moteurs en fonctionnement).}$$

##### b) Vitesse de cabrage ou de rotation $V_R$ :

C'est la vitesse à laquelle le pilote cabre l'avion par action sur le manche et l'amène suivant une technique précise à l'assiette désirée pour le décollage .

$$V_R \geq 1,5 VMCA$$

VMCA : Vitesse minimum de contrôle en air, c'est une vitesse conventionnelle à laquelle il est possible de reprendre le contrôle de l'avion et de maintenir un vol rectiligne en cas où le moteur critique est mis en panne.

##### d) Vitesse de sécurité au décollage $V_2$ :

C'est la vitesse à laquelle le décollage est assuré.

Elle doit être atteinte au plus tard au passage des 35 ft et maintenue au moins jusqu'à 400 ft.

$$V_2 > V_{2\min} = \sup \begin{cases} 1,2 V_s \text{ ou } 1,15 V_s \text{ (quadriturbopropulseurs)} \\ 1,1 VMCA \end{cases}$$

$V_s$  : (vitesse de décrochage) Déterminée en configuration décollage.

VMCA : déterminée à la masse maximale au lâcher des freins.



### e) Vitesse critique ou de décision $V_1$ :

C'est la vitesse retenue comme moyen de décision en cas de panne de toute nature au cours de la manœuvre de décollage à savoir (panne moteur, système ; défaut de poussée)

Par conséquent  $v_1$  est la vitesse limite à laquelle, en cas de panne, le pilote devra initier une action de freinage pour interrompre le décollage

Nous devons avoir  $V_{MCG} \leq V_{EF} \leq V_1 \leq V_R$ .

$V_{EF}$  c'est la vitesse effective de panne : c'est la vitesse à laquelle la panne est censée se produire.

$V_{MCG}$  : c'est la vitesse minimale de contrôle au sol.

$V_1$  est déterminée à partir de  $V_{EF}$  ou  $V_R$ .

$V_1 = V_{EF} +$  Accroissement de vitesse pendant le temps nécessaire au pilote pour reconnaître la panne.

$$V_1 \leq V_R \Rightarrow V_{MCG} \leq V_{EF} \leq V_1 \leq V_R$$

### Remarque :

En pratique, aucun avion n'a été certifié suivant la réglementation parce que la notion  $V_{1FF}$  n'existant pas.

$V_1 = V_{EF}$  c'est-à-dire le temps de reconnaissance de panne n'était pas introduite.

$$V_{MCG} \leq V_1 \leq V_R$$

-Les vitesses à fournir au pilote au décollage sont :  $V_1, V_R, V_2$ .

### 5) -Paramètres opérationnels :

les paramètres opérationnels à prendre en compte pour la détermination des performances de décollage sont les deux(2) types :

#### 1-parametres subis :

##### a) température :

-si la température augmente , la masse volumique diminue  
donc vitesse propre  $v_p$  augmentant  $\rightarrow$  les distances augmentent .

##### b)altitude pression :

-si l'altitude pression augmente ,la masse volumique diminue  
la vitesse  $v_p$  augmentant  $\rightarrow$  les distances augmentent .

##### c) vent :

-Un vent de face aura l' effet de diminuer la vitesse sol de décollage et provoquera de ce fait  $\rightarrow$  :

1- les distances associées au décollage sont diminuées.

-Un vent arrière aura l' effet inverse.

-Aucune influence sur les pentes de la trajectoire de décollage puisque ceux sont des pentes air

- on prend du compte tout au long de la trajectoire de décollage :

-50 % de l'effet pour vent debout

-150 % de l'effet pour vent arrière.

d)Pente piste: varié de  $-2.\% \leq \text{pente} \leq +2.\%$ .

1)- la pente descendante  $\rightarrow$  diminution des distances.

2)- la pente montante  $\rightarrow$  augmentation des distances.

e) Etat de piste : les différents éléments pouvant affecter les performances de décollage sont les suivants :

-Eau, neige, glace fondante ,neige mouillée non fondante ,neige poudreuse non fondante, neige compacte, verglace.

Pour la détermination des performances, on distingue deux cas :

	Piste mouillé	Piste contaminée
Eau	< 3mm	3 à 13 mm (1/2 inch)
Slush	<2mm	2 à 13 mm(1/2 inch)
Neige mouillé	<4mm	4 à 25 mm (1 inch)
Neige poudreuse	<15mm	15 à 51 mm(2 inch)
Neige compacte		Toutes épaisseurs

### **Remarques :**

#### **1-Influence sur $V_{MCG}$ :**

Piste mouillée :  $V_{MCG}$  inchangée

Piste contaminée :  $V_{MCG} = V_{MCG}(\text{piste sèche}) + 4kt$

2--l'utilisation du système anti - ice en vol doit être utilisé, si la température totale est inférieure de 6°C et s'il y a traces d'humidité visible ou la glace sur les essuie- glaces et les coins des pare -brise pour B767-300 .

3-le dégivrage doit être limité juste pour le temps nécessaire pour B767-300

#### **f)prélèvement d'air( dégivrage, conditionnement d'air) :**

aura l'effet de diminuer la poussée moteur au décollage et par conséquent d'augmenter des distances de décollage et diminuer les pentes après le décollage.

#### **2-Paramètres choisis :**

##### **a)vitesse critique $v_1$ :**

-lorsque la masse réelle au lâcher des freins est inférieure de la masse maximale piste, il existe une plage de piste pour rejoindre de  $v_1$ .

Les critères de choix possibles :

$V_1$  faible : piste humide ,pneus usagés ,freins déficients.

$V_1$  forte : en cas d'obstacle dans la trouée pour diminuer DD et prendre ainsi du recul par rapport aux obstacles.

##### **b) braquage des volets :**

si le choix du braquage des volets est possible donc une augmentation du braquage de décollage , provoquera une augmentation de la portance(  $C_z$ ) donc la vitesse de décollage et les distances associées sont diminuées .

ceci a l'effet d'augmenter la traînée et dégrader la finesse ce qui entraînera une diminution les pentes(défavorable) tout au long de la trajectoire de décollage .

##### **c)vitesse de sécurité au décollage : $V_2$ ou $k=V_2/V_s$**

-si on augmente  $V_2$ , la distance de décollage sera importante, par contre ceci aura l'effet d'augmenter la pente du 2<sup>ème</sup> segment.

-l'augmentation du rapport  $V_2/V_s$  permet de respecter la pente minimale exigée dans le 2<sup>ème</sup> segment avec une masse avion plus élevée.

### IV Chapitre3 :

#### -La partie pratique :

DELPHI est le célèbre logiciel de développement rapide conçu par BORLAND pour écrire des applications WINDOWS comme les programmes avec rapidité et la facilité

DELPHI vous offre toutes les possibilités sans pour autant sacrifier la vitesse d'exécution , car le code compilé est très rapide et même vous faciliter la tâche et la rendre agréable

la méthode utilisée est l'interpolation linéaire non linéaire comme la méthode de la formule d'interpolation de NEWTON pour les déférentes courbes

L'équation :

$$F_a(x) = Y_a + q \Delta Y_a + \frac{q(q+1)}{2!} \Delta^2 Y_{a-1} + \dots + \frac{q(q+1)(q+2) \dots (q-a+1)}{a!} \Delta^a Y$$

On a informatisé ces limitations grâce au langage DELPHI 3



**Explication de la méthode de l'interpolation de Newton :**

Pour la programmation masse maximale de piste ,on a décortiqué les courbes, telle que la courbe initiale aura l'équation et l'intervalle suivant la différence de pente des droites d'une seule courbe, à partir de cette courbe on peut continuer les autres courbes .

On a :

$$F_a(x) = Y_a + q \Delta Y_a - [q(q+1)/2!] \Delta^2 Y_{a-1} + \dots + [q(q+1)(q+2) \dots (q+a+1)/a!] \Delta^a Y.$$

$(q = x_0 - x) , (\Delta Y = y_0 - y)$

pour altp=9000

x	Y	$\Delta Y$	$\Delta^2 Y$
0	9,8	0,5	
1	9,3	0,5	
2	8,8	0,5	
3	8,3	0,3	
4	7,8	0,4	
5	8,5		
6	6,1		

Cette opération s'arrête jusqu'à la sommation des y égale zéro.

$$F(x) = 9,8 - (0-x) * 0,5$$

$$F(x) = -0,5 * x + 9,8$$

$F(x) = -0,5 * x + 9,8$

→ Cette équation pour une seule partie de la courbe de l'altitude pression égale 9000 pieds

1-Description du logiciel de limitations :

# **programmation de calcul**

**Limitation de piste :**

**-masse maximale de piste-**

## Exemple :

### Données :

Température :20c°

Altitude pression :3000pieds

Longueur de piste disponible :8200pieds

vent :0 kt

Pente :0

Volet :5

### Résultat:

masse maximale de piste:146100kgs

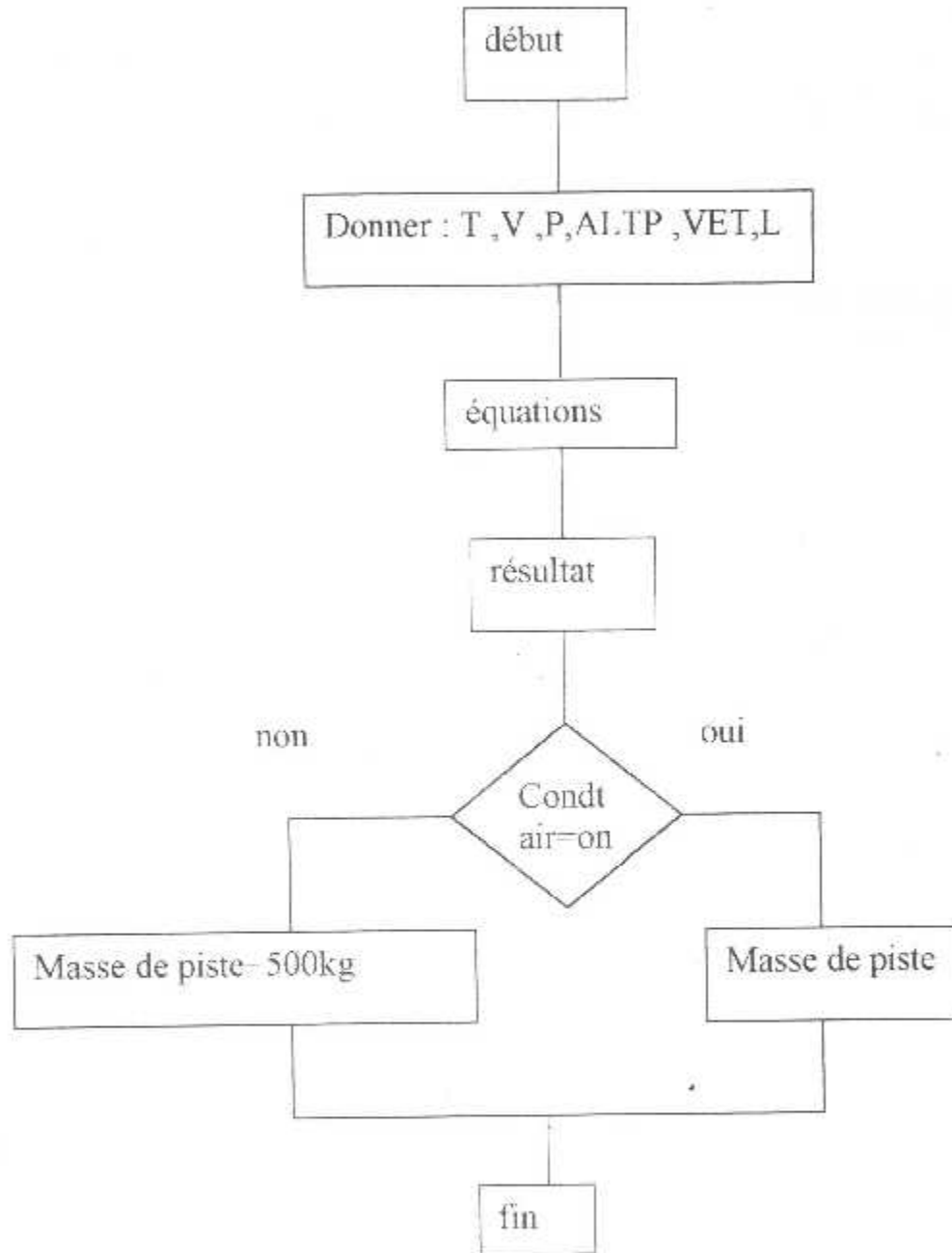
### les conditions de fonctionnement :

conditionnement d'air = marché

### les conditions secondaires :

la poussée réduite :la masse est diminuée comme  
démontré dans la table de format de piste

### Organigramme de masse maximale de piste



# **programmation de calcul**

**limitation du second segment :**

**-masse maximale du second segment**

Exemple :

Données :

Température : 20c°

Altitude pression : 3000pieds

Volet : 5

Résultat:

Masse maximale du second segment: 155000kgs

conditions de fonctionnement : conditionnement d'air :

marché

APU : stoppé

Conditions secondaires :

Conditionnement d'air: stoppé

Masse : 156300kgs

poussée réduite : comme démontré dans la table de format de

limitation

dégivrage : 1- moteur

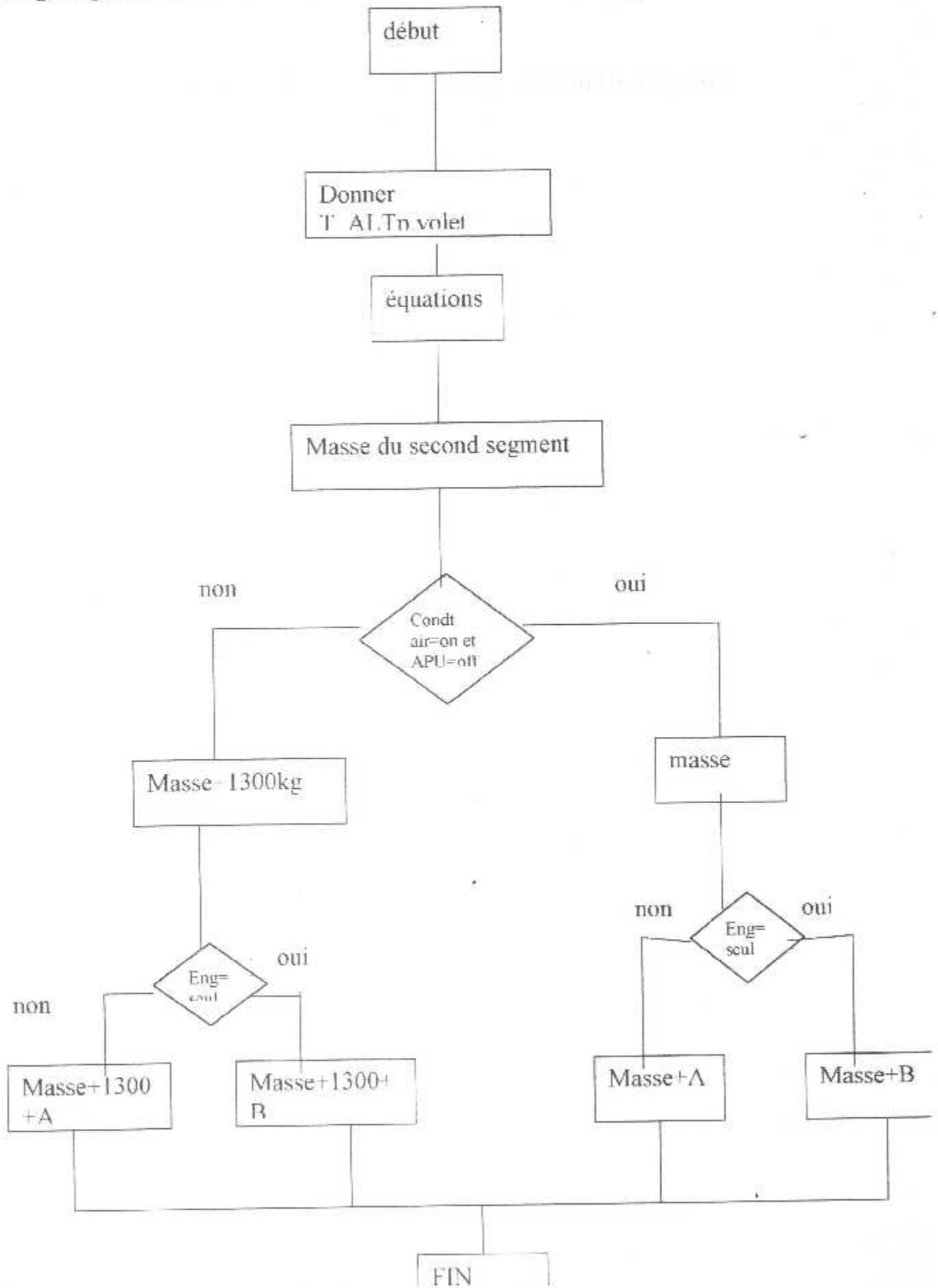
Masse : 153945kgs

2- moteur-aile

Masse: 153300kgs



### Organigramme de la masse maximale du second segment



# **Programmation de calcul :**

**limitation de pneus :  
masse maximale de pneus**

**Exemple :**

Données :

Pneus-225MPH

température :20c°

Altitude pression :3000pieds

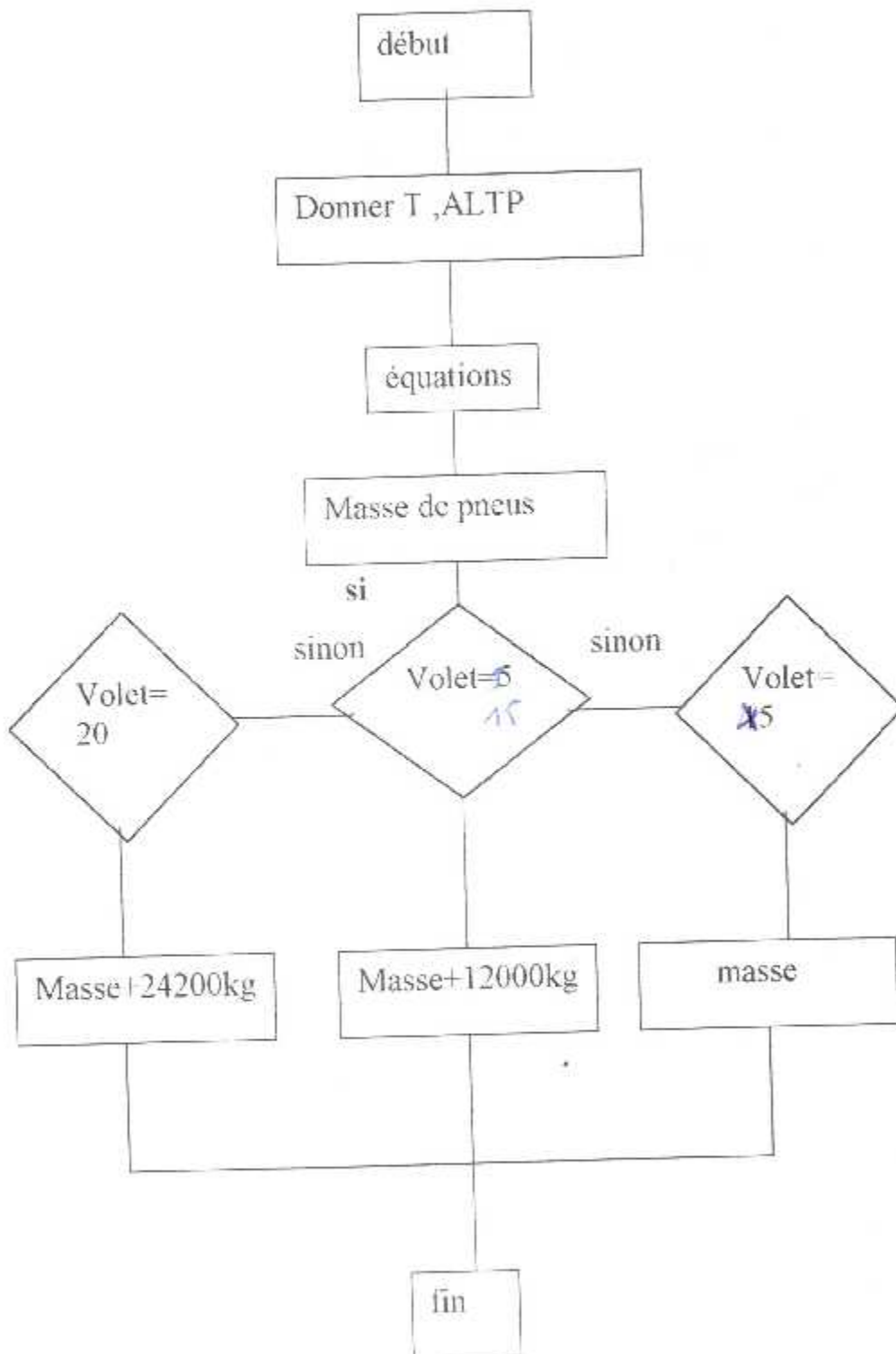
Vent :0 kt

Volet :5

Résultat :

Masse maximale de pneus :193500 kgs

### Organigramme de la masse maximale de pneus



# **Programmation de calcul :**

**limitation d'obstacles :**

**-masse maximale d'obstacle.**

**Exemple :**

Les données :

Température : 20c°

Distance d'obstacle : 10414pieds

Hauteur d'obstacle : 240pieds

Vent : 0 kt

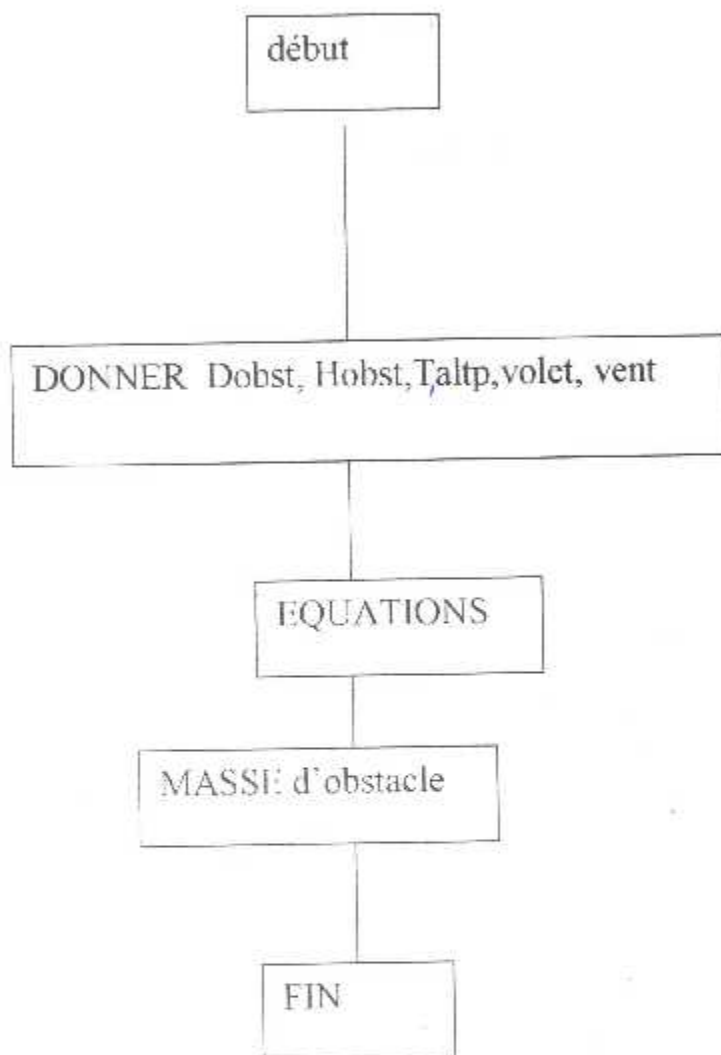
Volet : 5

Résultat :

Masse maximale d'obstacle : 126322kgs



### organigramme de la masse maximale d'obstacle



## **programmation de calcul**

- **masse maximale au lâcher des freins**
- **la charge offerte**

Les données :

MM de piste=146100kg

MM du second segment =155000kg

MM de pneus = 193500kg

MM d'obstacle=126322kg

MMSD = 156489 kg.

MMSR=157396kg

MMSC = 126098kg

MMSA = 136077Kg

D =10000kg

Q = 20000kg

Mb=87922kg , r=300kg

Résultat:

Masse au lâcher des freins=126322kg

La charge offerte=18400kg

# **programmation de calcul**

**Limitation d'énergie de freins :**

**-Vitesse de frein  $V_{mbe}$ (brake)**

données :

Altitude pression : 3000pieds

Masse maximale au lâcher des freins : 126322kg

Température : 20c°

Résultat : pas de correction

1-Vitesse de frein : pas de vérification.

2-Décollage normale :

a)-Si  $V_1 > V_{mbe}$  alors MMLF-850KG=correction de MMLF

b)-Vitesses de décollage:

**Notes :**

T:température

V:vent

P:pente

ALTP:altitude pression

VET:volet

L: longueur de piste utilisable

Dobst : distance d'obstacle

Hobst :hauteur d'obstacle



**Titre:**

organisation de calcul de la charge offerte de limitations de structure et de décollage

**Promoteur:**

***DRIQUECH MOULOUD***

**Realisé par:**

***MORCELI NACERA***

limitation de piste

limitation du second segment

limitation de pneus

limitation d'obstacles

la charge offerte/ limitation utile

vérification de vitesse de freins

### la limitation de piste

field length available(\*1000ft)= 8,2

la pente= 0

wind(knoeuds)= 0

volet= 5

altitude pression(ft)= 3000

température(c°)= 20

Conditionnement d'air

▶ marché

fermé

[cliquez ici](#)



la masse maximale de piste(tonnes)= 146,100000000093

	Masse de piste normale kg	Dégradation1 kg	Dégradation2 kg
▶	10000	6000	12500
	12000	6500	15000
	14000	7200	17000
	16000	7800	19300
	18000	8300	20500

### la limitation du second segment

altitude pression(pieds)= 3000

volets= 5

conditionnement d'air= 1

on=1)et(off=0) APU= 0

antigivrage= 0

moteur= 0

moteur et aile= 0

température(°c)= 20

Température	▲
18,5	└
19	
19,5	
20	┘

masse maximale du second segment(tonnes)=	155
---	-----

reduction de masse du second segment(tonnes) en fit de la poussée réduite

Masses	Reduction1	Reduction2	▲
100	9,3	19,4	
120	10	21,5	▼

## la limitation de vitesse de pneus

altitude pression en pieds= 3000

volet= 5

vent (knoeuds)= 0

*cliquez ici*

	Température[c°]
Le vent1	20
vent en face	21
vent à arrière	

la masse maximale de la limite de vitesse de pneus(tonnes)=

193,5

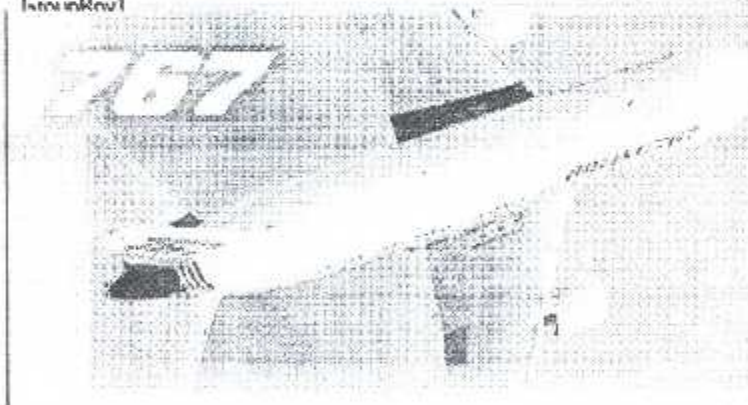
## la limitation d'obstacles

altitude pression(FT)=

distance d'obstacle(\*1000FT)=

hauteur d'obstacle(FT)=

Remarque1



cliquez ici la masse d'obstacles (\*1000kg)

Température ▲	
▶	20
	19
	18
	17
◀	

Vent ▲	
▶	10
	9
	8
	7
◀	





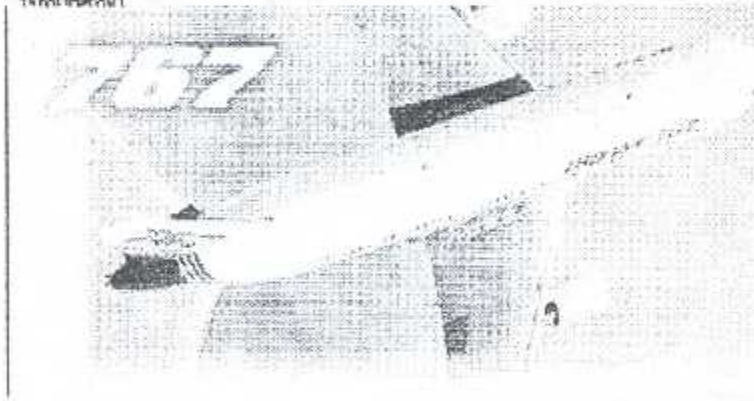
## la limitation d'obstacles

altitude pression(FT)=

distance d'obstacle(\*1000FT)=

hauteur d'obstacle(FT)=

GroupAvnt



Température ▲
17
18
19
▶ 20
◀ ▶

Vent ▲
◀ -1
▶ 0
2
4
◀ ▶

126,322132704547



## calcul de MMLF et C/O

MMSD=	156489		
MMSA=	136077		
MMSC=	126098	<a href="#">cliquez ici</a>	
MMSR=	157396		
MMde piste=	146100	masse maximale au lâcher des freins	126322
MMdu second segt=	155000		
MM de pneus=	193500	charge utile(marchande)	18400
MMd'obstacle=	126322		
carburant=	20000		
delestage=	10000		
t=	300		
masse de base=	87922		

## la limite de la vitesse de freins

la masse maximale au lâcher des freins(tonnes)=

126322

altitude pression(ft)=

3000

la température(c)=

20

la pente=

0

le vent=

0

la vérification de vitesse de freins

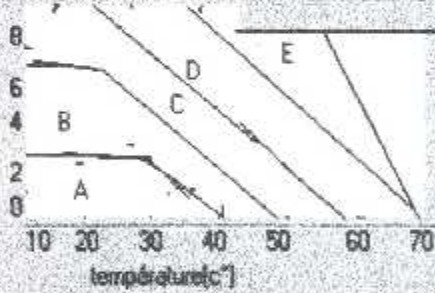
Organisation

pas de vérification

OK

altitude pression(\*1000ft)

GroupBox1



Fonctionnements

- un frein désactivé
- un frein activé

La pente

- uphill
- downhill

Le vent

- vent en face
- vent à arrière

vitesse=	5
V1(A)=	134
V1(A)=	138
V2(A)=	145
V1(B)=	136
V1(B)=	139
V2(B)=	145
V1(C)=	137
V1(C)=	140
V2(C)=	145
V1(D)=	140
V1(D)=	141
V2(D)=	145
V1(E)=	142
V1(E)=	142
V2(E)=	145

CF680C2B2

Flap

OK 5

NO 5

la vitesse de décision= 136

la correction de la masse maximale au lâcher des freins(tonnes)

## 2-Le guide d'exploitation du logiciel :

### a)-limitation de piste :

il faut remplir les données comme altitude pression, la longueur de piste le vent, la pente, volets, mais la température, il faut cliquer sur la table appelée température pour faire la valeur de température puis on click sur le bouton appelée **cliquez ici** pour obtenir la masse maximale de piste.

Ceci dans le cas le conditionnement d'air est marché, si le conditionnement d'air stoppé, la masse sera augmentée à environ 500 kg par contre en cas la poussée réduite la masse sera diminuée comme démontré dans la table.

### b)- Limitation du second segment :

Il doit fournir les données dans les édits comme : altitude pression, volets mais la température il faut toujours cliquer sur la table de température après ça, on click sur le bouton nommée **masse du second segment** pour obtenir la masse maximale du second segment

Ceci est dans le cas le conditionnement d'air est marché sans l'APU mais en cas le conditionnement d'air est stoppé, la masse autorisée sera augmentée à environ 1300kg.

Dans le cas d'antigivrage on remplit dans les édits 1 ou 0 c'est à dire :

1=on

0=off

la masse sera diminuée en fonction de la surface d'antigivrage(moteur-aile) et les volets

pour les données du groupe l'APU il faut faire la même méthode 1 ou 0.

pour la poussée réduite, il y'a une table pour la diminution de la masse.

### C)-Limitation de pneus :

Il faut écrire les données comme altitude pression et le vent mais la température donnée, il faut cliquer sur la table pour faire le choix de la valeur

Il y'a encore une table pour la nature du vent pour le choix de click : vent arrière ou vent en face avec la valeur de l'édit du vent

On remplit aussi la valeur des volets 5 ou 15 ou 20 pour obtenir la masse maximale de pneus il faut cliquer sur **cliquez ici**.

Remarques :

Si volet=15 la masse sera augmentée à 12000kg

Si volet=20 la masse sera augmentée à 24200kg

Si le vent en face la masse sera augmentée à 1300kg/nœud

Si le vent arrière la masse sera diminuée à 1700kg/nœud

**d)-Limitation d'obstacle :**

Il faut faire la température et le vent des tables de format puis on remplit dans les édits les données suivantes : 1-la distance d'obstacle

2-hauteur d'obstacle

3-altitude pression

il faut cliquer sur le panel appelée **cliquez ici** pour obtenir la masse d'obstacle

**e)-limitation de la masse au lâcher des freins et la charge offerte :**

on prend ces masses et on les ajoute les masses maximales structurales et le carburant, le délestage comme les données dans les édits pour obtenir la masse de décollage ou MMLF.

Si on click sur **cliquez ici** on obtiendra la masse au décollage et la charge marchande

**f)-la limite d'énergie de frein :**

cette opération est valable quand le fonctionnement avec le vent arrière ou la montée améliorée suivant les données, il faut faire le choix des tables suivantes :

1-flap(volet)

2-pente(descendante-montante)

3-vent

4-moteur

5-frein(activé-désactivé)



à partir le schéma , on voit la surface A ou B ou C...etc en fonction de la température et de l'altitude pression pour voir la table de vitesses suivant les surfaces pour obtenir les vitesses et on click sur **la vérification de vitesse de frein** pour le résultat de vitesse de frein on click sur **la correction de MMLF** c'est à dire la masse au lâcher des freins corrigée  
toujours les données dans les édits

**Remarques :**

- 1-le segment final n'existe pas parce que la hauteur 1500ft atteinte avant 5mn c'est à dire non limitatif
- 2-la masse maximale de piste supérieure que la masse réelle au lâcher des freins c'est à dire l'existence de plage de VL.

### V -conclusion :

la programmation de ces limitations vous permet facilement d'avoir les valeurs des limites en masses et en vitesses sans des abaques et d'obtenir les résultats rapidement grâce à l'ordinateur suivant le guide d'exploitation .

je souhaite que la génération d'étudiants prochaine aura fait l'informatisation de limitations en croisière et à l'atterrissage de Boeing 767-300 et même des autres avions.

Le langage utilisé c'est Le DELPHI3.

Grâce à ce langage , on peut déterminer les différentes limitations en masses.

**Références :**

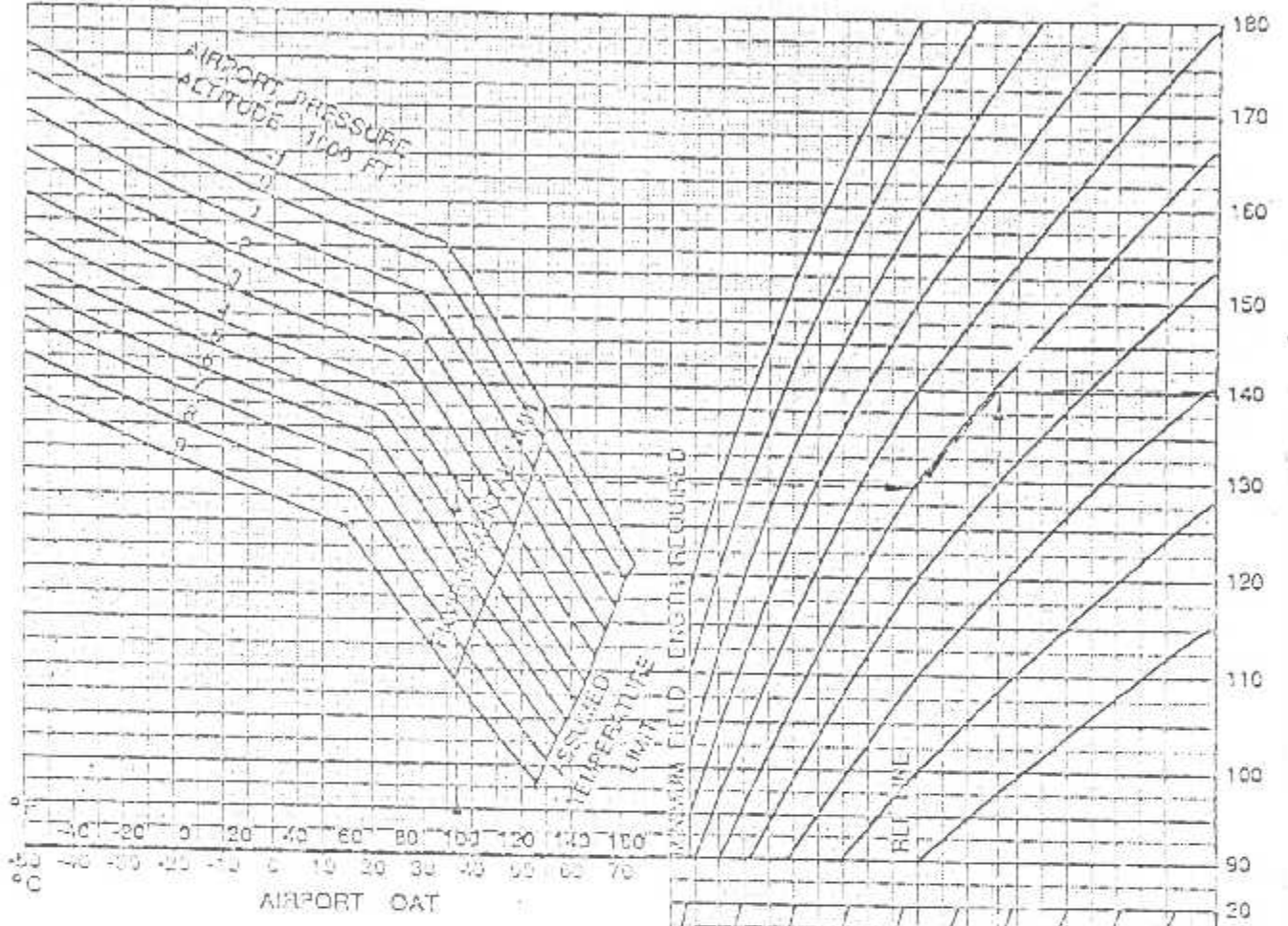
Opérations aériennes TOME2

Manuel d'opérations

Opérations aériennes TOME1

# TAKEOFF PERFORMANCE FIELD LIMIT

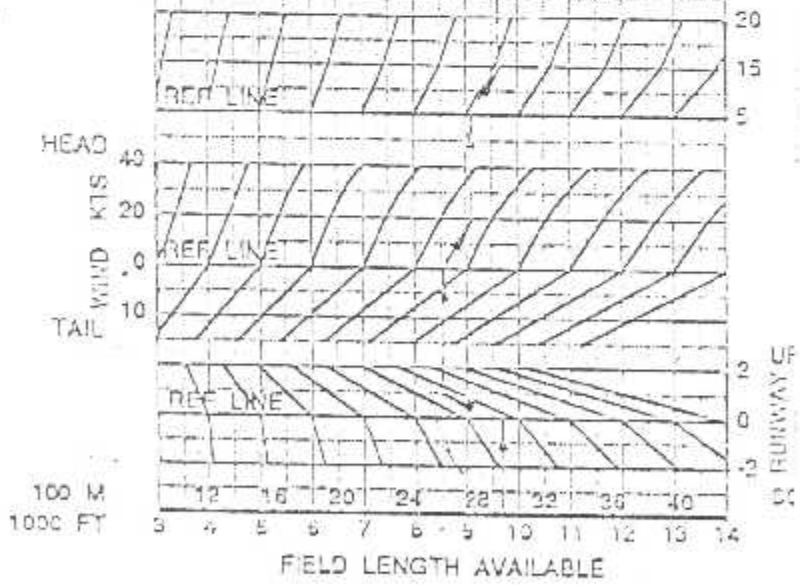
CATEGORY 'C' BRAKES



BASED ON PACKS ON.  
FOR PACKS OFF INCREASE  
ALLOWABLE WEIGHT BY  
500 KG.

FOR OPERATION WITH DERATED  
TAKEOFF THRUST, DECREASE THE  
ALLOWABLE WEIGHT BY AMOUNT  
SHOWN IN TABLE.

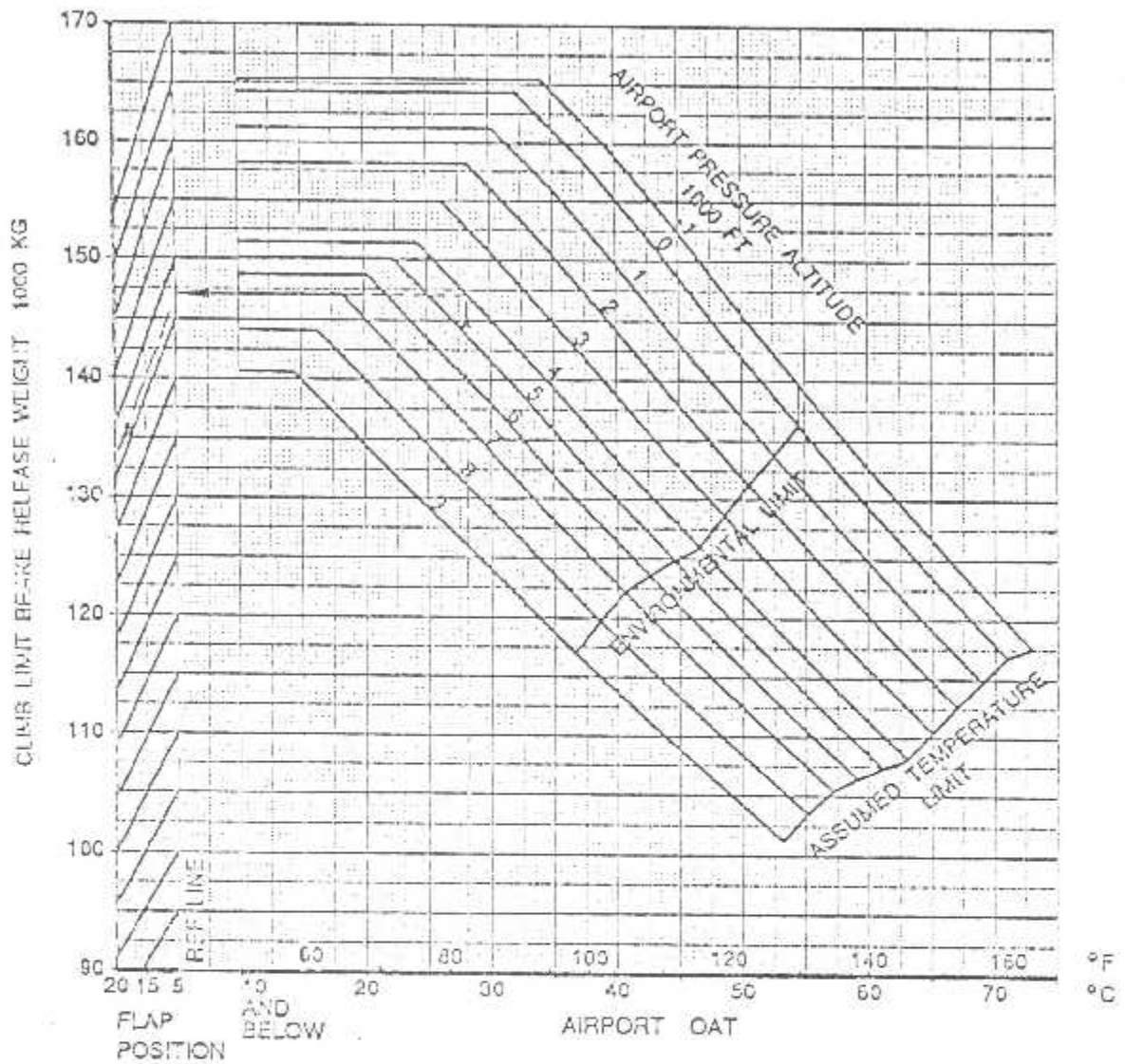
NORMAL FIELD LIMITED WEIGHT KG	FIELD LMT WT DECREMENT KG	
	DERATE 1	DERATE 2
100000	6000	10500
120000	6500	15000
140000	7200	17000
160000	7500	19500
180000	8000	20500



K3-11123-100B



**TAKEOFF  
PERFORMANCE  
CLIMB LIMIT**



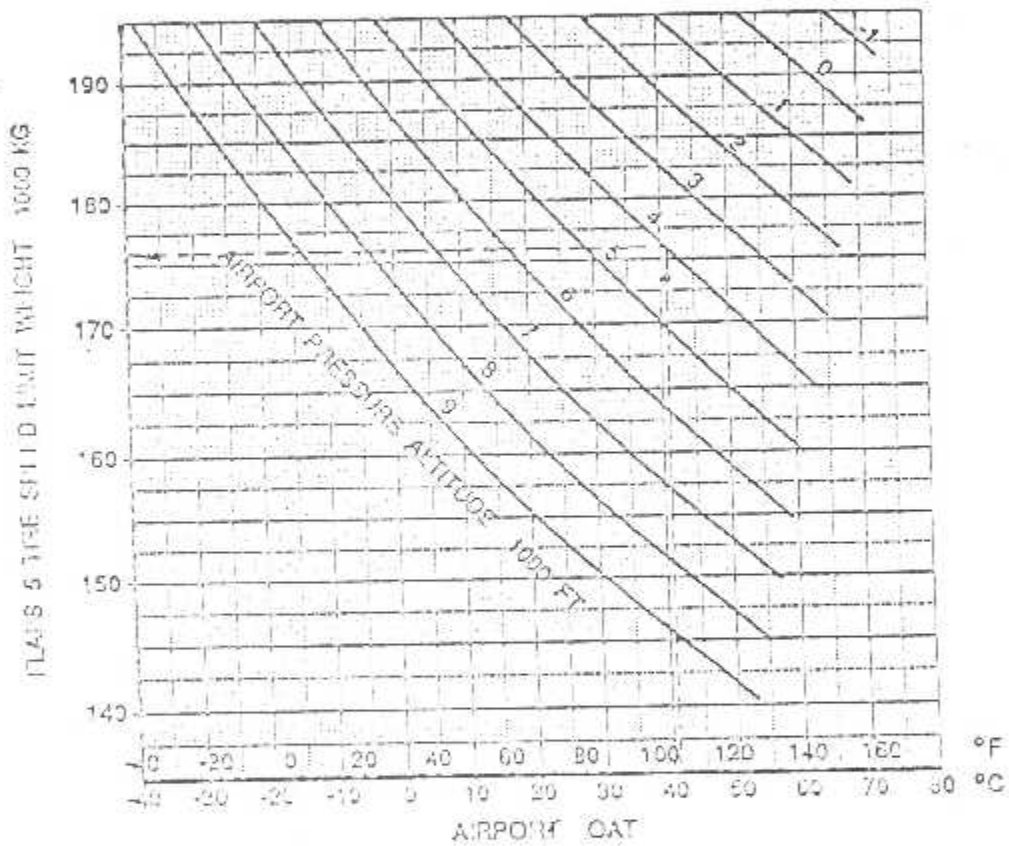
BASED ON PACKS ON WITH APU OFF.  
 FOR PACKS OFF INCREASE ALLOWABLE WEIGHT BY 1300 KG.  
 FOR OPERATION WITH DERATED TAKEOFF THRUST OR ANTI-ICE ON,  
 DECREASE THE ALLOWABLE WEIGHT BY AMOUNT SHOWN IN  
 APPROPRIATE TABLE.  
 STRUCTURAL WEIGHT LIMITS MUST BE OBSERVED.

NORMAL CLIMB LIMITED WEIGHT KG	CLIMB LIMIT WT DECREMENT KG	
	DERATE 1	DERATE 2
100000	9300	19400
120000	10000	21500
140000	11100	25100
160000	12000	28000

ANTI-ICE OPERATION DECREMENT KG		
FLAPS	ENG	ENGINE & WING
5	1050	1700
15	950	1600
20	900	1500

**TAKEOFF  
PERFORMANCE  
TIRE SPEED LIMIT**

**225 MPH TIRES**



INCREASE FLAPS 5 TIRE LIMIT WEIGHT BY 12000 KG FOR FLAPS 15.  
 INCREASE FLAPS 5 TIRE LIMIT WEIGHT BY 24200 KG FOR FLAPS 20.  
 INCREASE TIRE LIMIT WEIGHT BY 1300 KG PER KNOT HEADWIND.  
 DECREASE TIRE LIMIT WEIGHT BY 1700 KG PER KNOT TAILWIND.

# TAKEOFF PERFORMANCE OBSTACLE LIMITS

FLAPS 5

2 ENGINE BLEEDS/2 PACKS  
CATEGORY 'C' BRAKES

OBSTACLE HEIGHT MUST BE CALCULATED FROM THE LOWEST POINT OF THE RUNWAY TO  
CONSERVATIVELY ACCOUNT FOR RUNWAY SLOPE.

