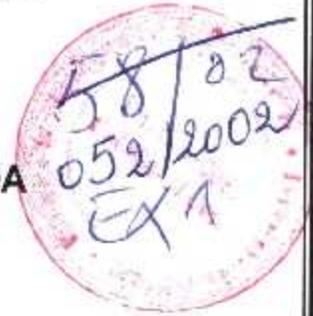


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
& DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA



DEPARTEMENT DE NAVIGATION AERIENNE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU
DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN OPERATIONS
AERIENNES

Thème :

**ETUDE ET CALCUL DES LIMITATIONS
AU DECOLLAGE POUR L'AVION L382G**

Promoteur :

M^r TERMELLIL Farid

Etabli par :

M^r REZIG Abdelhak
M^r SALEM ATTIA Mohamed

Promotion Octobre 2002

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A mes très chers parents a qui je doit cette réussite, pour les remercier et reconnaître leurs sacrifices prouvés à mon égard.

A mes frères et sœurs ainsi qu'a mon épouse qui me sont très chers notamment ma grande sœur Radia.

A toutes ma famille grand et petit chacun par son nom , en particulier Farouk.

A tous mes amis et particulièrement ceux de la promotion 2002.

A tous ceux qui m'ont soutenu et aidé durant ma formation.

Abdelhak

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A mes très chers parents pour leur soutien moral tout le long de mon cursus d'étude pour les remercier et reconnaître leurs sacrifices prouvés à mon égard.

A mes frères et sœurs qui me sont très chers notamment ma grande sœur safia.

A tous mes amis et particulièrement ceux de l'université.

A tous mes cousins, en particulier Mahfoud.

A toute personne luttant pour le bien de l'humanité.

Mohamed

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier:

- *Notre promoteur M FARID TERMELLIL chef département de la DOA « Air Algérie » qui nous a aidé à choisir le sujet le plus approprié, lequel nous a permis d'exploiter au mieux nos connaissances théoriques. Nous le remercions également pour tous les conseils qu'il n'a cessé de nous donner pour la réalisation de ce travail.*
- *M DRIOUCH chef département de la navigation aérienne de l'institut, et notre enseignant en opérations aériennes, pour tous les efforts qu'il a déployé pour nous tout au long de notre formation.*
- *Par ailleurs nous désirons exprimer notre reconnaissance particulière envers tous les enseignants qui ont contribué à notre formation.*
- *Nous remercions aussi le personnel de la DOA de la société « Air Algérie » pour leurs aide et compréhension durant notre stage.*
- *Nous remercions également les membres du jury qui nous feront l'honneur d'évaluer ce travail .*

SOMMAIRE

INTRODUCTION

Partie I : *Rappel théorique sur les limitations décollage*

Chapitre I : présentation de la compagnie	6
INTRODUCTION	6
1. Réseaux	6
A- Domestique	6
B- International	7
2. Flotte	7
Chapitre II : Generalites sur les limitations de décollage	8
DEFINITIONS	8
II.1 LES LIMITATIONS DE STRUCTURE	8
II.1.1 Masse maximale de structure à la mise en route (MMSR).....	8
II .1.2 Masse maximale de structure au décollage (MMSD).....	8
II .1.3 Masse maximale de structure à l'atterrissage (MMSA)	8
II .1.4 Masse maximale de structure sans carburant (MMSC).....	9
II.2 Limitations moteurs	10
II .3 L'enveloppe opérationnelle	10
II .4 Les Vitesses associées au décollage	11
II .4.1 Vitesse minimale de contrôle V_{mc}	11
A/ Vitesse minimale de contrôle au sol V_{mcg}	11
B/ Vitesse minimale de contrôle en vol V_{mca}	12
II .4.2 Vitesse de décrochage V_s	12
II .4.3 Vitesse D'envol V_{mu} et V_{lof}	13
II .4.4.Vitesse critique V_1	13
II .4.5 Vitesse de cabrage V_r	14

II .4.6. Vitesse de sécurité au décollage V2	16
II .5 Les Distances associées au décollage	17
II.5.1 Distance de décollage (DD)	17
II .5.2. Distance de roulement au décollage DRD	18
II .5.3 Distance accélération arrêt (DAA)	19
II .5.4 Variation des distances en fonction de V1	20
II .5.5 Autres définitions importantes	20
II .5.5.1 Distance équilibrée	20
II .5.5.2 Distance classique	20
II.6 Pentas réglementaires exigées au décollage	21
II .6.1 Définition de la trajectoire réglementaire de décollage	21
II .6.2 Les pentes réglementaires exigées	23

Partie II : *Etude et calcul des limitations décollage en exploitation de l'avion L382G*

Chapitre III : description de l'appareil

III .1 INTRODUCTION	26
III .2 Dimensions	26
III .3 Caractéristiques techniques et performances	28

Chapitre IV : limitations de décollage pour l'avion L382G

INTRODUCTION	29
IV.1 Détermination de la masse maxi au décollage	29
IV.2 paramètres opérationnels influents sur MMD	30
IV.2.1 Paramètres opérationnels du groupe météorologique	
IV.2.1.1 Le vent	30
IV.2.1.2 La température	30
IV.2.2 Prélèvement d'air	31
IV.2.3 paramètres opérationnels de groupe infrastructure	31
IV.2.3.1 Pente de piste	31
IV.2.3.2 Altitude pression	31
IV.2.4 Paramètres opérationnels de groupe exploitation	
IV.2.4.1 Choix de vitesse - critique V1	31

IV.2.4.2	Vitesse de sécurité au décollage V2	32
IV.2.4.3	Pylon tanks	32
IV.3	Les différentes limitations intervenants dans le calcul de MMD pour L382G	32
IV.3.1	La limitation piste	33
IV.3.1.1	Prolongement d'arrêt (stop way)	33
IV.3.1.2	Prolongement dégagé (clear way)	33
IV.3.1.3	Définition des longueurs de piste déclarées	33
IV.3.1.3.1	Longueur utilisable pour le roulement au décollage : (TORA Take-off Run Available)	33
IV.3.1.3.2	Longueur utilisable pour le décollage (TODA take off distance Available)	34
IV.3.1.3.3	Longueur utilisable pour l'acceleration-arrêt (ASDA Accelerate stop distance Available).	34
IV.3.1.3.4	Longueur de la utilisable à l'atterrissage (LDA landing distance Available)	35
IV.3.2	limitation climb (2ème segment)	36
IV.3.3	Limitation obstacles	37
IV.3.3.1	Présence d'obstacles dans la trouée d'envol	37
IV.3.3.2	Définition de la trouée d'envol	37
IV.5	Les limitations en croisière	38
IV.5.1	Généralités	38
IV.5.2	Performances en route	39
IV.5.2.1	Trajectoires nettes, un moteur hors de fonctionnement	39
IV.5.2.2	Trajectoires nettes deux moteurs hors de fonctionnement	39
IV.5.3	Les obstacles à prendre en compte	40
IV.5.4	Marges de sécurité au dessus des obstacles	40
IV.5.5	La règle classique	40
IV.5.6	La règle de sur vol en descente (down-hill-rule)	41
IV.6	limitations d'atterrissage	42
IV.6.1	Distances d'atterrissage	42
IV.6.2	Longueur de piste nécessaire à l'atterrissage	43
IV.6.3	Configuration atterrissage, N moteurs en fonctionnement	44
IV.6.4	Configuration approche (N-1) moteurs en fonctionnement	45

IV.6.5 Masse maximale à l'atterrissage	45
IV.6.6 Influence des paramètres opérationnels sur les performances	46
IV.6.7 Paramètres opérationnels du groupe météorologie	46
IV.6.7.1 Le vent	46
IV.6.7.2 Température	46
IV.6.8 Paramètres opérationnels du groupe infrastructure	46
IV.6.8.1 Etat de la piste	46
IV.6.8.2 Altitude-Pression de la piste	46
IV.6.9 les paramètres des groupes d'exploitation	47
IV.6.9.1 Masse	47
IV 6.9.2 Prélèvement d'air	47
IV.4 Bilan pratique de toutes les limitations	48

**Partie III : *Etablissement d'un outil de calcul des limitations
de décollage pour le L382G***

Chapitre V : conception et réalisation

V.1 INTRODUCTION	50
V.2 CONCEPTION	51
V.2.2 Le concept de réalisation	54
V.2.3 Bases de données	54
V.2.4 Gestion de la base de données	56
V.2.5 Calcul et organigrammes	56
V.3 Réalisation et présentation du logiciel	63
CONCLUSION	70
ANNEXE	
BIBLIOGRAPHIE	

INTRODUCTION :

Le but d'une compagnie aérienne dans l'exploitation des avions du transport public est d'assurer deux objectifs primordiaux, la sécurité et la rentabilité des vols.

Les impératifs économiques liées à l'exploitation du transport aérien ont conduit les compagnies aériennes à se soucier constamment de l'efficacité dans l'utilisation en exploitation de leurs avions et donc à rechercher la minimisation des coûts d'exploitation tout en maximisant ses gains, par la mise en place de toutes les voies et moyens réglementaires pour une rentabilité maximale de sa flotte.

Mais le grand problème qui se pose aux compagnies est de trouver les solutions les plus adéquates pour rentabiliser au maximum leurs aéronefs avec toutes les contraintes qui sont liées à l'exploitation.

Il s'avère plus que nécessaire de déterminer une bonne politique de gestion et de bien déterminer les objectifs à atteindre, à savoir maximiser la charge offerte.

Ceci entraîne la nécessité de maîtriser avec précision la masse maximale au décollage, pour ce la, il faut adopter une méthode de calcul des limitations d'utilisation des avions au décollage, en croisière et à l'atterrissage.

Nous allons dans ce projet étudier le premier paramètre à savoir, le calcul des limitations au décollage de l'avion **L382G**.

L'étude se compose de trois grandes parties:

1. Rappel théorique sur les limitations au décollage.
2. Etude et calcul des limitations décollage en exploitation de l'avion **L382G**.
3. Etablissement d'un outil de calcul des limitations de décollage pour le **L382G**.

Partie I:

Generalites sur les limitations au décollage

Chapitre I :

Presentation de la compagnie

INTRODUCTION :

Air Algérie a été créée en 1947 dans le but d'exploiter un réseau dense de lignes entre l'Algérie et la France.

Depuis elle a connue des progressions et des changements, que se soit du côté flotte ou réseau, puisque la compagnie a renouvelé sa flotte de DC3 et DC4 par des Boeing 727 et 737 (au début des années 70), et beaucoup plus tard par A310 et B767, l'achat de ces avions a permis d'avoir un réseau dense et plus important.

Mais avec les rentrés en forces des compagnies privées, Air Algérie devait trouver des nouvelles solutions, c'est ce qu'elle a fait par l'acquisition des appareils de la nouvelle génération (B737-800/600).

1. Réseaux :

Le réseau d'Air Algérie se décompose en deux :

- Domestique.
- International.

A- Domestique :

Actuellement 29 villes du territoire national sont reliées par les lignes de la compagnie entre le nord et le sud du pays

Les villes du nord	Les villes du sud
Alger	Adrar
Annaba	Bechar
Batna	Biskra
Bejaia	Bordj badji mokhtar
Constantine	Djanet
Jijel	El golea
Mascara	El oued
Oran	Ghardaïa
Tébessa	Hassi messaoud
Tiaret	Illizi
Tlemcen	In amenas
	In salah
	Ouargla

	Tamanrasset
	Timimoun
	Tindouf

B- INTERNATIONAL :

Le réseau international d'Air Algérie est un réseau très vaste, il est constitué des escales suivantes (il existe 5 faisceaux)

France	Europe 1	Europe 2	M et M.O.	Afrique
Paris cdg	Madrid	Berlin	Tunis	Niamey
Marseille	Barcelone	Prague	Casablanca	Bamako
Lille	Palma	Sofia	Tripoli	Conakry
Metz	Alicante	Moscou	Caire	Lagos
Lyon	Rome	Istanbul	Djedda	Ouagadougou
Toulouse	Genève		Bahrain	Abidjan
Nice	Frankfurt		Amman	Nouakchott
Bordeaux	Bruxelles		Damas	
Charleroi	Londres		Beyrouth	
	Gatwick		Doubaï	

2. FLOTTE : (2002)

La flotte d'Air Algérie se compose de cinquante appareils de différent type. Il s'agit d'une flotte composée, pour l'essentiel, d'appareil récent (nouvellement acquis), répondant aux normes techniques les plus pointues.

On dénombre :

- 09 : B727-200
- 15 : B737-200
- 07 : B737-800
- 03 : B767-300
- 05 : B737-600
- 02 : A310-203
- 02 : L382G
- 07 : F27-400M

Chapitre II:

Rappel theorique sur les limitations au decollage

DEFINITIONS :**II.1 LES LIMITATIONS STRUCTURALES :**

Au cours des différentes phases de vol et pour toute sa durée de vie, la structure de l'avion doit résister aux efforts qui s'exercent sur elle, pour cette raison les constructeurs fournissent aux exploitants les paramètres limites d'utilisation de leur avion, qui sont souvent limitatifs sur la masse de l'avion au décollage.

II.1.1 Masse maximale de structure à la mise en route (MMSR) :

C'est la masse maximale avec laquelle l'avion peut évoluer au sol, de son aire de stationnement jusqu'au point de début de la manœuvre de décollage elle est imposée par les efforts maximaux sur les amortisseurs et sur le train lors de virage au roulage, dans la pratique, cette limitation n'est jamais pénalisante.

II.1.2 Masse maximale de structure au décollage (MMSD) :

C'est la masse pour laquelle la structure de l'avion en particulier le train d'atterrissage peut supporter une vitesse verticale de -360 ft/ mn .

On calcule cette limitation au moment où la vitesse de sécurité au décollage est atteinte.

La masse réelle au décollage doit être toujours inférieure à cette masse.

II.1.3 Masse maximale de structure à l'atterrissage (MMSA) :

C'est la masse maximale avec laquelle l'avion peut atterrir sans que sa structure subisse des contraintes particulières.

La réglementation JAR 25 impose que la structure (train, amortisseurs) puisse encaisser des efforts d'impact de $-3,05 \text{ m/s}$.

Ils'ensuit que la masse à l'atterrissage doit être limitée c'est à dire inférieure à MMSA

D'où si 'd' est le délestage prévu, du lâcher des freins jusqu'à l'atterrissage, la masse réelle de l'avion au décollage ne doit pas dépasser la masse maximale de structure à l'atterrissage plus le délestage prévu.

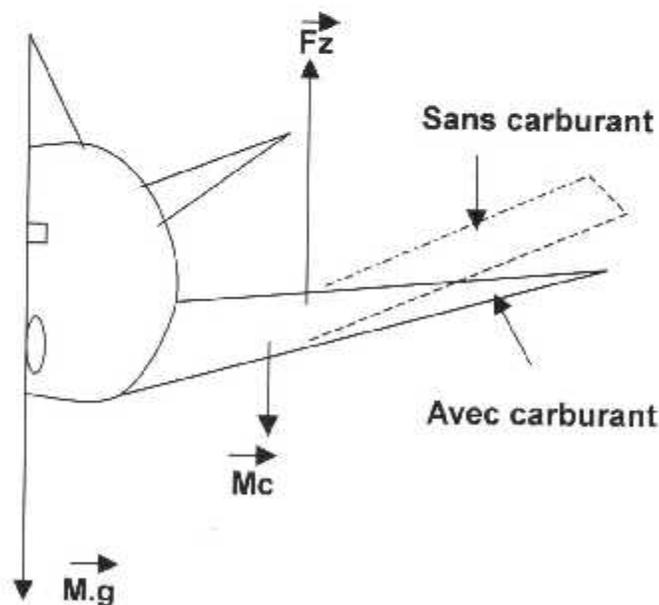
$$\text{Masse réelle au lâcher des freins} \leq \text{MMSA} + d$$

II.1.4 Masse maximale de structure sans carburant (MMSC):

Nous savons que la résultante des forces aérodynamiques qui est appliquée sur les ailes, porte principalement toute la structure de l'avion (fuselage, voilure, moteurs...) et que :

Dans la phase finale d'un vol, la quantité de carburant qui se trouve dans les réservoirs des ailes tend vers zéro ($M_c \rightarrow 0$). Ce qui fait fléchir l'aile).

Cette flexion engendre des efforts supplémentaires à l'emplanture de la voilure, et comme il ne faut pas qu'elle dépasse une certaine valeur correspondante à la limite élastique des longerons, qui peuvent affecter la sécurité du vol, si la masse du fuselage est importante. Donc il faut limité cette masse a une valeur maximale que l'on appellera masse maximale sans carburant.



(GRAPHE II)

Remarque :

Il faut toujours remplir les réservoirs externes avant les réservoirs internes. et il faut consommer le carburant des réservoirs internes avant celui des réservoirs externes.

II.2 Limitations moteurs :

Les limitations moteurs sont dues principalement à l'EGT, qui est la température maximale que peut supporter la turbine durant un temps donné.

En particulier, au décollage, la valeur de l'EGT atteinte avec le régime maxi décollage, ne doit pas être appliquée pendant plus de 5 mn.

Exemple : L 382G (moteur ALLISSON T56-A-15)

<u>Condition</u>	<u>EG Tmax</u>	<u>Durée limite</u>
Démarrage.	725°C	
Décollage.	930°C	limitée à 5mn.
Max. continu	895°C	limitée.

Remarque :

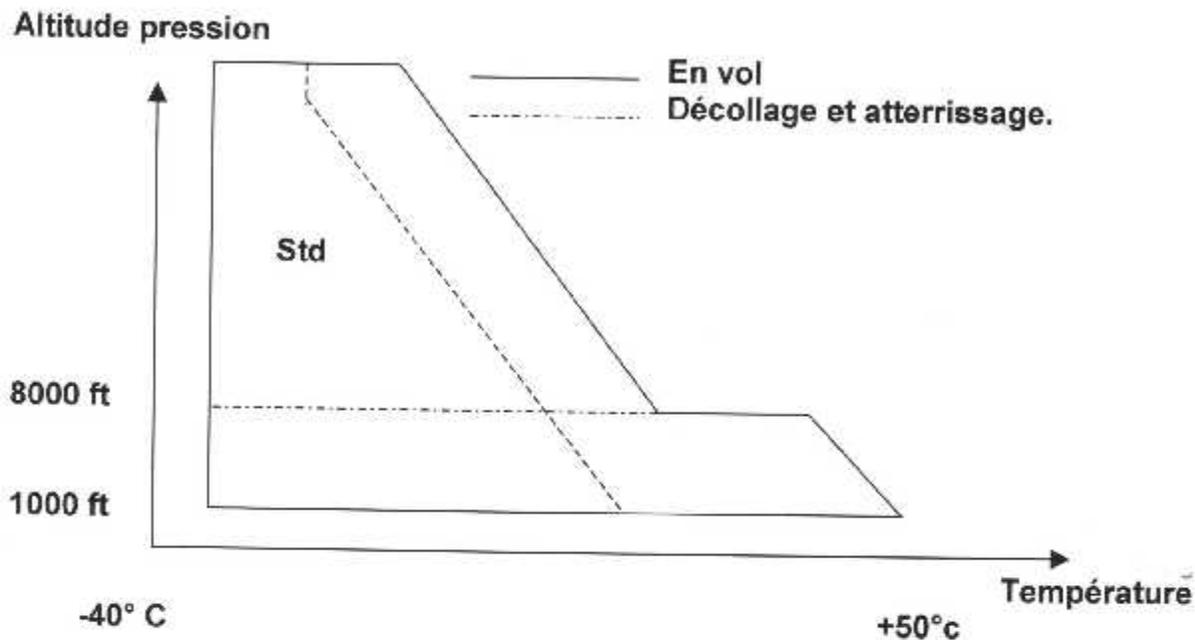
La limitation de 5mn pour le régime de décollage est à l'origine de la limitation de performance dans le segment final que nous verrons plus tard, car après 5mn du lâcher des freins le pilote doit réduire le régime moteur au maximum continu, cette réduction de régime ne doit pas influencer sur la pente de montée minimale exigée par la réglementation dans le segment final.

II .3 L'enveloppe opérationnelle :

C'est l'enveloppe dans le plan " température - Altitude pression" donnée par le constructeur pour limiter uniquement le domaine courant d'utilisation, dans le quel toutes les performances de l'avion ont été vérifiées et certifiées.

Donc, l'exploitant ne doit pas utiliser son avion en dehors de ce domaine, et il faut toujours s'assurer que nos calculs se font à l'intérieur de ce domaine.

Exemple : L 382 G



(Exemple d'enveloppe Opérationnelle L382G)

II .4 Les Vitesses associées au décollage :

II .4.1 Vitesse minimale de contrôle (Vmc) :

Ce sont les vitesses minimales de reprise en main en cas de panne moteur, elles sont définies comme suit :

A/ Vitesse minimale de contrôle au sol (Vmcg) :

Dans la réalité une panne moteur au décollage peut survenir, aussi bien pendant la mise en vitesse qu'une fois l'avion en vol, pour cela il est nécessaire de considérer une vitesse minimale à la qu'elle il doit être possible de garder le contrôle de l'avion sur la piste en ne se servant que des gouvernes principales.

Exemple :

Avion
L 382 G

Vmcg
87 KT

B/ Vitesse minimale de contrôle en vol (V_{mca}) :

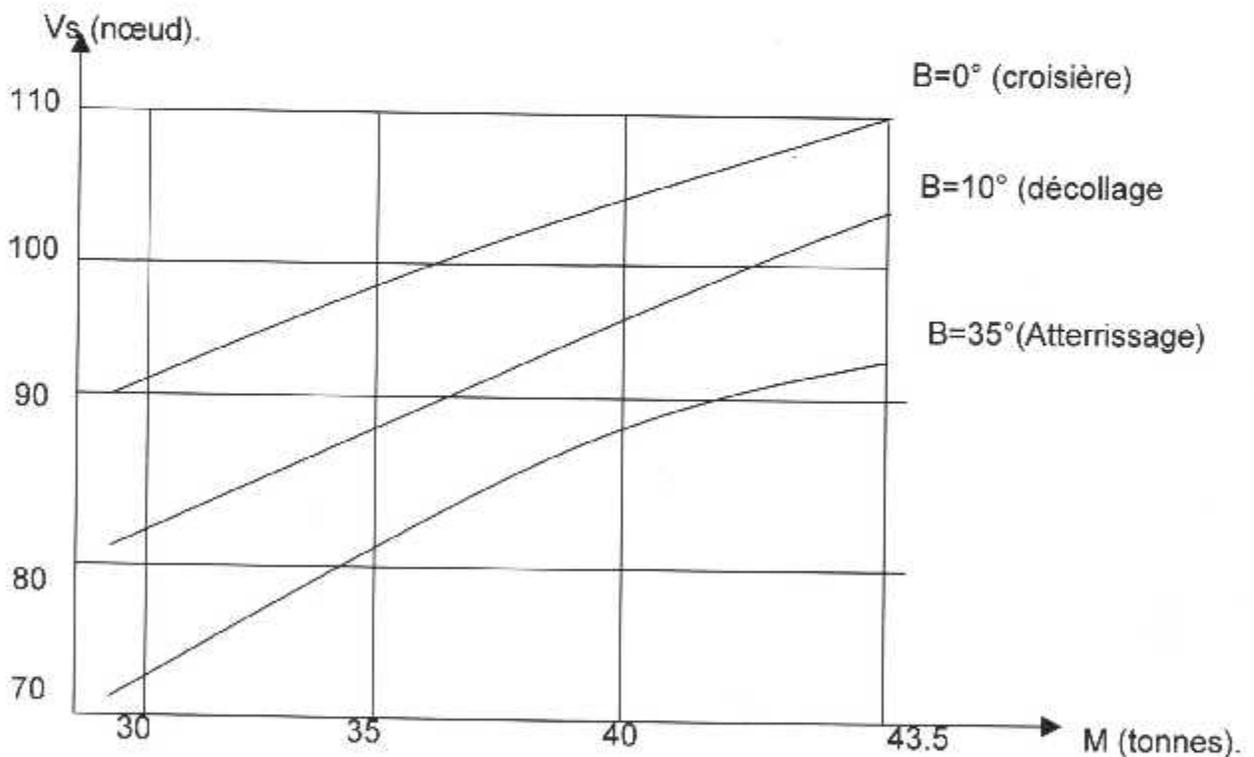
Dans le cas d'une défaillance soudaine du moteur critique (moteur extérieur sur des quadrimoteurs) a cette vitesse, l'avion doit pouvoir être repris en main et retenu en vol rectiligne.

Cette vitesse doit être $\leq 1,2 V_s$

II .4.2 Vitesse de décrochage V_s :

C'est la vitesse minimale de vol en régime stabilisé dans la configuration considérée que ce soit décollage ou autre, elle est déterminée pour toute la gamme de masse et toute configuration, et elle est diminuée si l'on augmente le braquage des volets.

On peut déduire la valeur de V_s en utilisant le graphique ci dessous approprié du manuel de vol de l'aéronef.

**II .4.3 VITESSE D'ENVOL V_{mu} et V_{lof} :****A/ V_{mu} :**

C'est la vitesse minimale à la quelle l'avion est à la limite de présenter une caractéristique dangereuse telle que manque de contrôle latéral (réacteur ou extrémité de voilure risquant de toucher la piste).

Elle est déterminée avec effet de sol aux essais dans des cas bien précis :

- avec panne moteur.
- Sans panne moteur.

B/ Vlof :

C'est la vitesse à la quelle l'avion quitte initialement le sol, elle résulte directement du choix de V_r .

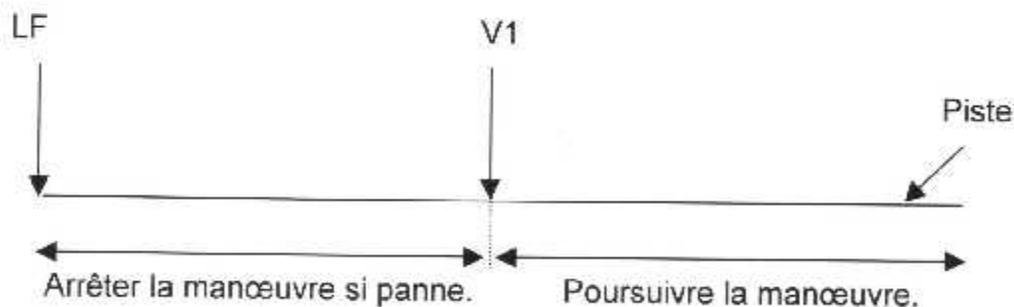
Remarque :

Les vitesses qu'on vient de voir ne sont pas toutes connues par le pilote, seule V_1 . V_r . V_2 sont fournies sur le carton de décollage.

II .4.4.Vitesse critique V1 :

C'est la vitesse à la quelle la défaillance instantanée et complète du moteur critique est censée être déceler par le pilote, cette vitesse est choisie par l'exploitant.

Si la défaillance se produit avant ce point critique, l'avion doit être immobilisé par le pilote. Si elle se produit après ce point critique, le pilote doit poursuivre le décollage. Donc en exploitation V_1 constitue pour le commandant de bord une vitesse de décision.



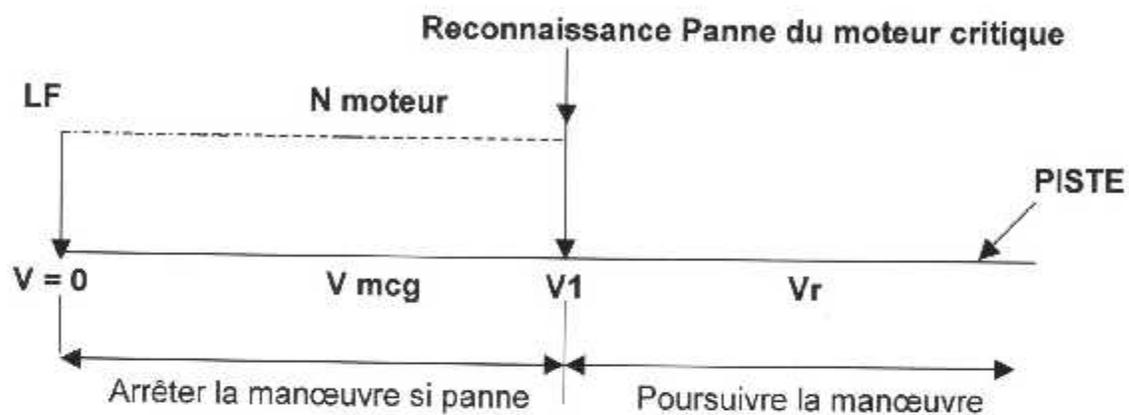
La vitesse critique V_1 est choisie à l'intérieur d'une plage, elle doit être supérieure à la plus faible vitesse à la quelle l'avion reste manœuvrable au sol en cas de panne moteur critique, c'est à dire. V_{mcg} . Tant que $V_1 < V_{mcg}$ seule la manœuvre d'interruption du décollage sera possible.

V_1 doit aussi être inférieure à V_{mbe} (maximum brake energy velocity) appelée aussi V_{reins} , c'est la limite de vitesse avant la quelle, si le pilote entreprend la manœuvre d'arrêt, le système de freinage peut absorber l'énergie calorifique accumulée. De plus, les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement (V_{pneus}).

Et l'aéronef doit quitter le sol avant cette vitesse limite.

Donc :

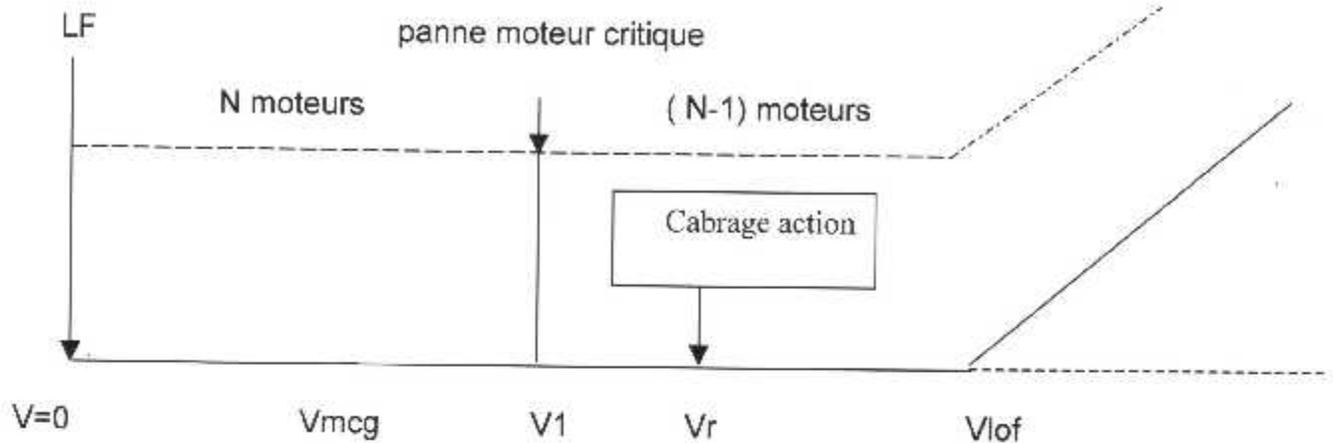
V_1	\geq	V_{mcg} .
V_1	\leq	V_{mbe} .
V_1	\leq	V_r .



II .4.5 Vitesse de cabrage Vr : (rotation speed)

C'est la vitesse à la quelle le pilote, par action sur le manche, cabre l'avion et l'amène à l'assiette pour le décollage sans caractéristiques dangereuses.

La vitesse à la quelle l'avion prendra son envol sera la V_{lof} et cette vitesse devra être supérieure aux vitesses maximales d'envol appelées V_{mu} , de plus V_r devra permettre à l'aéronef d'atteindre V_2 au passage des 35 pieds et sera supérieur à $1.05 V_{mca}$.



Le fait de cabrer, l'avion avant V_2 vitesse de sécurité au décollage, va permettre de diminuer les distances associées au décollage, mais le pilote ne doit pas la cabrer trop tôt pour que d'une part l'avion quitte le sol à une V_{lof} sûre, et que d'autre part les distances ne soient pas augmentées.

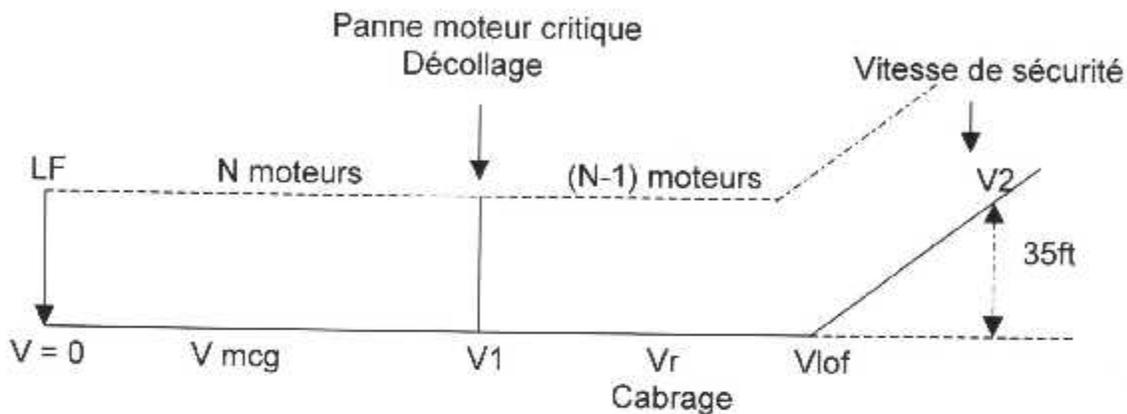
De même l'avion ne doit pas être cabré trop tard, car la vitesse au moment du décollage étant très élevée un dépassement de la vitesse choisie entraînerait une augmentation excessive de la distance de décollage qui risquerait à lors de dépasser la longueur de la piste.

Donc

- $V_r \geq V_1 \implies V_r \geq 1,05 V_{mca}$.
- V_r doit entraîner une vitesse V_{lof} .
Tel que :
 - $V_{lof} \geq 1,05 V_{mu}$ (1 moteur panne)
 - $V_{lof} \geq 1,10 V_{mu}$ (tous moteur en marche)
- V_r doit entraîner une vitesse V_2
Tel que :
 - $V_2 \geq V_2 \text{ mini}$.

II .4.6. Vitesse de sécurité au décollage V2 :

C'est la vitesse de montée initiale, à la quelle le décollage est assuré, elle doit être atteinte au passage des 35 ft, et maintenue au moins jusqu'a 400ft de hauteur pour le respect des performances que nous verrons par la suite.

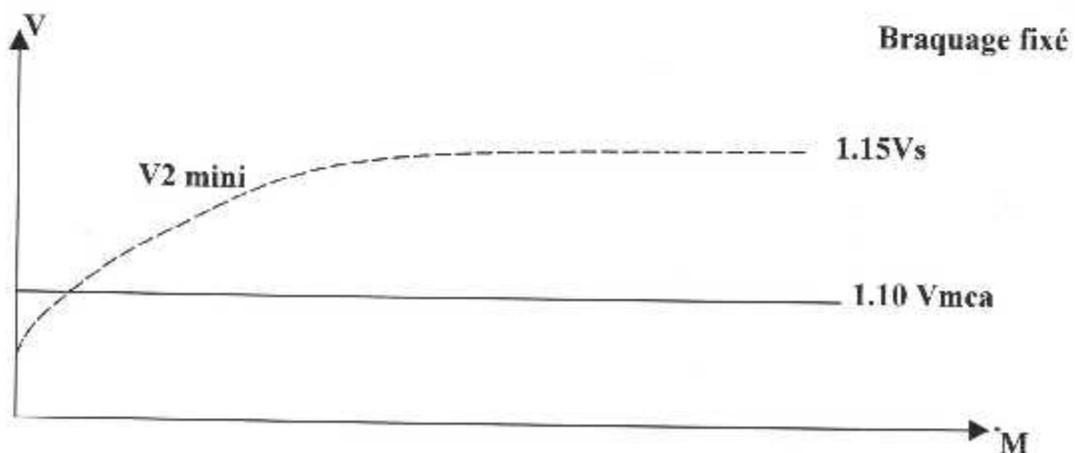


(GRAPHE A.III)

Détermination de V2 :

- V2 doit rester supérieure à V2mini et doit présenter une marge de sécurité par rapport à Vs et à Vmca telle que

V2 ≥ V2 mini :	
Avec V2mini =sup	$\left\{ \begin{array}{l} 1,15 Vs. \\ 1.10 V mca. \end{array} \right.$
Quadri turbo Propulseur.	



Détermination de V2.

Influence de V_2 :

V_2 mini est la valeur minimale de v_2 que dans certains cas en pratique, on peut être amené à choisir ou à subir une valeur plus élevée.

Choisir V_2 :

Dans notre cas ou V_2 mini ($1.15 v_s$) est assez loine de la vitesse de meilleure pente au décollage (1.25 ou $1.30 V_s$) , pour augmenter la pente, l'exploitant peut être amené à choisir V_2 supérieure à V_2 mini cette disposition nous permet d'augmenter la masse au décollage .

Subir V_2 :

Compte tenu du choix de V_r . La vitesse au passage des 35 ft peut être automatiquement avec l'accélération de l'avion, supérieure au minimum égal à $1.15 V_s$, qui compte tenu du V_r (pour avoir une V_{LOF} suffisante) auront au passage des 35 ft une vitesse égale à 1.20 ou $1.25 V_s$.

II .5 Les distances associées au décollage :

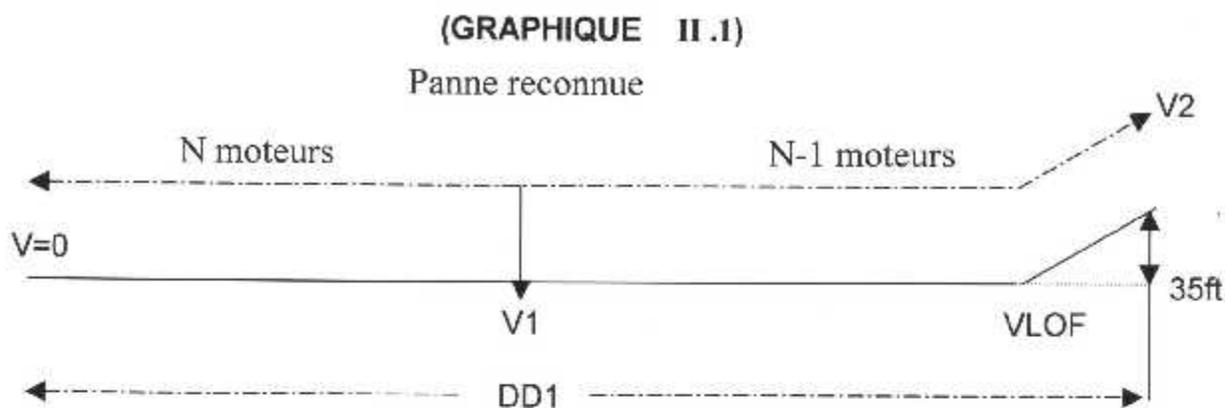
On définit trois distances associées au décollage :

II .5.1 Distance de décollage (DD):

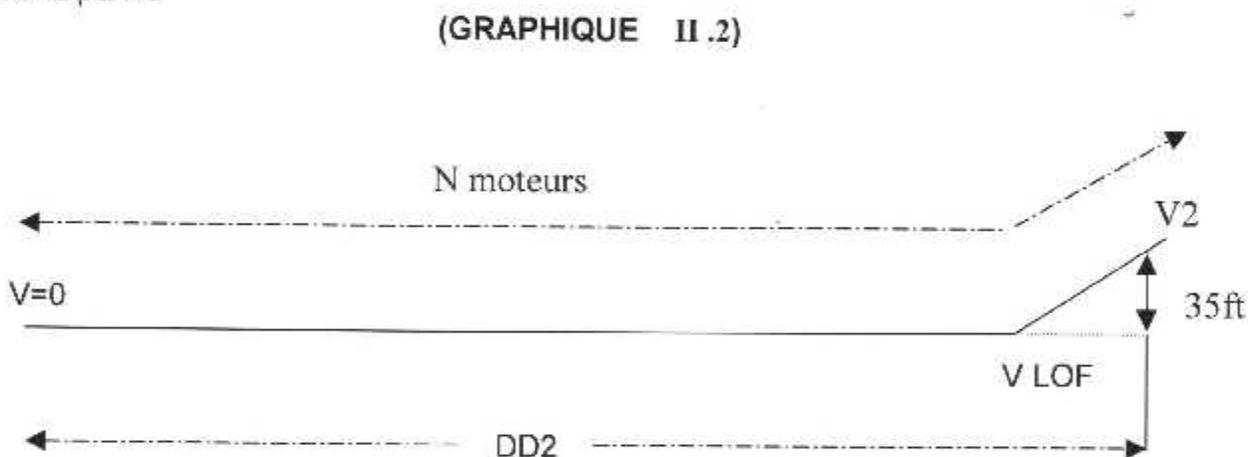
la distance de décollage est la plus grande des deux distances suivantes:

- Distance horizontale le long de la trajectoire de décollage depuis le lâcher des freins jusqu'au point ou l'avion atteint une hauteur de 35ft au dessus de la surface de décollage avec panne de moteur critique reconnue à V_1 .
- Distance égale à 1.15 fois la distance horizontale le long de la trajectoire de décollage avec tous les moteurs en fonctionnement depuis le départ jusqu'au point de franchissement des 35 ft.

- Avec panne à V1 :



- Sans panne



La DD retenue = la plus grande des deux distances

$DD1.$

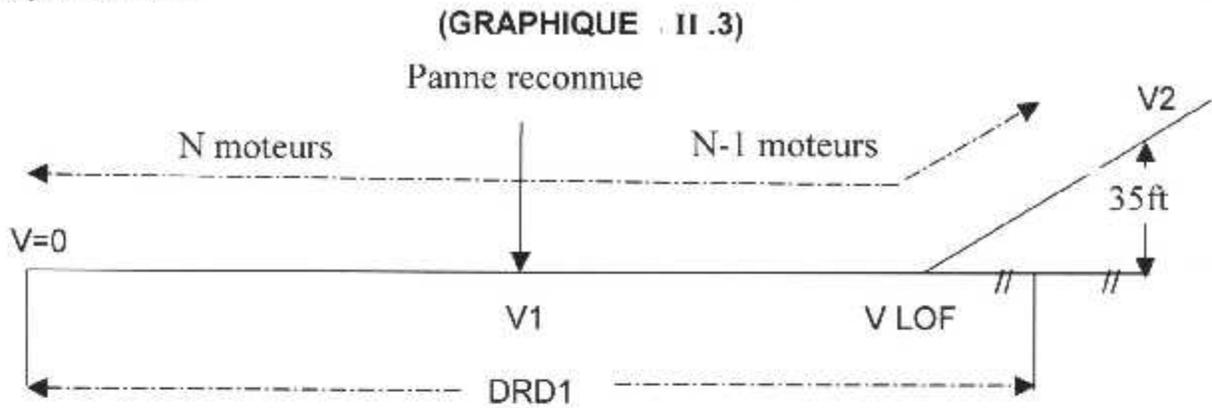
$1,15 DD2.$

II .5.2. Distance de roulement au décollage DRD :

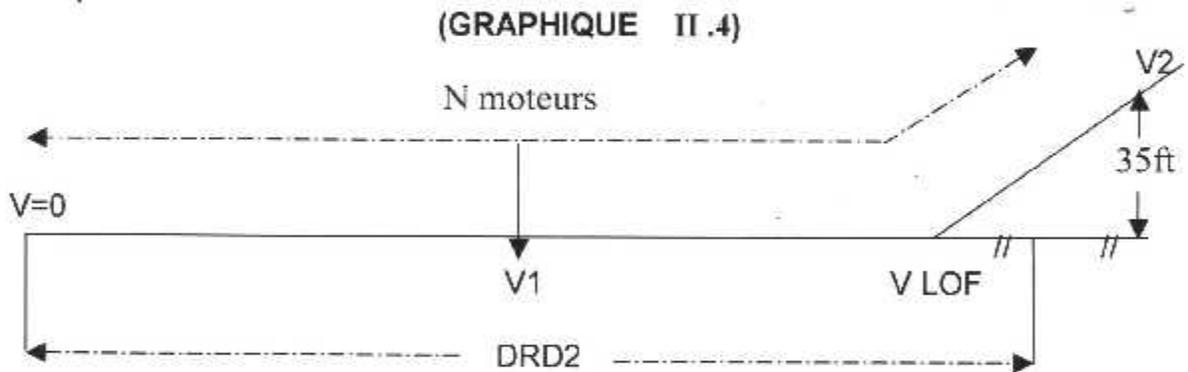
La distance de roulement au décollage est la plus grande des deux distances suivantes :

- distance horizontale le long de la trajectoire de décollage, depuis le lâcher des freins, et le point équidistant du point où la vitesse $Vlof$ est atteinte et de celui où l'avion franchit une hauteur de $35 ft$ avec panne moteur critique à $V1$.
- $1,15$ fois de cette même distance dans le cas où tous les moteurs fonctionnent.

Avec panne à V1:



- Sans panne :



La DRD retenue = la plus grande des deux distances

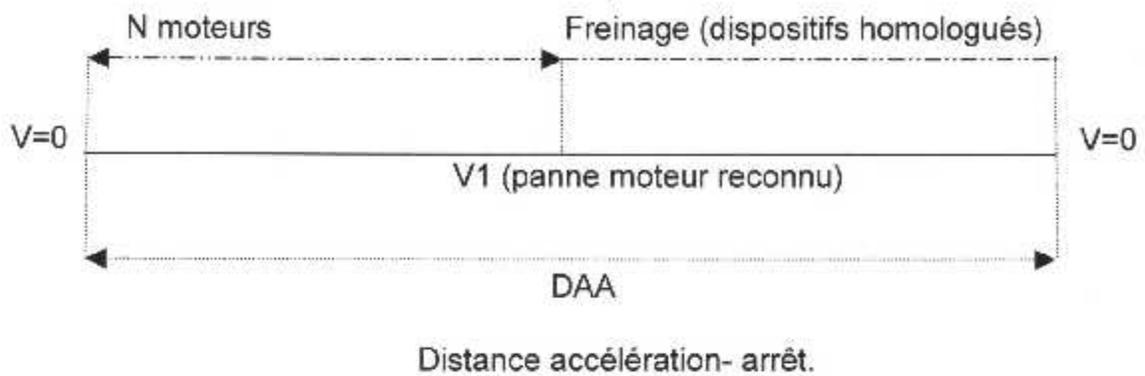
{	DRD1
	1,15 DRD2

II .5.3 Distance accélération arrêt (DAA):

La distance accélération arrêt est la somme des deux distances suivantes:

- Distance nécessaire pour accélérer l'avion de 0 à V1.
- Distance nécessaire pour immobiliser l'avion à partir de V1 , c'est la distance parcourue entre le moment ou la panne moteur est reconnue et le début des manœuvres de freinage + distance de freinage proprement dite .

(GRAPHIQUE II.5)



II .5.4 Variation des distances en fonction de V_1 :

Le tableau ci-dessous montre la variation des distances en fonction de V_1 .

	Distance de décollage DD	Roulement au décollage DRD	Acceleration-arrêt DAA
$V_1 \nearrow$	↘	↘	↗
$V_1 \searrow$	↗	↗	↘

II .5.5 Autres définitions importantes :

II .5.5.1 Distance équilibrée :

Pour un avion donné, il existe une valeur de la vitesse de décision V_1 telle que la distance d'accélération arrêt et la distance de décollage (avec $(N-1)$ moteurs) soient égales, cette distance est appelée distance équilibrée et la vitesse V_1 associée est appelée vitesse classique ou basique.

II .5.5.2 Distance classique:

C'est la plus grande valeur entre la distance équilibrée et la distance du décollage avec tous les moteurs en fonctionnement.

$D \text{ classique} = \text{SUP} \left\{ \begin{array}{l} D \text{ équilibrée : (DAA = DD1).} \\ DD2 = 1,15 D \text{ réelle.} \end{array} \right.$

II.6 Pentés réglementaires exigées au décollage :

On va voir dans cette partie les différentes exigences réglementaires au décollage, elle sont exprimées en pente-air ($p = (tu/mg - 1/f) \times 100$) avec le moteur critique en panne à V_{ef} (vitesse effective de la panne).

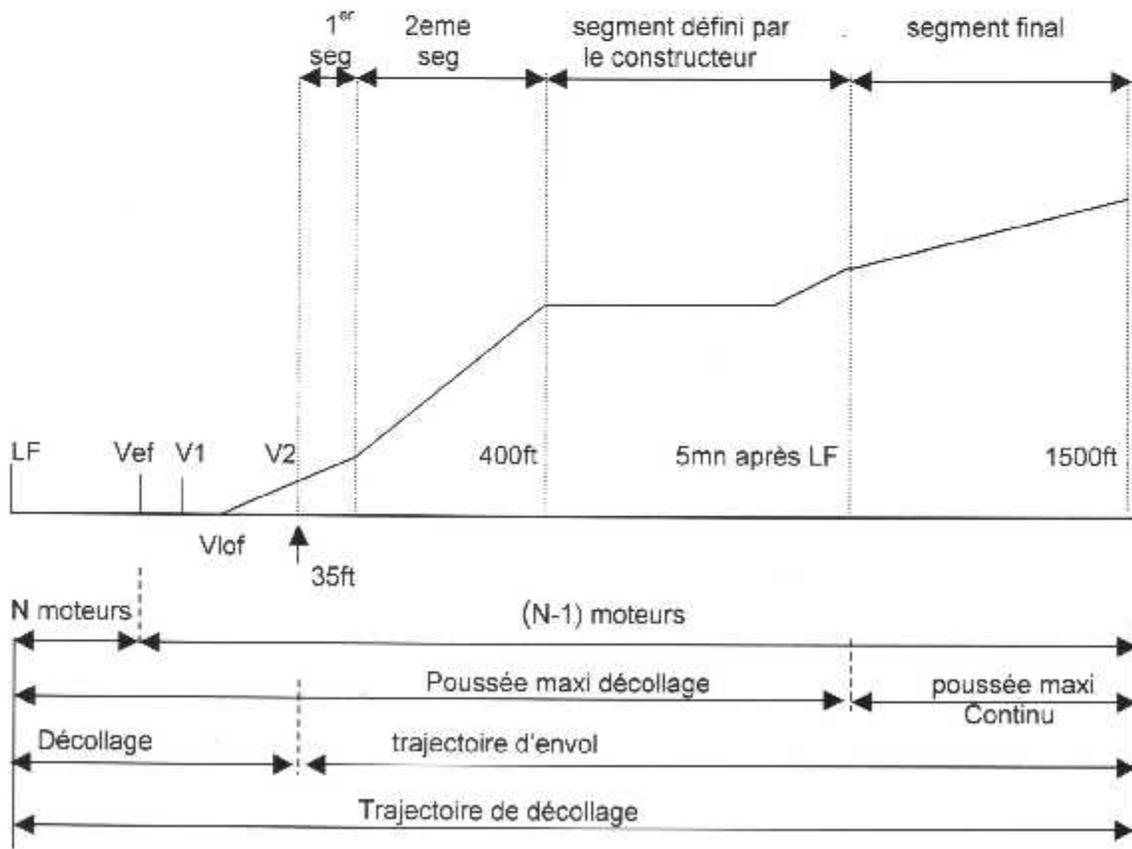
II .6.1 Définition de la trajectoire réglementaire de décollage :

Le décollage commence du lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint 35ft de hauteur brute (V_2).

La trajectoire d'envol commence de v_2 jusqu'au point où l'avion atteint 1500 ft de hauteur brute.

Donc :

La trajectoire de décollage commence de lâcher des freins jusqu'au point où l'avion atteint 1500 ft de hauteur brute avec un moteur en panne à V_{ef} .



Dans chacun des segments ci dessus, la configuration de l'avion est la suivante :

- 1^{er} segment :

- trains sortis.
- Hypersustentateurs décollage.
- (N-1) moteurs décollage.
- V2 sur trajectoire.

2ème segment :

- trains rentrés.
- Hypersustentateurs décollage.
- (N-1) moteurs décollage.
- V2 sur trajectoire.

Ce deuxième segment se poursuivra au moins jusqu'au 400ft au dessus du terrain de décollage, aucun changement de configuration ne devra être fait avant 400ft, dans la détermination de la trajectoire.

Segment défini par le constructeur :

Les constructeurs peuvent envisager un certain nombre de segments après (accélération, rentrée des volets, accélération).

Segment final :

Le dernier segment est le « Final take off » et il correspond à la configuration montée avec (N-1) moteurs maximum continu.

Ce segment s'achèvera à 1500 pieds au dessus du terrain.

- **Remarque :**

Si à 1500 pieds au dessus du terrain le temps de puissance au poussée de décollage (5mn) n'est pas achevé, il n'y a pas de segment final pour l'avion considéré.

Le tableau suivant résume toutes les configurations de l'avion, des segments précédents :

segment	Configuration				Altitude	observation
	Train	Volets/bec	vitesse	Poussée		
Vlof	Sorti	Décollage	Vlof	Max décollage		
1 ^{er} seg	Sorti	Décollage	V2	Max décollage	35ft---fin rentré train	
2eme seg	Rentré	Décollage	V2	Max décollage	Fin rentré train 400 ft	
Seg définit Par le Constructeur	Phase d'accélération pour la rentrée des volets et becs, défini par le constructeur, variable selon la machine					
Segment final	Rentré	Rentré	Vom >= 1.23 vs	Max Continue	1500 ft	Vom vitesse optimale montée

II .6.2 Les pentes réglementaires exigées :

- avant tout on doit savoir que la pente de la trajectoire nette sera celle de la trajectoire brute (trajectoire réelle de l'avion d'essais) diminuée de 1% pour les quadrimoteurs.

Cette pénalisation peut être transformée en diminution de l'accélération dans les segments ou l'avion est accéléré en vol.

D'une manière générale :

$$\text{Pente nette} = \text{pente brute} - \text{pente de pénalisation.}$$

Afin d'assurer un niveau minimal de sécurité, la réglementation exige des performances ascensionnelles minimales le long de la trajectoire en vol après le décollage.

Ces performances ascensionnelles sont exigées sous forme de pentes brutes par rapport à l'air (avec le moteur critique en panne).

II .6.2.1 Entre Vlof et la fin du 1^{er} segment :

A Vlof (pente brute air et sans effet de sol).

$$P\% = 0.5\% \text{ pour les quadrimoteurs.}$$

II .6.2.2 2^{ème} segment:

La condition de pente 2^{ème} segment est la condition limitative.

A l'origine de 2eme segment et pour la masse de l'avion en ce point, la pente doit être (pentes brutes air).

3% pour les quadrimoteurs.

II .6.2.3 Segment défini par le constructeur et le segment final :

De même la pente doit être à la fin de segment (pentes brutes air).

1.7% pour les quadrimoteurs.

En pratique, cette condition est rarement limitative, elle peut éventuellement intervenir sur un terrain en altitude et à une température élevée.

Le tableau suivant résume toutes les pentes exigées par la réglementation pour des différents segments.

segment	QUADRIMOTEURS
Vlof	0.5%
1 ^{er} segment	Aucune
2eme segment	3%
Segment défini par le constructeur	1.7%
Segment final	1.7%

Remarque

La condition la plus limitative est la condition de pente exigée dans le 2^{ème} segment. Cette condition est à réaliser quelle que soit la masse, l'altitude pression et la température, il s'ensuit qu'en fonction de Z_p et de la température, la masse de l'avion se trouvera limitée.

Partie II :

**Etude et calcul des limitations décollage
en exploitation de l'avion L382G**

Chapitre III :

Description de l'appareil

III .1 INTRODUCTION :

Notre projet apporté sur le calcul des limitations au décollage pour l'avion L382G, a cet effet on a jugé important de lui faire une brève description dont les Principaux points sont les suivants :

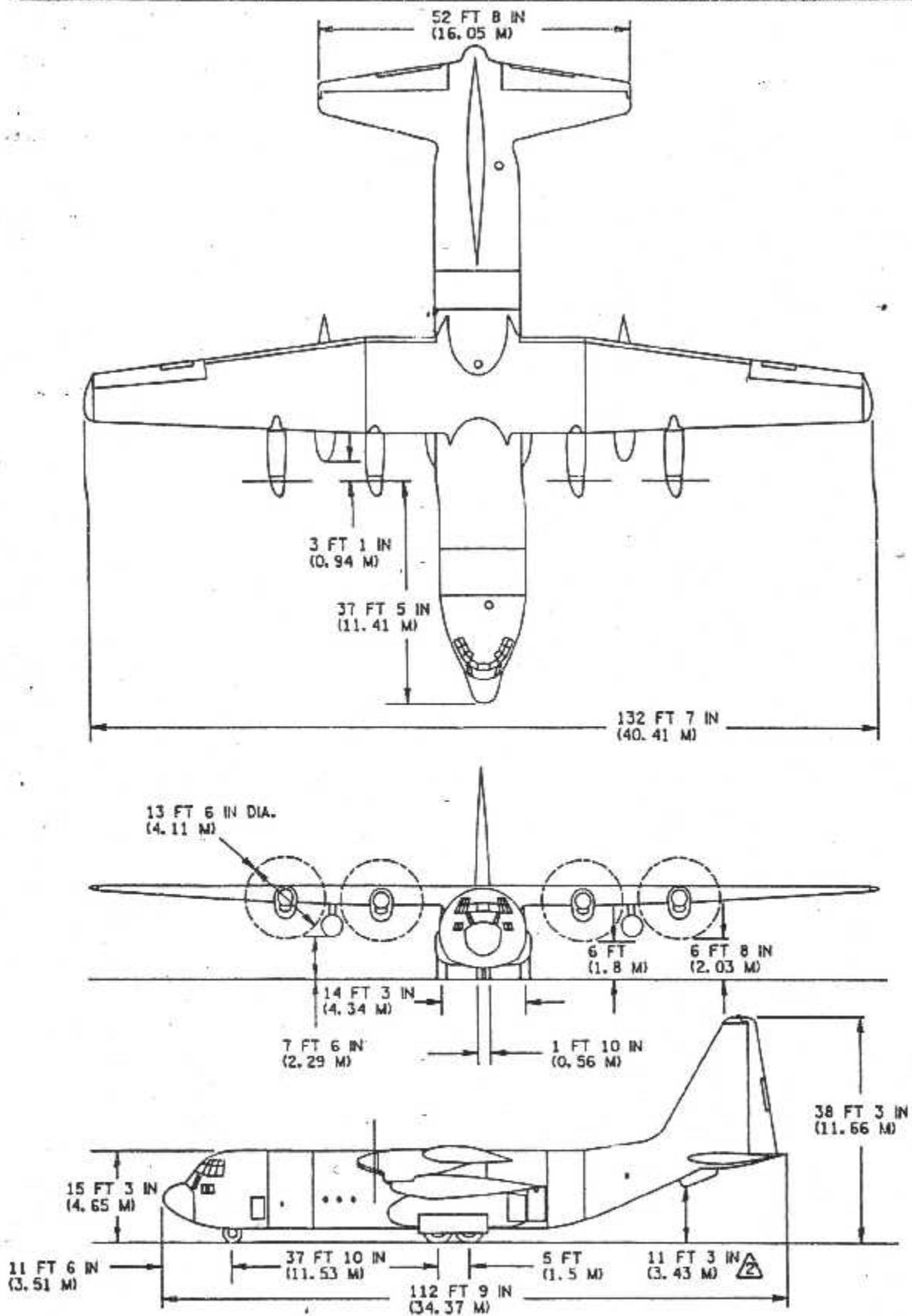
- Dimensions.
- Caractéristiques techniques et performances.

III .2 Dimensions :

Les différentes dimensions de notre appareil sont les suivantes :

Envergure : 40.41m.
Longueur : 34.37m.
Hauteur : 11.66m.
Empattement : 11.53m.

Le schéma ci-après montre toutes ces dimensions ainsi que d'autres qui n'ont pas été citées.



Airplane Dimensions - Model 382G

III .3 Caractéristiques techniques et performances :Masses structurales (kg) :

MMSR	70669,7
MMSD	70306,8
MMSA	61235
MMSC	56699

TYPE :

Transport de fret.

Moteur :

4 ALLISSON T56-A-15 Turboprop.

Rayon d'action :

5000 NM (vide).

2300 NM (c/o max).

Performances :**Montée :**

Taux (ft/mn) :1600.

Vitesse (kT) : 210.

Consommation (kg/h) : 4905,9.

Croisière : regime HSC(HIGH SPEED CRUISE).

Vitesse (kT) : 350.

Consommation (kg/h) : 3679,4.

Descente :

Taux (ft/mn) : 1500.

Vitesse (kT) : 300.

Consommation (kg/h) : 2452,9.

Altitudes :

Altitude de croisière : 22000ft.

Altitude maximale : 25000ft.

Chapitre IV:

Limitations de décollage pour l'avion L382G

INTRODUCTION:

Les limitations que nous avons défini précédemment sont de caractère général. Elles s'appliquent à tout type d'appareil.

A présent, nous allons nous atteler à définir les limitations spécifiques à l'appareil de type HERCUL L382G, objet de la présente étude.

IV.1 Détermination de la masse maxi au décollage :

L'objectif de calcul de la masse maxi au décollage est de connaître la charge marchande, qui est la limitation utile.

La limitation utile au décollage est présentée comme la plus faible des trois valeurs suivantes :

- Masse maximale atterrissage + délestage (d).
- Masse maximale sans carburant + quantité de carburant à embarquer (Qlf).
- Masse maximale au décollage.

$$L/U = \inf \left\{ \text{MMSD}, \text{MMSA} + d, \text{MMSC} + \text{Qlf} \right\}$$

D'où la masse que nous pourrons embarquer, c'est à dire la charge offerte est :

$$\text{Charge offerte} = \text{limitation utile} - \text{Masse en opération.}$$

$$\text{Masse en opération} = \text{Masse de base} + \text{carburant au décollage.}$$

Remarque :

On ne peut pas retenir la limitation utile et la charge offerte que nous venons de calculer qu'après avoir vérifier d'autres limitations que nous verrons par la suite.

IV.2 paramètres opérationnels influents sur MMD :

Nous savons qu'un paramètre opérationnel est un paramètre qui a une influence sur les performances de l'avion.

Les performances exigées par la réglementation que nous venons de voir, peuvent être influencées par les paramètres météorologiques, infrastructures et les choix faits par l'opérateur.

IV.2.1 Paramètres opérationnels du groupe météorologique :

IV.2.1.1 Le vent :

Dans le cas d'un vent de face (debout), la vitesse propre de l'avion augmente, et décollera plus tôt que dans le cas d'un vent nul, donc les distances de décollage diminuent.

Un vent arrière aura un effet inverse lors de la détermination des performances au décollage pour tenir compte des irrégularités dans l'écoulement de vent, on prend en compte :

{ 50% de l'effet, pour un vent debout.
150% de l'effet, pour un vent arrière.

En générale des limitations en vent arrière et latéral et même debout, existent pour chaque avion.

Elle est en générale de 10kt à 20kt pour le vent arrière et de l'ordre 20kt à 40kt pour le vent de face pour l'avion L382G.

IV.2.1.2 La température :

Si la température augmente, la densité de l'air ρ diminue, alors : $Rz = \frac{1}{2} \rho V^2$
SCz diminue, donc le décollage diminuera puisque la poussée des moteurs diminue (0.5% par 1° environ), alors les distances de décollage augmentent et les pentes diminuent.

IV.2.2 Prélèvement d'air :

Le prélèvement d'air induit une diminution de la poussée moteurs dans des pentes et de l'accélération.

La diminution de cette dernière provoque l'augmentation des distances de décollage.

IV.2.3 paramètres opérationnels de groupe infrastructure :

IV.2.3.1 Pente de piste :

La pente de la piste a une influence très sensible sur les performances de décollage (distance et vitesse associée au décollage) et dans l'établissement de ses performances il est tenu compte d'une pente moyenne de la piste.

En exploitation on trouve les pentes des pistes varient entre -2% et $+2\%$.

- **Remarque :**

Dans le cas d'un dos d'âne on prend la pente positive pour la détermination de la distance de décollage et la négative pour celle de distance accélération-arrêt.

IV.2.3.2 Altitude pression :

L'augmentation de l'Altitude pression entraîne une diminution de la masse volumique de l'air (P), d'où dégradation de la poussée moteurs, et augmentation des vitesses de décollage, ce qui conduit à :

- L'augmentation des distances.
- Diminution des pentes.

IV.2.4 Paramètres opérationnels de groupe exploitation :

Ce sont les paramètres sur les quelles on peut agir en modifiant leurs valeurs.

IV.2.4.1 Choix de vitesse - critique V_1 :

Le point critique ou la panne moteur est supposée être reconnue et matérialisé par la vitesse V_1 atteinte en ce point.

Comme on la vu au chapitre III , lors de l'étude de l'influence de V_1 sur les distances associées au décollage, que l'augmentation de v_1 entraîne:

- Diminution de la distance de roulement au décollage DRD :
en effet le temps pendant lequel l'avion dispose de tous ses moteurs pour accélérer est plus grand, donc il atteint plus rapidement V_r et sur une distance plus faible.
- Une diminution de la distance de décollage DD :
par le fait même que la distance de roulement au décollage est diminuée.
- La distance entre 0 et V_1 a augmenté, ainsi que la distance de freinage.

IV.2.4.2 Vitesse de sécurité au décollage V_2 : (ou $K = V_2/V_S$) :

Si K augmente on se rapproche de la vitesse de meilleure pente, donc la pente augmente et il est possible d'augmenter la masse de décollage. Par contre l'augmentation de V_2 entraîne un accroissement des distances.

Au fur et à mesure que l'on augmente K on est obligé de réduire la masse maximale condition piste pour que la distance de décollage reste toujours égal à la bande de décollage.

Par contre, en ce qui concerne la condition pente 2eme segment au fur et à mesure que l'on augmente K , on peut augmenter la masse maximale condition pente en respectant toujours la pente 2eme segment = 3% (s'il s'agit d'un quadrimoteurs).

IV.2.4 Pylon tanks :

On a un paramètre choisi, qui est pylon tanks (réservoirs externes) qui peuvent avoir deux cas ou bien remplis ou vides, car il influe sur les limitations à calculer. Lorsqu'on a les pylon tanks remplis (on), on aura une pénalisation sur la masse au décollage. si pylon tanks vides ce paramètre n'intervient pas.

IV.3 Les différentes limitations intervenants dans le calcul de MMD pour L382G :

Il existe trois limitations pour l'avion L382G, qui sont :

- Limitation piste.
- Limitation climb (2ème segment).
- Limitation obstacles.

IV.3.1 La limitation piste :

Si un avion avec une masse donnée ne peut pas décoller sur toute la longueur d'une piste, nous serons obligés de diminuer cette masse, pour que le décollage se fait dans la limite de la piste. donc on a une limitation piste.

Pour une piste on doit définir les prolongements suivants :

IV.3.1.1 Prolongement d'arrêt : (stop way) :

Il doit avoir une largeur au moins égale à celle de la piste, s'étendre de part et d'autre du prolongement de l'axe de la piste et être centré sur cet axe.

Il est utilisé dans le cas d'interruption du décollage pour arrêter l'avion.

IV.3.1.2 Prolongement dégagé : (clear way)

Il doit être centré sur le prolongement de l'axe de la piste, sa largeur doit être au moins égale à 150 mètres.

Il est défini par le plan allant de l'extrémité de la piste, au dessus duquel ne fait saillie aucune partie du terrain ni aucun objet autre que des feux d'aérodrome légers. Ce plan ne doit pas avoir une pente ascendant supérieure à 1.25%.

IV.3.1.3 Définition des longueurs de piste déclarées :

On définit les longueurs suivantes pour chaque direction d'une piste.

IV.3.1.3.1 Longueur de piste utilisable pour le roulement au décollage : (TORA Take-off Run Available) :

C'est la longueur maximale de la piste qu'un avion peut utiliser pour son roulement au décollage.

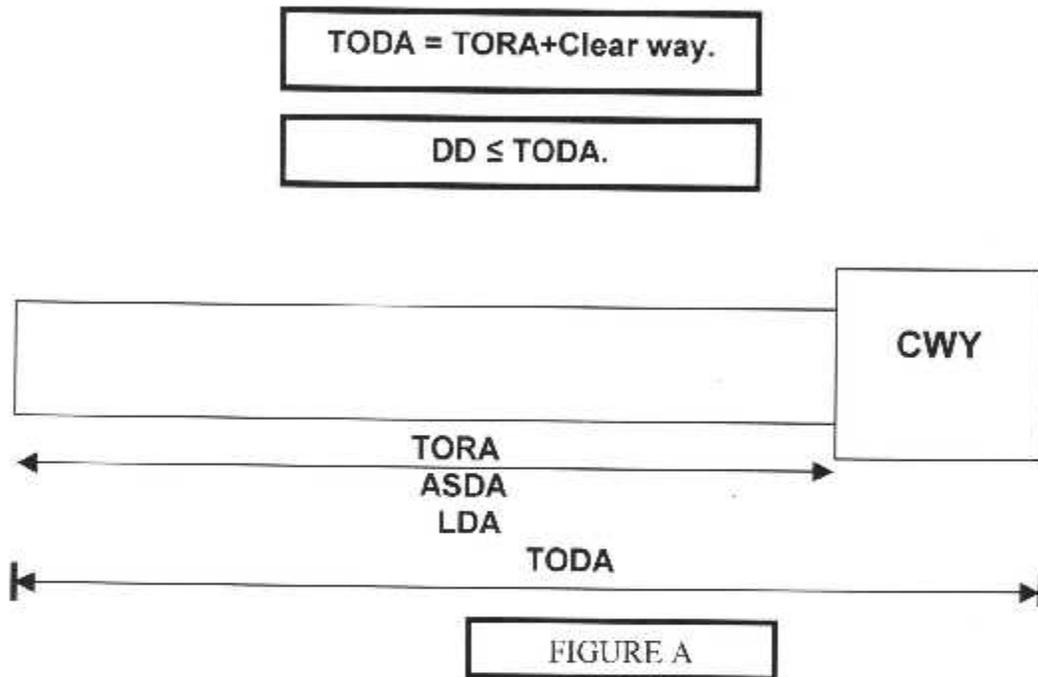
Dans tous les cas, nous serons limités par :

DRD ≤ TORA.

IV.3.1.3.2 Longueur de piste utilisable pour le décollage : (TODA take off distance Available) : (figure.A).

Elle est égale à la longueur de la piste, plus le prolongement dégagé d'obstacles (PAO ou Clear way).

Nous devons avoir :



IV.3.1.3.3 Longueur de piste utilisable pour l'accélération-arrêt : (ASDA Accelerate stop distance Available). (Figure B).

Egale à la longueur de la piste augmentée du prolongement d'arrêt (PA ou Stop way).

$$\text{ASDA} = \text{TORA} + \text{Stop way.}$$

$$\text{DAA} \leq \text{ASDA.}$$

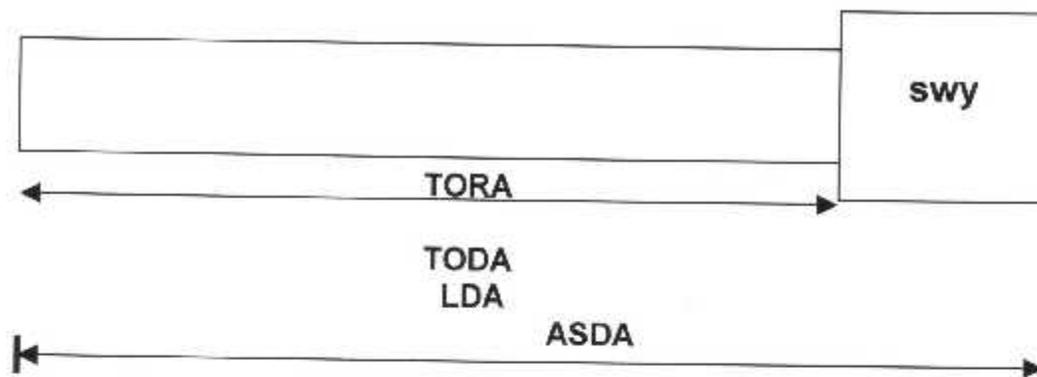


FIGURE B

IV .3.1.3.4 Longueur de piste utilisable à l'atterrissage : (LDA : landing distance Available). (Figure c).

C'est la longueur de la piste utilisable pour l'atterrissage.

Si le seuil de la piste est décalé, il sera diminué de la LDA

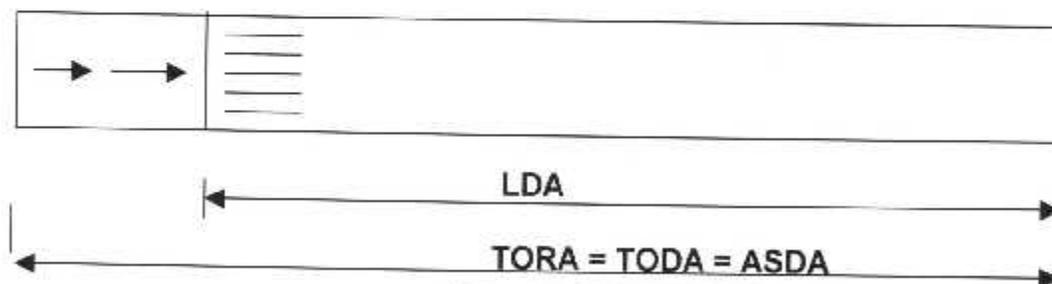


FIGURE C

Remarque :

Si dans une piste on ne trouve ni prolongement d'arrêt, ni prolongement dégagé, le seuil étant lui même situé à l'extrémité de la piste, les quatre longueurs doivent avoir normalement la même longueur que la piste. (Figure D).

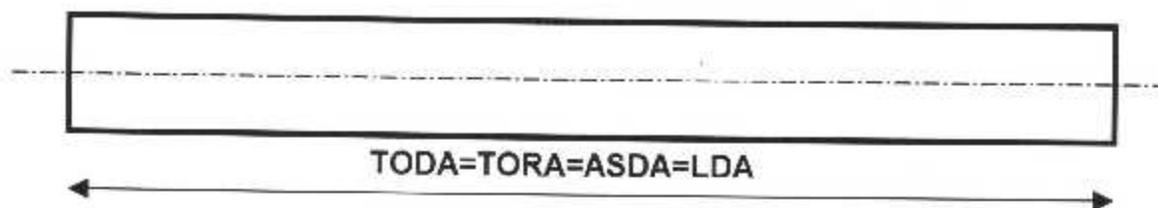


FIGURE D

La figure E représente une piste comportant toutes les caractéristiques que nous venons de voir.

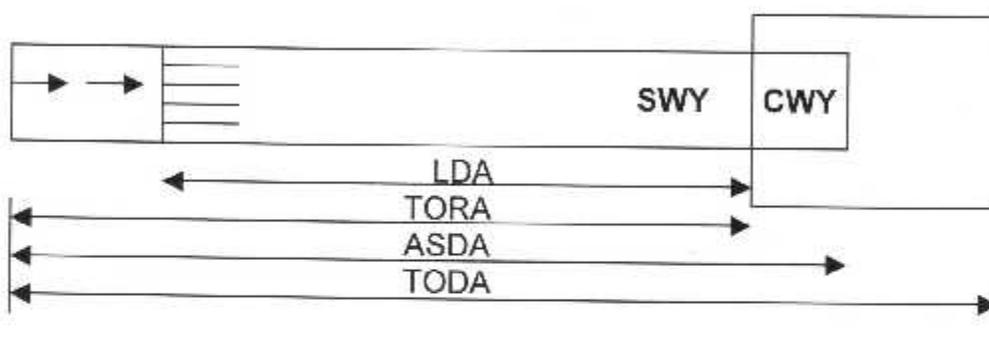


FIGURE E

Les paramètres de calcul pour cette limitation sont : la température, l'altitude_ pression, le vent, la pente de piste, pylon tanks, ainsi que les distances déclarées pour la piste.

De même, les conditions ci-dessous doivent être vérifiées

$$\begin{aligned} V1 &\geq V_{mcg}. \\ V1 &\leq V_{mbe}. \\ V1 &\leq V_r. \end{aligned}$$

IV.3.2 limitation climb (2ème segment) :

Les pentes minimales du second segment doivent être respectée, car ce segment est généralement le plus pénalisent en masse, pour cette limitation lorsque le système de dégivrage est activé, on utilise la température effective, au lieu de la température ambiante. Les paramètres intervenants sont : la température et l'altitude-pression.

IV.3.3 Limitation obstacles :

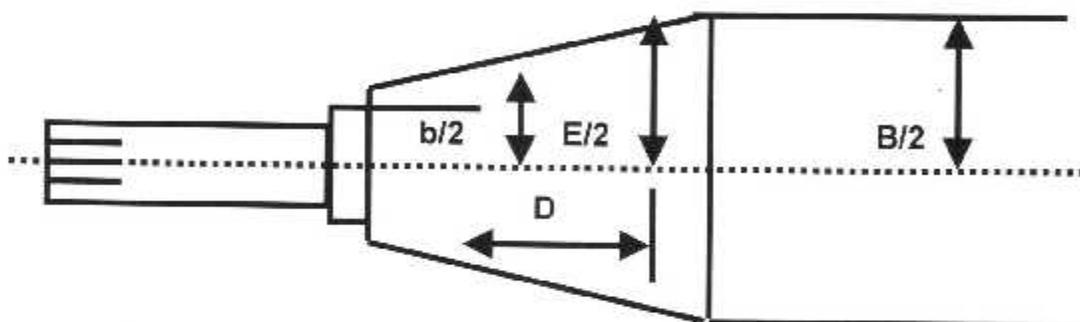
Pour notre cas, au lieu d'utiliser sur les graphes associés dans le manuel d'exploitation des pentes, on utilise un climb index performance qui est utilisé ultérieurement sur les graphes des limitations obstacles.

IV.3.3.1 Présence d'obstacles dans la trouée d'envol :

Après le décollage, on impose aux aéronefs de franchir les obstacles avec une marge suffisante pour tenir compte des aléas divers, compte tenu de la panne d'un moteur.

IV.3.3.2 Définition de la trouée d'envol :

C'est une surface composée d'un trapèze, s'appuyant sur l'extrémité du PDO, et d'un rectangle dont les caractéristiques sont les suivantes :



(La trouée d'envol)

- $B/2 \geq 90$ m.
- $E/2 = b/2 + \frac{D}{8}$

Demi-ouverture maximale : B/2			
Changement de cap après décollage $\leq 15^\circ$		Changement de cap après décollage $> 15^\circ$	
VMC	IMC	VMC	IMC
300 m	600m	600 m	900 N

La trajectoire nette de l'avion au décollage doit franchir tous les obstacles avec une marge verticale d'au moins 35ft.

Remarque :

Seuls les obstacles se trouvant dans la trouée d'envol sont pris en compte lors du calcul des limitations obstacle.

Les paramètres intervenants dans le calcul de limitation obstacles sont :
La température, l'altitude-pression, la masse, le vent, le pylon tanks(rempli ou vide), la hauteur et la distance d'obstacles.

Par ailleurs, la vitesse v_2 doit être maintenue dans le calcul de limitation obstacles, jusqu'au palier d'accélération, à la fin de ce palier la vitesse (V_{fs}) doit être atteinte.

Remarque :

En réalité, dans le calcul de la masse maxi au lâcher des freins, d'autres limitations doivent être calculées. Il s'agit de la :

- limitation en croisière.
- Limitation atterrissage.

IV.4 BILAN PRATIQUE DE TOUTES LES LIMITATIONS :

Le but d'établir ce bilan est la détermination de la masse maximale de décollage en tenant compte des masses maximales de structure et des limitations au décollage, en croisière et à l'atterrissage.

IV.4.1 Masse maximale de structure :

- masse maximale au lâcher des freins .
- masse maximale à l'atterrissage (MMSd).
- Masse maximale sans carburant (MMSC).
- Masse maximale au roulage (MMSR).

IV.4.2 Limitation de performance opérationnelles.

Pour respecter ces limitations réglementaires, les masses maximales autorisées au décollage et à l'atterrissage doivent être inférieures aux masses maximales de structure.

Masse au décollage :

La masse au décollage est limitée par la plus restrictive des limitations opérationnelles suivantes :

- masse maximale permettant de respecter la pente de montée réglementaire 2eme segment, déterminée à l'aide des graphiques (décollage- limitation 2eme segment) (limitation climb).
- la masse maximale permettant de respecter la pente minimale requise dans le segment final déterminée à l'aide des graphiques « décollage- limitation segment final ».
- la masse maximale déterminer en fonction des longueurs opérationnelles (Stop way, piste, clear way) à l'aide du graphique (décollage-limitation piste).
- La masse maximale dépendant de la capacité de freinage de l'avion déterminer à l'aide du graphisme (décollage- limitation freins).
- Masse maximale permettant à l'avion de respecter une trajectoire nette franchissant avec la marge requise les obstacles situés dans la trouée d'envol, à vérifier à l'aide du graphique.

Masse en croisière :

Masse maximale qui, réduite du délestage prévu assure le franchissement des obstacles en route et le respect du poids maximum atterrissage.

Masse à l'atterrissage :

La masse à l'atterrissage est limité par la plus restrictive des limitations opérationnelles suivantes :

Masse maximale déterminer à partir de la longueur de piste disponible, à calculer à l'aide du graphique (atterrissage_ limitation piste) .

Masse maximale permettant de respecter, en cas de remise des gaz, les pentes requises en configuration approche et atterrissage, à calculer à l'aide du graphique (atterrissage- limitation remise des gaz).

REMARQUE :

La limitation utile est égale à la plus restrictive des limitations que nous venons de citer ci-dessus.

La charge offerte est égale à :

$$C/O = L/U - Mop.$$

Partie III :

**Etablissement d'un outil de calcul des limitations
de decollage pour le L382G**

Chapitre V

Conception et realisation

V.1 INTRODUCTION:

Dans l'exploitation des aéronefs, un manuel de vol est fourni avec l'appareil afin de pouvoir l'utiliser pour exploiter les performances de l'appareil dont les limites d'utilisation sont bien définies et ça dans des mesures de sécurité très strictes .Ces performances sont fournies sous forme de graphes, ou bien des abaques dont la lecture se fait directement sur ces graphes en utilisant les données extérieures comme la température, le vent, l'air conditionnel, l'anti-givrage ainsi que des données piste et aérodrome TODA , TORA, ASDA, pente piste et l'élévation de l'aérodrome et aussi les données concernant les informations d'obstacles existant dans la trouée d'envol.

Donc pour faire une lecture complète de ces graphiques, il faut beaucoup de temps pour aboutir a un résultat qui peut contenir beaucoup d'erreurs. La compagnie Air Algérie possède des logiciels(software) pour le calcul des limitations au décollage pour les avions Boeing ainsi qu'Airbus, mais il n'a pas un outil de calcul pour l'avion **L382G**, pour cela notre application consiste à informatiser ce calcul manuel ainsi de profiter des possibilités offertes par les changements et les modifications apportées tel que l'élimination d'un obstacle ou changement dans les longueurs de pistes, l'objectif est le calcul du tableau des limitation.

L'établissement de ce logiciel passe par deux étapes : étape de conception et étape de réalisation.

V.2 CONCEPTION :

Avant de concevoir le logiciel Take-off analysis, il faut savoir lire et exploiter les graphiques de la partie limitations décollage du manuel d'exploitation en prenant compte de toutes les remarques inscrites . Pour comprendre la méthode de lecture des abaques on calcule manuellement les différentes limitations pour l'exemple suivant :

Exemple :

DAAG :aéroport Houari Boumedienne(Alger).

Elévation : 82ft.

Rwy :05.

Données piste :

TORA: 3500m.

TODA: 3500m.

ASDA: 3500m.

Pente: 0.1.

Données obstacles:

On a qu'un seul obstacle, dont la distance par rapport la fin de piste:4680m.

Hauteur : 13m.

Données météo :

Température : 15°c.

Vent : 10kt tailwind (arrière).

Altitude pression : 1000ft.

Données avion :

Air conditioning: on.

Anti icing: on.

Pylon tanks:off.

On désire décoller avec une masse de 140000 livres (pounds).

V.2.1 Calcul de limitations :

1. limitation piste : figure (4C-22)

la longueur de piste nécessaire pour décoller cette masse vient de la lecture du graphe (4C-22), pour les conditions précitées.

On entre avec $t=15^{\circ}\text{c}$ et verticalement, l'intersection avec une altitude pression de 1000ft, avec la valeur trouvée ; on lit horizontalement sur le graphe de la pente (0.1uphill), ensuite on lit sur le graphe du vent (10kt tailwind), après on lit directement une longueur de 6200ft, car on a pylontanks (off). Cette longueur est inférieure à celle de la piste 05, donc on n'a pas une limitation piste.

Remarque :

Si l'altitude-pression de l'aérodrome $>4000\text{ft}$, une correction doit être apportée à la distance lue, cette correction est fonction de l'altitude pression, on trouve cette correction dans le graphe (4C-34).

2. limitation 2^{ème} segment : figure (4C-35)

Avant la lecture du graphe concernant cette limitation, il faut vérifier si le système d'anti givrage est mis en marche, si c'est le cas, on utilise la température effective au lieu de la température ambiante. On peut déterminer la température effective correspond à 15°c du graphe (4C-5) et qui égale 23.5°c .

Donc on lit une masse de 160000 livres, cette masse est supérieure à 140000, donc on n'a pas une limitation 2^{ème} segment.

3. limitation obstacles :

Dans le calcul de la limitation obstacles, seuls les obstacles qui se trouvent dans la trouée d'envol qui vont être pris en considération.

Les figures du (4C48) jusqu'au (4C52) nous permettent de faire ce calcul ; dont on a trois portions, la première commence de 35ft jusqu'à une hauteur entre 400ft et 1500ft, cette hauteur représente l'altitude pour laquelle la deuxième portion commence (portion d'accélération pour atteindre la vitesse de segment final). Dans le cas où on a une limitation obstacles, une HSD minimale est obligatoire.

La deuxième portion est celle de la distance de palier d'accélération, c'est une distance qui permet d'atteindre la vitesse V_{fs} . la troisième est celle de segment final avec le régime maxi continu.

Pour notre exemple, on utilise le graphe de la figure (4C-48) qui détermine un climb performance index de 141.5. Pour une hauteur de palier d'accélération désirée 500ft,

avec cette valeur on lit sur la figure (4C-49) une distance de 450ft. On la compare avec la distance réelle de l'obstacle qui est égale à 15600ft, si la distance obtenue > distance réelle, on a une limitation obstacle, donc il faut réduire la masse dans le cas contraire il n'y a pas une limitation obstacle.

4. Calcul des vitesses associées au décollage :

Calcul de V_1 : figure (4C-37)

On entre avec 15°cet 1000ft, on lit une masse de référence de 133000 livres, verticalement on lit sur le graphe de la masse 140000, en suite horizontalement, on poursuit la lecture pour la pente et le vent, on obtient une $V_1=108kt$. si la masse au décollage est inférieure ou égale la masse de référence $V_1=V_{1min}$.

La vitesse V_1 trouvée doit vérifier les conditions suivantes :

$$V_1 \geq V_{1min}$$

$$V_1 \leq V_r$$

$$V_{1min} \geq V_{mcg}$$

$$V_1 \leq V_{be}$$

Calcul de V_{1min} : figure (4C-39)

On lit une valeur de $V_{1min} = 103.5kt$

Calcul de V_{mcg} : figure (4C-45)

$V_{mcg} = 98kt$.

Calcul de V_r : figure (4C-41)

On lit une valeur de $V_r = 114.5kt$. si la masse de décollage est inférieure à la masse de référence pour notre cas 128000 livres $V_r = 110kt$.

Calcul de V_{be} : figure (4C-42) :

On lit une vitesse limitée par l'énergie des freins $V_{be} = 127kt$.

Donc après avoir vérifiée la condition précédente $V_1=108kt$.

Calcul de V_2 (n moteurs) : figure (4C-43)

On trouve V_2 (n moteurs) = 125.5kt.

Si la masse est égale à la masse de référence (126000 livres)

V_2 (n moteurs) = 120kt. Si elle est inférieure, on fait une interpolation entre les trois fonctions.

Calcul de V_2 (n-1 moteurs) : figure (4C-44)

On trouve $V_2 = 124.5kt$. Si la masse de décollage est inférieure à la masse de référence (126500 livres) $V_2 = 118.5$.

La vitesse de sécurité doit être la plus grande entre V_2 (n moteurs) et V_2 (n-1 moteurs) donc $V_2 = 125.5kt$.

V.2.2 Le concept de réalisation :

Chaque graphe en réalité est la représentation d'une fonction bien déterminée dans des bornes bien définies donc pour pouvoir utiliser ces graphiques en informatique, la première partie c'est connaître les fonction des ABAQUES, pour cela on utilise un outil informatique, qui est le logiciel EXCEL de la maison Microsoft, donc pour un graphe donné on fait extraire les points significatifs (Abscisses, ordonnées) et l'EXCEL nous donne la fonction appropriée.

Après avoir connaître toutes les fonctions, on les stocke dans une base de données pour les utilisés ultérieurement.

V.2.3 Bases de données :

La base des données Take-off analysis de **L382G** se compose de 46 tables dont 4 tables sont différentes et les restes se ressemblent dans les champs et qui concernent les données des fonctions

- Table « aéroport » : dont on trouve les données concernant les aéroports.

Nom du champ	Type	Taille	Remarque
Code OACI	Alphanumérique	4	Indicatif international
Nom	Alphanumérique	30	
Élévation	Numérique	5	

- Table : « Pistes » : dont on a les données concernant les piste d'un aéroport choisis

Nom du champ	Type de champ	Taille	Remarque
Code OACI	Alphanumérique	4	
RWY ID.	Alphanumérique	4	Position et QFU
TORA	numérique	5	
TODA	numérique	5	
ASDA	numérique	5	
SWY	numérique	5	Prolongement d'arrêt
CWY	numérique	5	Prolongement dégagé
Pente	numérique	3	Pente piste

- Table : « Obstacle » données concernant les obstacles pris en compte trouvant dans la trouée d'envol d'une piste choisie.

Nom du champ	Type de champ	Taille	Remarque
Code OACI	Alphanumérique	4	
RWY ID.	Alphanumérique	7	
NBR			Numéro d'obstacle
Distance	Numérique	6	Distance de l'obstacle par rapport Au BR ou fin de piste
Hauteur	Numérique	6	
Offset	Numérique	3	Position d'obstacle par rapport a l'axe de piste

Pour les tables des fonctions puisque elles se ressemblent on donne une table a titre d'exemple

Exemple : table piste-vent

Nom du champ	Type du champ	Taille	Remarque
Air conditioning	Alphanumérique	2	Indique si l'air conditioning est active ON/Activé OFF (non Activé).
Vent	Alphanumérique	1	Indique la position du vent . T : Tailwind H : Headwind
Réf.	numérique	3	La valeur de la fonction lorsqu'on est dans la référence de calcul.
X1	numérique	5	Borne inférieur
X2	numérique	5	Borne supérieur
A	numérique	8	Premier facteur de la fonction
B	numérique	8	Deuxième facteur de la fonction
C	numérique	8	Troisième facteur de la fonction
D	numérique	8	Le dernier facteur de la fonction

V.2.4 Gestion de la base de données :

La gestion de la base des données de l'application, on utilise un composant « table » et un composant « Data Set » pour visualiser et choisir un enregistrement, mais pour la modification (Ajout, suppression, changement), on utilise un composant query, et cela en utilisant le syntaxe voulu.

V.2.5 Calcul et organigrammes :

Le programme de calcul de limitation de décollage de l'avion **L382G** se devise en quatre modules :

1. module de calcul de la limitation piste :

ce module nous donne comme résultat une masse limitée par l'infrastructure de l'aéroport de départ.

2. module de calcul de la limitation 2^{ème} segment :

ce module nous donne une masse limitée par le deuxième segment.

3. module de calcul de la limitation obstacles :

ce module nous donne une masse dont on peut décoller avec cette masse et le franchissement d'obstacles existant dans la trouée d'envol de la piste considérée est garanti et sûr .

4. module de calcul des vitesses associées au décollage :

ce module fait le calcul des différentes vitesses associées au décollage dont on respecte les règles suivantes :

$$\begin{array}{l} V1 \geq VMCG \\ V1 \leq VR \\ V1 \leq VMBE \end{array}$$

$$\begin{array}{l} V2 \geq 1.05 VMCG \\ V2 \geq 1.10 VS \end{array}$$

Dans le programme on a utilisée des procédures et des fonction nécessaire pour le calcul.

- Procédure tri(x) :

Cette procédure trie la réponse d'une requête et nous donne la valeur la minimale la plus proche et maximale la plus proche et la position dans la table, ainsi que les deux enregistrements correspondants. le tri de la réponse se fait en utilisant une valeur de référence ainsi elle enregistre les positions et les champs correspondants dans deux vecteurs différentiels.

Exemple :

pression	A	B	C	D
0	0.1	2.5	-6.3	40
1000	1.2	30	32	26
4000	1.5	12	25	36
2000	23	15	0.2	6.5
6000	1.2	10	3	1
7000	2.3	20	-6.3	0
9000	2.6	45	2.1	12
8000	1.2	12	0.5	10

Le tableau ci-dessus donne la réponse d'une requête des pressions

La pression d'entrée égale par exemple a $x = 6350$, donc tri (6350) donne comme résultat {6000, 7000}

Position (5,6).

Et elle fait charger les deux vecteurs:

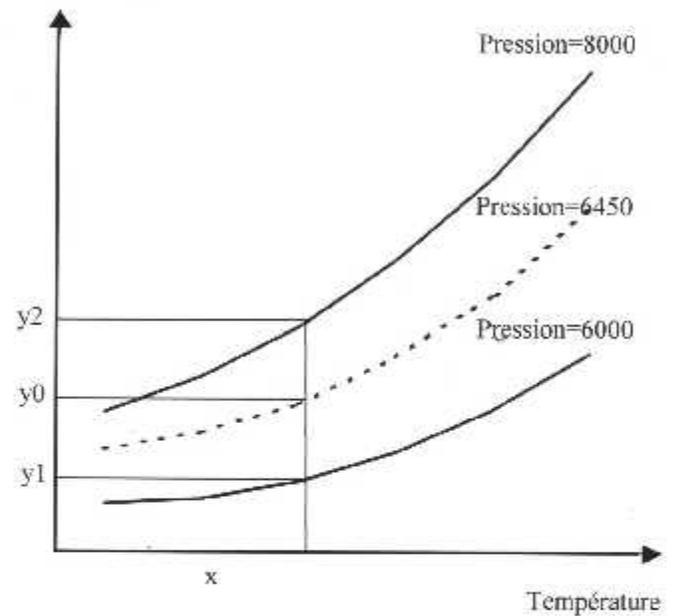
$V1 = [1.2, 10, 3, 1]$.

$V2 = [2.3, 1, -6.3, 0]$

- Fonction proc (x,y) :

cette fonction a pour utilité de calculer la valeur d'une ordonnée en connaissant l'abscisse , et cela en faisant l'interpolation entre la fonction supérieure et la fonction inferieure

Exemple :
On veut connaître la valeur y_0 correspondante a la pression 6450.



$$\left. \begin{array}{l} \Rightarrow 8000 - 6000 \Rightarrow y_2 - y_1 \\ \Rightarrow 6450 - 6000 \Rightarrow y_0 - y_1 \end{array} \right\} \Rightarrow y_0 = \left(\frac{(6450 - 6000) (y_2 - y_1)}{8000 - 6000} \right) + y_1$$

- procédure ABAC :

Cette procédure regroupe tout les modules de calcul du programme, elle est appelée pour chaque couple de température et vent pour donner a la fin le tableau de limitation.

Remarque :

Les graphes de limitation piste pour l'avion **L382G** diffèrent de ceux d'Airbus et Boeing car pour ces deux derniers on entre avec une longueur de piste et on aura une masse, par contre pour le **L382G** on a 18 pages d'abaques, 9 pour air condition « ON » et 9 pour « OFF ».

Donc pour calculer cette limitation le constructeur a indiqué la méthode dans le manuel de vol de **L382G**.

Exemple :

$$1) \begin{cases} \text{Masse au décollage : } 130000 \text{ lbs.} \\ \text{Longueur de piste nécessaire : } 4225 \text{ ft.} \end{cases}$$

$$2) \begin{cases} \text{Masse au décollage } 140000 \text{ lbs.} \\ \text{Longueur de piste nécessaire : } 4800 \text{ ft.} \end{cases}$$

$$* \text{ Masse réelle au décollage : } 136000 \text{ lbs.}$$

$$* \text{ Différence de longueur (1,2) = } 575 \text{ ft.}$$

$$* \text{ Rapport de masse (weight ratio) = } (136000 - 130000) / 10000$$

$$= 0.6$$

$$* \text{ La distance de décollage pour une masse de } 136000 \text{ lbs est de } \\ 4225 + (0.6 \times 575) = 4570 \text{ ft.}$$

Pour notre cas, on calcule pour neufs masses les neufs distances nécessaires et on compare les distances trouvées avec la distance de la piste prévue pour le décollage.

si on s'est trouvée entre deux distances, on inverse la méthode de constructeur pour trouver la masse limitée par la piste et si ce n'est pas le cas, c'est à dire on a la longueur de notre piste de décollage est la plus grande entre les longueurs trouvées donc on n'a pas une limitation piste, la seule limitation pour ce cas est la limitation structurale (MMSD).

Organigramme de calcul des limitations au décollage :

L'organigramme de la page suivante représente toutes les étapes de calcul des limitations au décollage, dont les variables suivantes ont été utilisées :

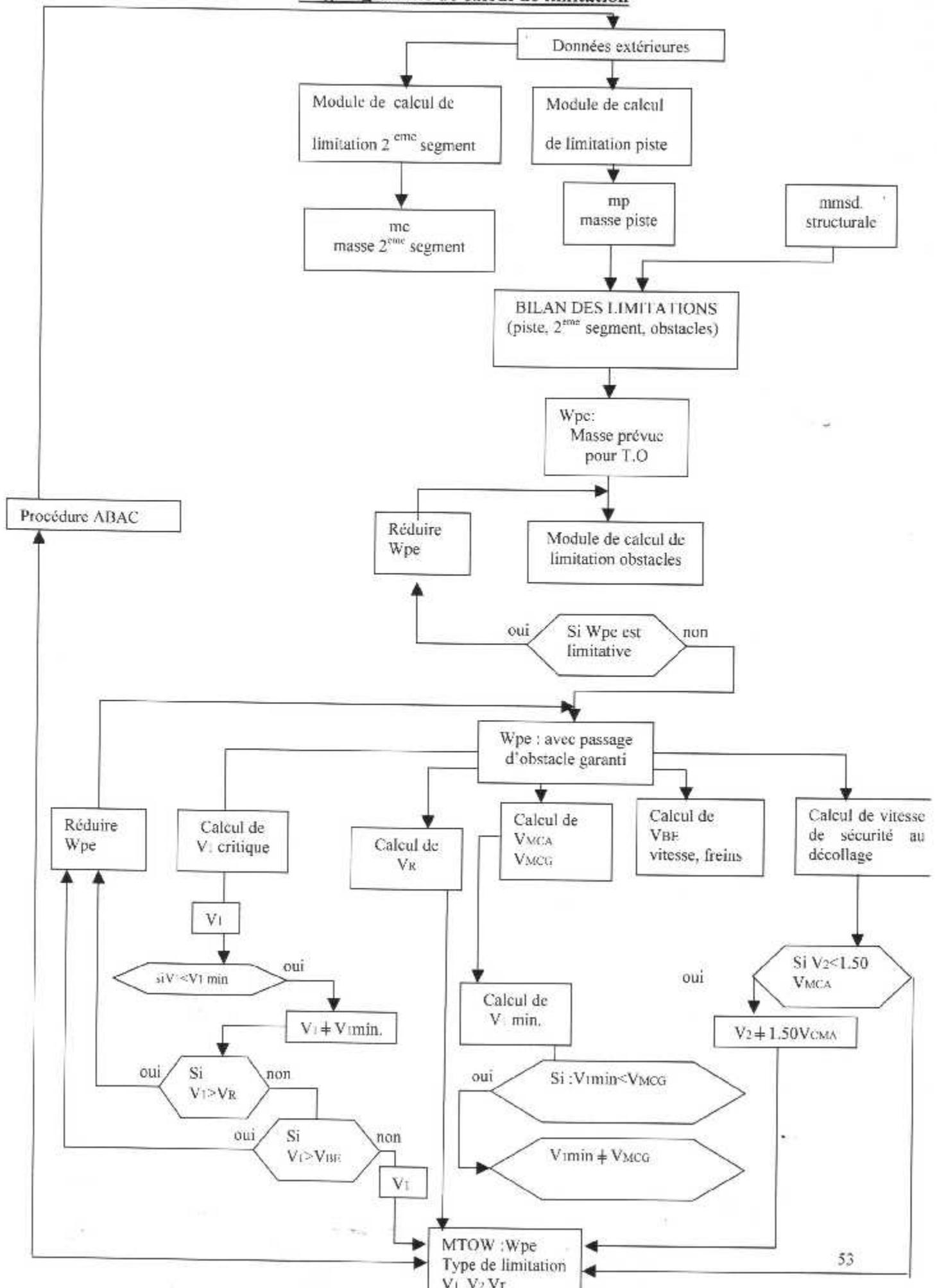
Données extérieures : regroupent les données météo (température, vent, altitude-pression), données aéroport (piste, obstacles), données avion (air conditionnel, antigivrage, pylon-tanks) .

WPE : masse déduite du bilan des limitation.

MC : masse résultante de calcul de la limitation 2^{ème} segment.

MP : masse résultante de calcul de la limitation piste

Organigramme de calcul de limitation



V.3 Réalisation et presentation du logiciel :

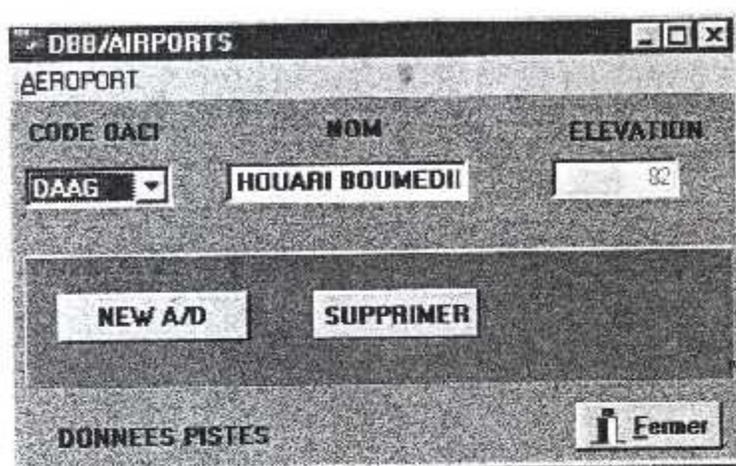
Pour la réalisation de cette application, on a utilisé le support DELPHI .
Le logiciel TAKE-OFF ANALYSIS comprend les fenetres suivantes :

1) FENETRE PRINCIPALE :



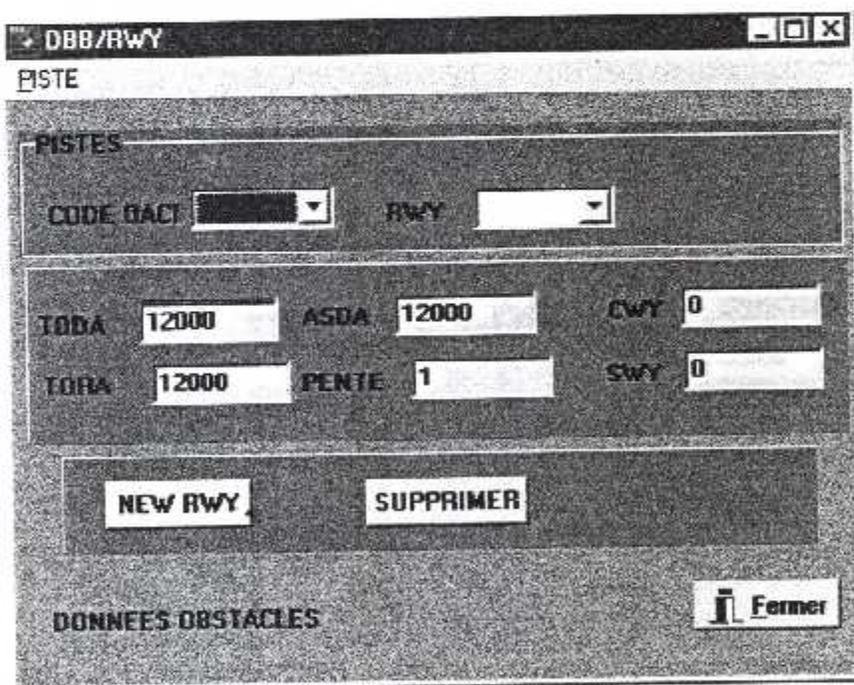
Cette fenetre comprend le menu principal du logiciel,elle contient toutes les autres fenetres pour executer le logiciel.

2) FENETRE DES DONNEES AEROPORTS :



cette fenetre represente les données aeroports dont on peut ajouter ou bien supprimer un aéroport.en cliquant sur le bouton données piste on visualise la fenetre piste.

* FENETRE DONNEES PISTE :



cette fenetre donne une description des données techniques de la piste(TORA , TODA, ASDA), pour un aerodrome de la base des données aeroport, en cliquant sur le bouton données obstacles, on visualise la fenetre obstacles.

* FENETRE DONNEES OBSTACLES :

The screenshot shows a window titled "DBB/OBSTACLES" with a close button (X) in the top right corner. The window contains the following fields and buttons:

CODE OACI	RWY	OBSTACLE N°
DAAG	5	1
DISTANCE	HAUTEUR	OFFSET
15600	43	0

At the bottom of the window, there are two buttons: "SUPPRIMER" and a button with a small icon and the text "Fermer".

cette fenetre represente les données obstacles(hauteur,distance, offset) .

3) FENETRE DONNEES AVION :

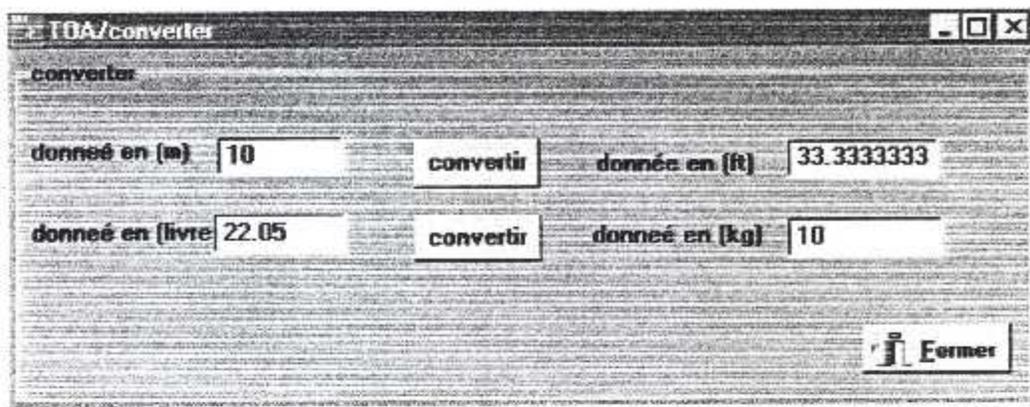
The screenshot shows a window titled "DBB/AIRCRAFT" with a close button (X) in the top right corner. The window is divided into several sections:

avion		Masses structurales	
immatriculation	7TVJU	MMSD(lbs)	154520
Model	L382G	MLW(lbs)	135000
Moteur	ALISSON	MMSC(lbs)	126790
montée		Altitudes	
taux(ft/mn)	1600	altitude de crois	22000
vitesse(kt)	210	altitude max(ft)	25000
consommation(kg/h)	1800	Descente	
croisière		taux (ft/mn)	1500
vitesse(kt)	350	vitesse(kt)	300
consommation(kg/h)	1350	consommation(kg/h)	900

At the bottom of the window, there is a button with a small icon and the text "Fermer".

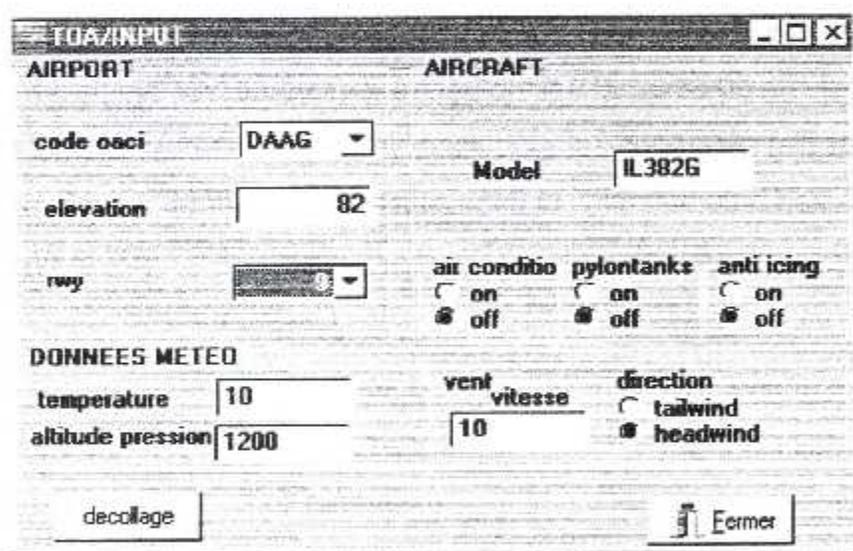
cette fenetre represente les données et les caracteristiques techniques de notre appareil L382G (masses structurales,moteurs,vitesses,plafond...).

4) FENETRE CONVERSION :



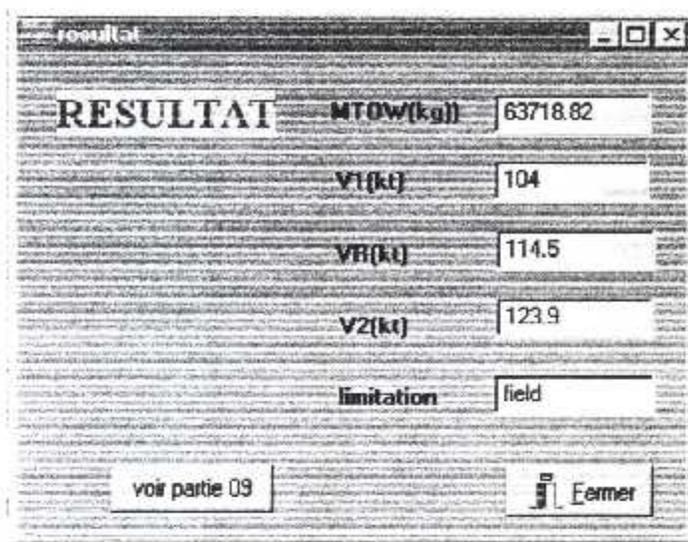
cette fenetre donne les conversions des unités utilisées dans l'applications(masse,longueur).

5) FENETRE INPUT :



Cette fenetre a pour but de saisir les données meteo du jour ainsi le choix de l'aéroport de départ et la piste de décollage ainsi que les données avion comme air-conditioning et l'anti-givrage ,en cliquant sur le bouton décollage on obtient le resultat de calcul pour le couple de température et vent saisi dans la fenetre input.

6) FENETRE RESULTAT :



cette fenetre nous permet de voir le resultat de calcul les vitesses associées et la limitation au décollage ,en cliquant sur le bouton voir la partie 09 on visualise le tableau de bilan des limitations de notre avion pour les conditions pre saisis, dont on peut voir pour chaque donnée(température,vent) la limitation utile,type de limitation,V1,Vr et V2.

7) FENETRE OUTPUT (partie 09) :

DRAG: Horizonale
Tota:0500m
Alc:01.1382G

Horizontale
Tota:0500m
Alc:cond:off

Runway:05
code Emblema

Alc:0500m
Alc:0500m
code Emblema

Emblema:82L
Rete:0.1
Alc:0500m
Date:01/02/2002

CAT	elev (m)	vent (t) sign - signifie vent de face						
		-20	-10	0	10	20	30	40
-15	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		114 122 132	118 122 132	119 122 132	120 122 132	121 122 132	122 122 132	122 122 132
-10	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		116 122 132	118 122 132	119 122 132	120 122 132	121 122 132	122 122 132	122 122 132
-5	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		118 122 132	119 122 132	120 122 132	121 122 132	122 122 132	122 122 132	122 122 132
0	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		117 122 132	119 122 132	121 122 132	122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132
5	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		118 122 132	119 122 132	121 122 132	122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132
10	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		119 122 132	120 122 132	122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132
15	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		120 122 132	121 122 132	122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132
20	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		121 122 132	122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132
25	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		122 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132	123 122 132

0% Page 1 sur 1

Cette fenetre donne le fichier output de toutes les limitations au decollage de chaque runway avec les differentes variations du vent et du temperature, on l'appelle dans le manuel d'exploitation la partie 09 .

8) BILAN DES LIMITATIONS (partie 09) :

c'est l'output final du logiciel, dont il se présente pour chaque variation de température et du vent le bilan des limitations.

DAAO: Houari boumediene		Runway: 06		Elevation: 82ft				
Tota: 3500m		Tota: 3500m		As da: 3500m				
Air cond: off		Anti icing off		Pente: 0.1				
Aircraft: L382G				Date: 08/10/2002				
		MWD(100kg)		code limitation				
		V1(k)	Vr(k)	V2(k)				
OAT °c	omb masse	vent(k) signifie vent arriere						
		-20	-10	0	10	20	30	40 *
-15	725.7	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
		114 122 132	118 122 132	119 122 132	120 122 132	121 122 132	122 122 132	122 122 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
-10	725.7	118 122 132	118 122 132	119 122 132	120 122 132	121 122 132	122 122 132	122 122 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
-5	725.7	118 123 132	119 123 132	120 123 132	121 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
0	725.7	117 123 132	118 123 132	121 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
5	725.7	118 123 132	119 123 132	121 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
10	725.7	118 123 132	120 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
15	725.7	120 123 132	121 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
18	725.7	120 123 132	121 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
21	725.7	121 123 132	122 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132	123 123 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
24	725.7	122 124 132	123 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132
		700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
27	725.7	123 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132	124 124 132
		897.0 P	898.1 P	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S	700.8 S
30	725.7	120 122 130	120 122 130	120 122 131	121 122 131	121 122 131	122 122 131	122 122 131
		879.4 P	888.1 P	892.7 P	898.6 P	700.8 P	700.8 S	700.8 S
32	725.7	119 120 129	120 121 130	120 121 131	121 122 131	121 122 131	121 122 131	121 122 131
		831.3 P	842.2 P	853.1 P	872.3 P	899.0 P	892.1 P	700.0 P
35	714.4	118 120 128	119 120 129	120 121 130	121 122 130	121 121 131	121 122 132	122 122 132
		801.2 P	823.4 P	839.5 P	852.1 P	871.0 P	882.0 P	894.2 P
38	702.4	118 119 128	118 118 129	119 120 129	119 121 130	120 121 130	121 122 131	122 122 132
		594.4 P	605.2 P	618.1 P	634.0 P	651.1 P	667.2 P	684.9 P
41	685.7	115 118 127	117 118 128	118 119 129	119 120 129	119 120 130	120 121 131	121 121 131
		562.1 P	594.3 P	597.0 P	619.2 P	631.2 P	651.2 P	669.8 P
43	665.5	114 117 126	115 117 127	117 118 127	118 119 128	119 120 129	119 120 130	120 120 130
		531.8 P	539.5 P	578.2 P	602.2 P	617.2 P	631.1 P	644.6 P
45	650.1	112 116 125	114 115 125	115 117 125	116 117 127	117 119 129	118 119 129	119 120 129
		510.7 P	523.8 P	543.2 P	582.5 P	598.1 P	610.8 P	627.4 P
48	649.7	110 113 123	111 113 126	115 115 124	115 118 125	116 117 126	117 116 128	118 119 128

Rwy 06			codes limitation	
obstacles				
Hauteur(ft)	Distance(ft)	Offset(ft)	P:plate	C:2eme Seg
43	15800	0	G:Vmog	B:Vmba
			R:Vr	O:Obstaole
			S:Structurale	

CONCLUSION :

De l'étude que nous venons de présenter il ressort ce qui suit :

Le calcul des limitations d'avion au décollage en vue d'optimiser la masse maximale au lâcher des freins est un domaine très important, délicat et décisif en même temps.

Notre travail a pour objectif de faciliter ces calculs, car avec des appareils de plus en plus complexes et avec un trafic croissant du jour en jour, il n'est pas pratique de continuer à utiliser les graphiques du manuel de vol pour calculer la masse maximale au lâcher des freins.

Pour cela nous avons élaboré un logiciel de calcul des limitations de l'avion (L382G) au décollage "Take Off Analysis", à l'inverse des graphiques, ce logiciel a pour avantage de prendre en compte tous les paramètres ayant une influence sur la masse maximale au décollage.

Ce travail nous a permis de simplifier cette tâche en mettant à la disposition de l'utilisateur une base de données complète, souple et facile à utiliser, d'où l'importance de ce logiciel, étant donné qu'il automatise cette opération et réduit le risque d'erreurs humaines, ainsi que le temps perdu.

Il est à signaler que l'Output de ce logiciel nous permet de voir la partie θ , c'est à dire (la masse maximale au décollage, les différentes vitesses associées et le type de limitation).

Il demeure cependant que des modifications et des améliorations pourront être apportées à l'usage pour augmenter éventuellement ces performances.

Car, au regard de notre courte période de stage à "Air Algérie" nous n'avons pas eu la possibilité de le tester sur une longue durée, cependant les résultats obtenus sont conformes à ceux calculés manuellement sur les graphiques.

Comme nous l'avons signalé dans notre étude, la masse maximale réelle au lâcher des freins est obtenue après calculs des limitations d'avions au décollage, en croisière et à l'atterrissage, on ce qui nous concerne, nous nous sommes intéressés au calcul

des limitations qu'au décollage, nous laissons le soin aux promotions future de compléter ce travail par le calcul des limitations d'avion en croisière et à l'atterrissage.

ANNEXE

LES LIMITATIONS DE
PERFORMANCES EN CROISIERE ET
A L'ATTERRISSAGE

L382G.

LES LIMITATIONS DE PERFORMANCES EN CROISIERE :

Généralités :

Dans l'étude de la croisière, de manière à assurer un niveau de sécurité minimal pour le survol des obstacles, il faut toujours envisager la panne d'un moteur, ou dans notre cas la panne de deux moteurs.

Pour maintenir le niveau de vol normal de croisière, en cas de panne moteur, la poussée disponible est en général insuffisante. La machine sera alors amenée à descendre à un niveau de vol de rétablissement avec le régime d'urgence maxi continu (c'est le régime de poussée utilisé en cas de panne moteur).

Après rétablissement, la conduite du vol à la vitesse de finesse maximale permet le niveau de vol le plus élevé.

Si le survol des obstacles se fait sans aucun problème, le pilote accélère lentement vers la vitesse de croisière pour atteindre le long range (il permet un gain sur le temps de vol avec une faible perte en consommation), dans ce cas l'altitude maximale de rétablissement sera supérieure à l'altitude de vol.

Dans tous les cas, la réglementation impose aux exploitants une autorisation ETOPS pour un avion quadrimoteur, avec deux moteurs en panne, c'est à dire l'avion ne peut pas s'éloigner de plus de 90 mn de vol d'un aéroport accessible.

Performances en route:

L'exploitant demande au constructeur de déterminer systématiquement les trajectoires nettes d'un et de deux moteurs hors de fonctionnement.

Ces trajectoires sont fournies pour toutes masses, Altitudes pression, températures, avec et sans dégivrage.

Trajectoires nettes, un moteurs hors de fonctionnement :

La pente en chaque point de la trajectoire nette en vol est déterminée de telle sorte qu'elle représente la pente brute diminuée d'une pente égale à 1.6 % pour les quadrimoteurs.

Trajectoires nettes deux moteurs hors de fonctionnement :

Elle est déterminée de telle sorte qu'elle représente une pente en chaque point de la trajectoire nette égale à la pente brute diminuée d'une pente de 0.5% pour les quadrimoteur.

Remarque :

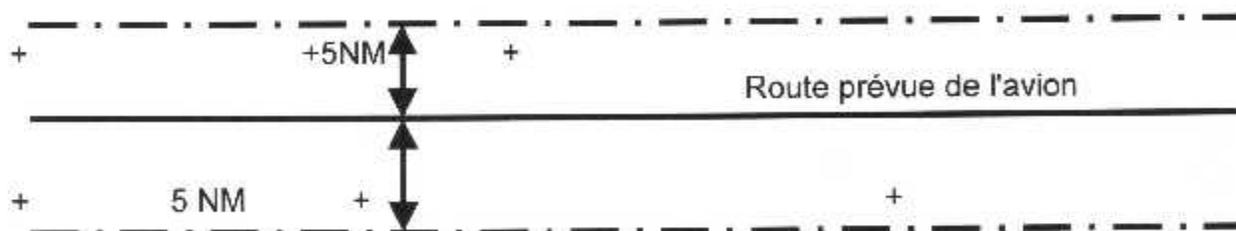
Pour l'établissement des trajectoires nettes on tient compte de la variation de masse de l'avion due à la consommation de carburant par le ou les moteurs en fonction.

Si les systèmes de dégivrage ont une influence sur les performances ; il faut préciser s'ils sont ou non en fonctionnement.

Les obstacles à prendre en compte :

Tous les obstacles situés dans une bande d'au moins 5 NM de part et d'autre de la route prévue de l'avion seront vérifiées pour les conditions de survol.

Cette limite de 5 NM est minimum, l'exploitant peut fixer une bande plus large, pour tenir compte des aides possibles à la navigation et de leur précision de guidage.



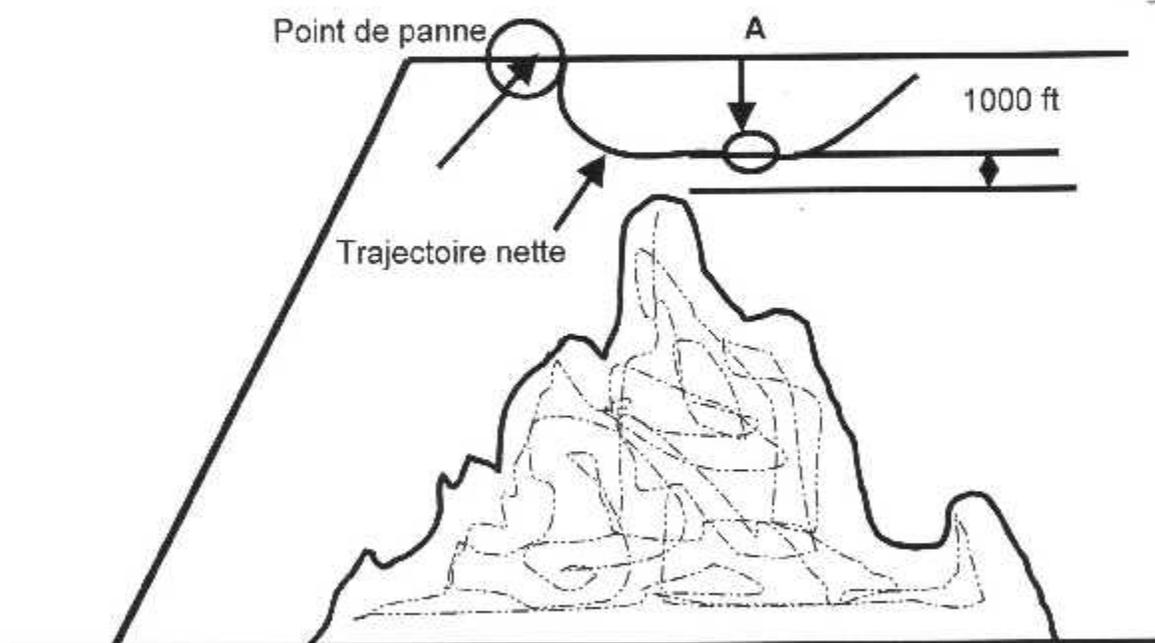
Marges de sécurité au dessus des obstacles :

Ainsi que nous l'avons dit précédemment, la panne d'un et éventuellement deux moteurs doit être envisagé en tout point de la route et des détournements prévus.

Lorsque la masse de l'aéronef augmente, le niveau de rétablissement diminue, par conséquent, lorsque nous aurons un obstacle d'altitude fixée, sur notre trajectoire nous devons pouvoir déterminer une masse maximale pour le survol en sécurité, tout en respectant les deux règles préconisées par la réglementation (règle classique ou règle de survol en descente).

La règle classique :

Le constructeur fournit un graphique à partir duquel il est possible de calculer la masse maximale au point « p » (voir la figure ci-dessous), qui nous permet de survoler l'obstacle considéré avec une marge nette de 1000 ft et un moteur en panne.



La règle classique de survol des obstacles.

D'où :

Masse max. au lâcher des freins \leq Masse max. en p + délestage prévu (départ-p).

***Remarque :**

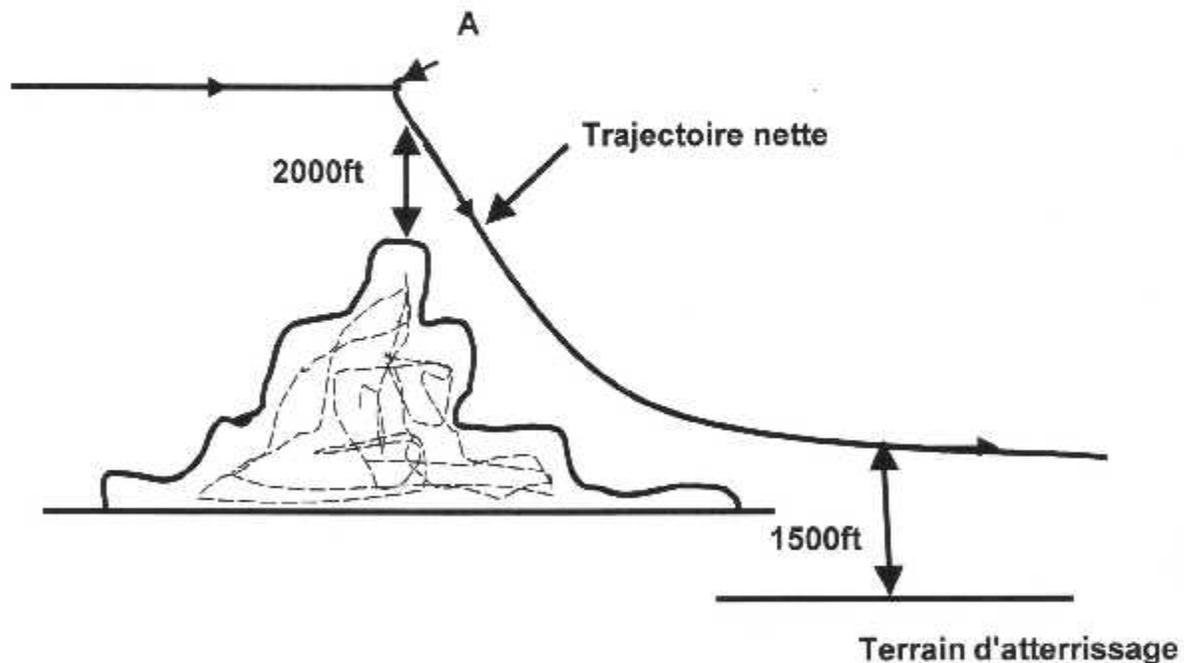
La trajectoire nette doit avoir une pente positive ou nulle à 1000 ft au dessus de l'obstacle.

IV.5.7 La règle de sur vol en descente (down-hill-rule) :

Dans le cas où la règle classique s'avère trop pénalisante cette règle est utilisée. Elle permet de sur voler les obstacles avec une masse supérieure à celle autorisée par la règle classique.

La trajectoire nette de l'avion doit présenter une marge d'au moins 2000 ft par rapport aux obstacles et avoir une pente nette positive à 1500 ft au-dessus du terrain d'atterrissage prévue.

Dans ce cas, il faut repérer l'obstacle par son point « A » tel qui est défini sur le graphe suivant :



La règle "Down-hill-rule".

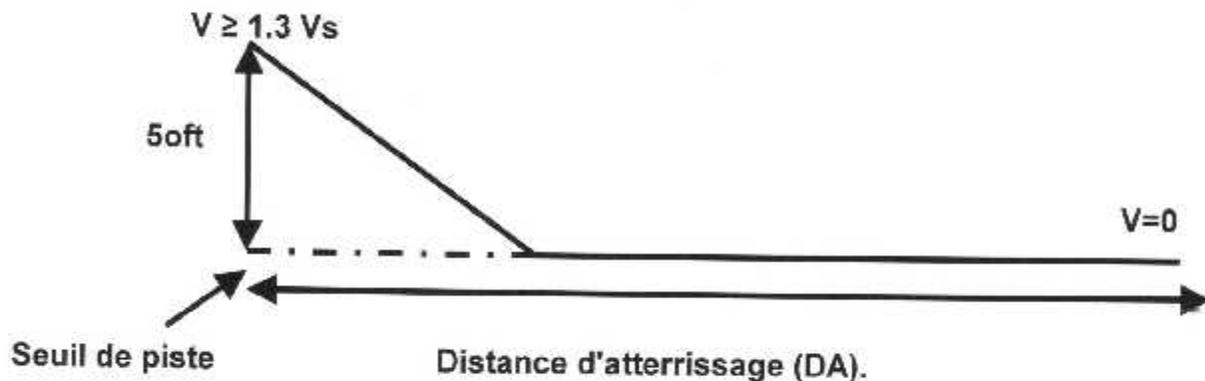
D'où :

Masse max ou lâcher des freins \leq masse max.en A + Délestage (départ- A).

LES LIMITATIONS D'ATTERRISSAGE :

Distances d'atterrissage :

La distance d'atterrissage est la projection horizontale de la trajectoire depuis le point de franchissement des 50ft jusqu'à l'arrêt complet de l'avion.



Remarque :

- L'atterrissage doit être précédé d'une approche à vitesse stabilisée au moins égale à $1.3 V_s$, (Les constructeurs retiennent cette vitesse pour avoir la distance la plus courte possible).
- L'arrêt doit se faire en utilisant les freins, et éventuellement des dispositifs homologués (aérofreins, spoilers, reverse.....) s'ils sont d'un fonctionnement sûr.
- Le passage des 50f devra se faire à la verticale du seuil de la piste.
- Une surface de dégagement clair de toutes obstacles est prévue pour l'approche. Si les obstacles existent dans cette surface, on envisage un seuil décalé.

Longueur de piste nécessaire à l'atterrissage :

La longueur de piste nécessaire à l'atterrissage est égale à la distance d'atterrissage par un coefficient de sécurité qui est, en générale, égale à 1.67.

Longueur de piste nécessaire à l'atterrissages = $1.67 * \text{distance d'atterrissage}$.

La masse maximale à l'atterrissage doit être telle que :

DA = { 70% LDA (au terrain de destination).

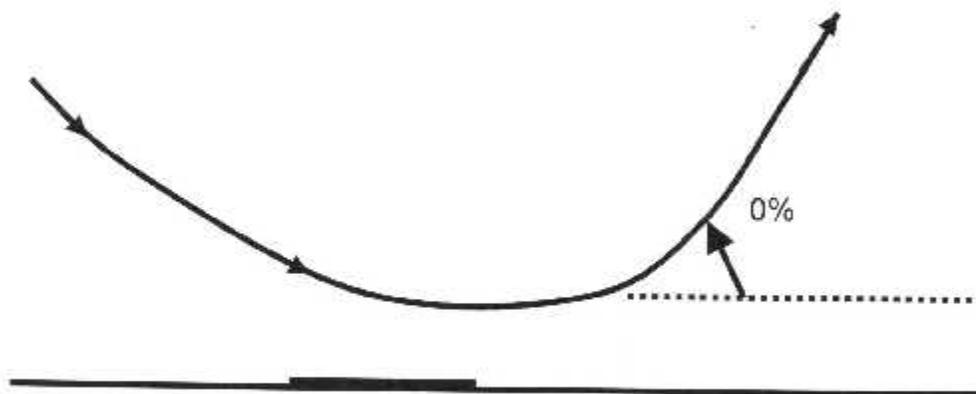
DA = { 70 % LDA (Au terrain de dégagement pour turbopropulseur).

LDA : Distance d'atterrissage utilisable.

Remarque :

- Les 30 % supplémentaires sont là pour tenir compte de l'influence des Paramètres opérationnels dont il n'a pas été tenu compte pour déterminer la distance d'atterrissage.
- Seule la piste est utilisable pour l'atterrissage, le prolongement d'arrêt (stop way) ne doit pas être pris en compte.

3-Performances exigées en cas de remise des gaz :



Trajectoire de l'avion en cas de remise de gaz

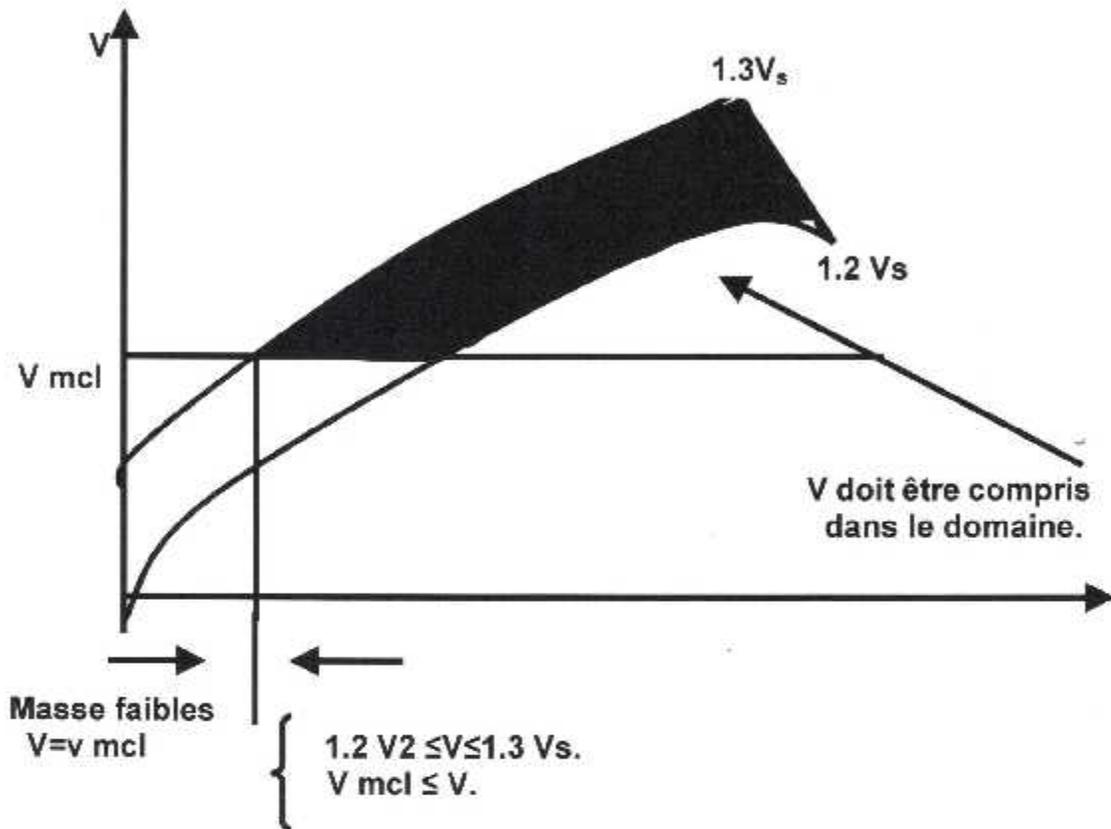
Pour chaque configuration où une remise des gaz est envisageable, la masse à l'atterrissage, doit permettre des pentes de montée exigée par la réglementation.

Configuration atterrissage, N moteurs en fonctionnement:

Quelle que soit la masse, l'attitude pression et la température pour les quelles l'atterrissage est envisagé, la pente brute doit être au moins égale à : **3.2 %** (Bimoteurs, trimoteurs ou quadri moteurs).

Avec :N-1 moteur à poussée max décollage.

- train sorti.
- Configuration atterrissage (volets, becs).
- Vitesse sur trajectoire V (voir graphique ci-dessous).



V_{mcl} : Vitesse minimale de contrôle de l'avion au cours de l'approche pour l'atterrissage, avec un moteur en panne elle est donnée en CAS.

Configuration approche (N-1) moteurs en fonctionnement :

De même la pente brute ne doit pas être inférieure à : 2.7 %
 Pour les quadrimoteurs.

- Avec : - (N-1) moteurs, poussée max-décollage.
- Trains rentrés.
 - Configuration approche (volets, becs).
 - Vitesse sur trajectoire ne dépasse pas $1.5 V_s$.

Masse maximale à l'atterrissage :

La masse à l'atterrissage est limitée par la plus restrictive des limitations suivantes :

- La masse maximale structurale à l'atterrissage (déjà vue)
- La masse maximale permettant de respecter en cas de remise des gaz , les pentes requise en configuration d'approche et atterrissage, calculées à l'aide des graphiques "atterrissage-limitation remise des gaz".
- La masse maximale déterminée à partir les longueurs de piste disponibles, calculées à l'aide des graphiques « atterrissage limitation piste ».

Influence des paramètres opérationnels sur les performances:

On trouve trois groupes paramètre opérationnels.

Paramètres opérationnels du groupe météorologie :

Le vent :

Le vent arrière entraînera l'augmentation de la distance d'atterrissage, et le vent debout (de face) entraînera la diminution de cette distance.

En exploitation, on ne tient compte que de 50% de l'effet du vent de face et 150% de celui arrière.

Remarque

Dans la pratique, si l'on ne peut pas prévoir le vent à l'heure de l'atterrissage, on envisage l'atterrissage sur la piste la plus favorable avec vent nul.

Température :

L'influence de la température n'est explicitée sur les abaques que pour la détermination de la masse maximale condition pente remise des gaz.

Si « T » augmente, condition pente remise des gaz diminue (car la poussée des réacteurs diminue).

D'où la masse maximale atterrissage (limitation remise de gaz) diminue.

Paramètres opérationnels du groupe infrastructure :

Etat de la piste :

Les performances sont en général données sur piste unie, sèche et dure.

En pratique, il faut prendre en compte un état de piste mouillée, qui allongera les distances d'atterrissage par suite de la diminution du coefficient de frottement entre les pneumatiques et le sol.

S'il n'existe pas de courbe de correction sur le graphique "limitation atterrissage piste », il faut augmenter la distance d'atterrissage nécessaire de 15 % pour déterminer la masse maximale atterrissage.

Remarque :

Pour le cas de piste contaminée, le constructeur devra fournir les performances d'atterrissage pour les vitesses de passage de 50 ft allant de $1.3 V_s$ à $1.3 V_s + 10kt$.

* Des atterrissages sur piste enneigée ou verglacée seront interdits à partir d'une certaine épaisseur de neige ou verglas.

Altitude-Pression de la piste :

On tient compte de l'altitude pression (z_p)

Si : Z_p augmente alors la densité de l'air diminue, d'où

- La vitesse propre de l'avion diminue, et la distance d'atterrissage aussi.
- La poussée moteurs " T u " diminue, et les pentes remise des gaz aussi.

Donc, pour pouvoir respecter la distance d'atterrissage et la pente remise des gaz, il faut diminuer la masse de l'avion.

les paramètres des groupes d'exploitation :

Masse :

Son influence sur les distances et les performances est très importante.

La distance d'atterrissage étant proportionnelle au carré de la vitesse (elle même proportionnelle à \sqrt{M}) cette distance est proportionnelle à M.

Prélèvement d'air : Il a un effet pénalisant sur la pente remise des gaz, donc la masse maximale atterrissage.

ANNEXE

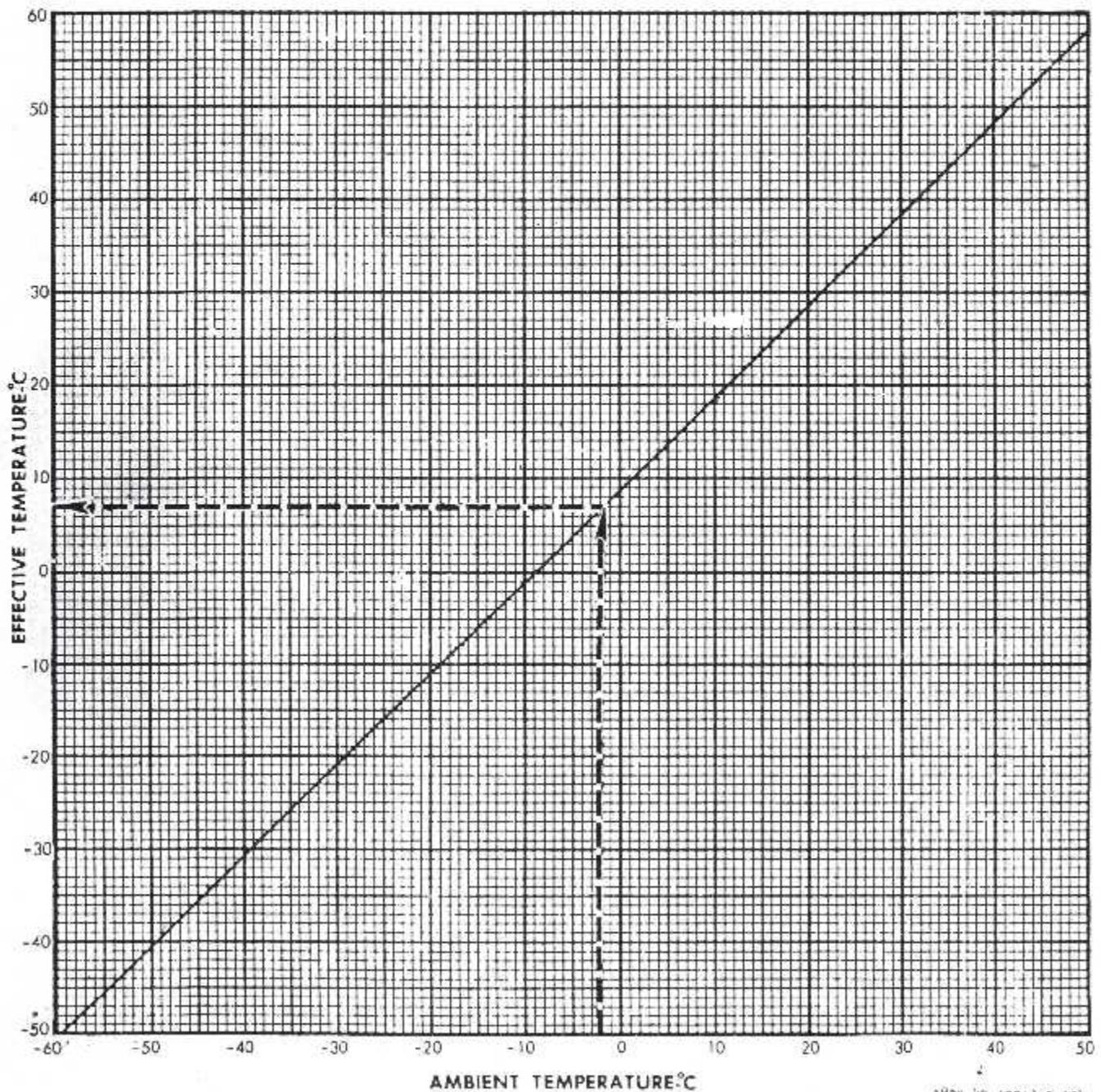
LES PERFORMANCES DE L'AVION

L382G.

**EFFECTIVE AMBIENT TEMPERATURE
FOR OTHER THAN NORMAL BLEED**
ENGINE ANTI-ICING SYSTEM ON
TAKE-OFF POWER
FOUR ENGINE OPERATION

NOTE

Pressure altitudes of
sea level to 16,000 feet.



332C-18-122A1-0-004
(E-N/A-P-19-77)

Figure 4C-5.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
 80,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

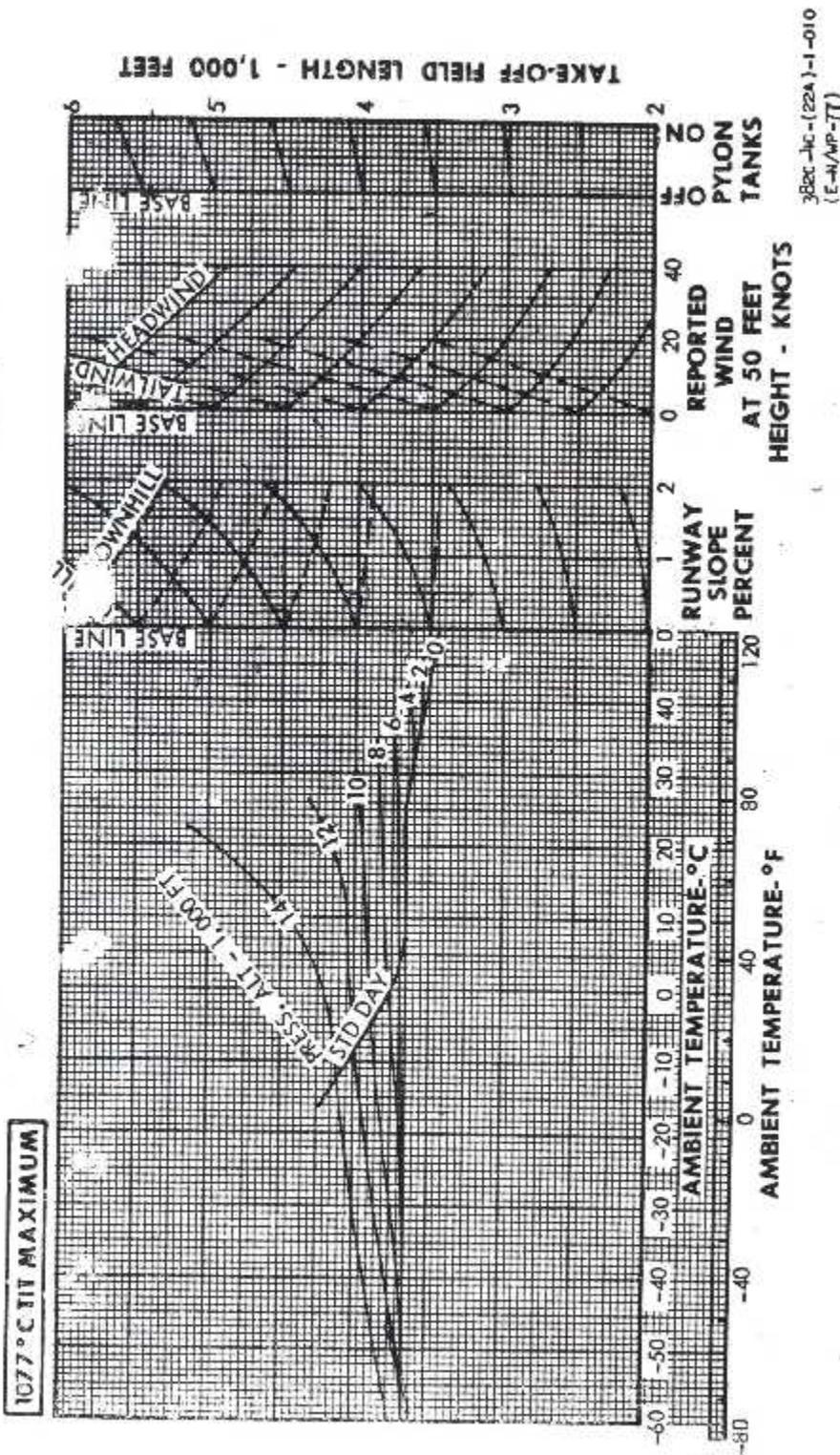


Figure 4C-16.

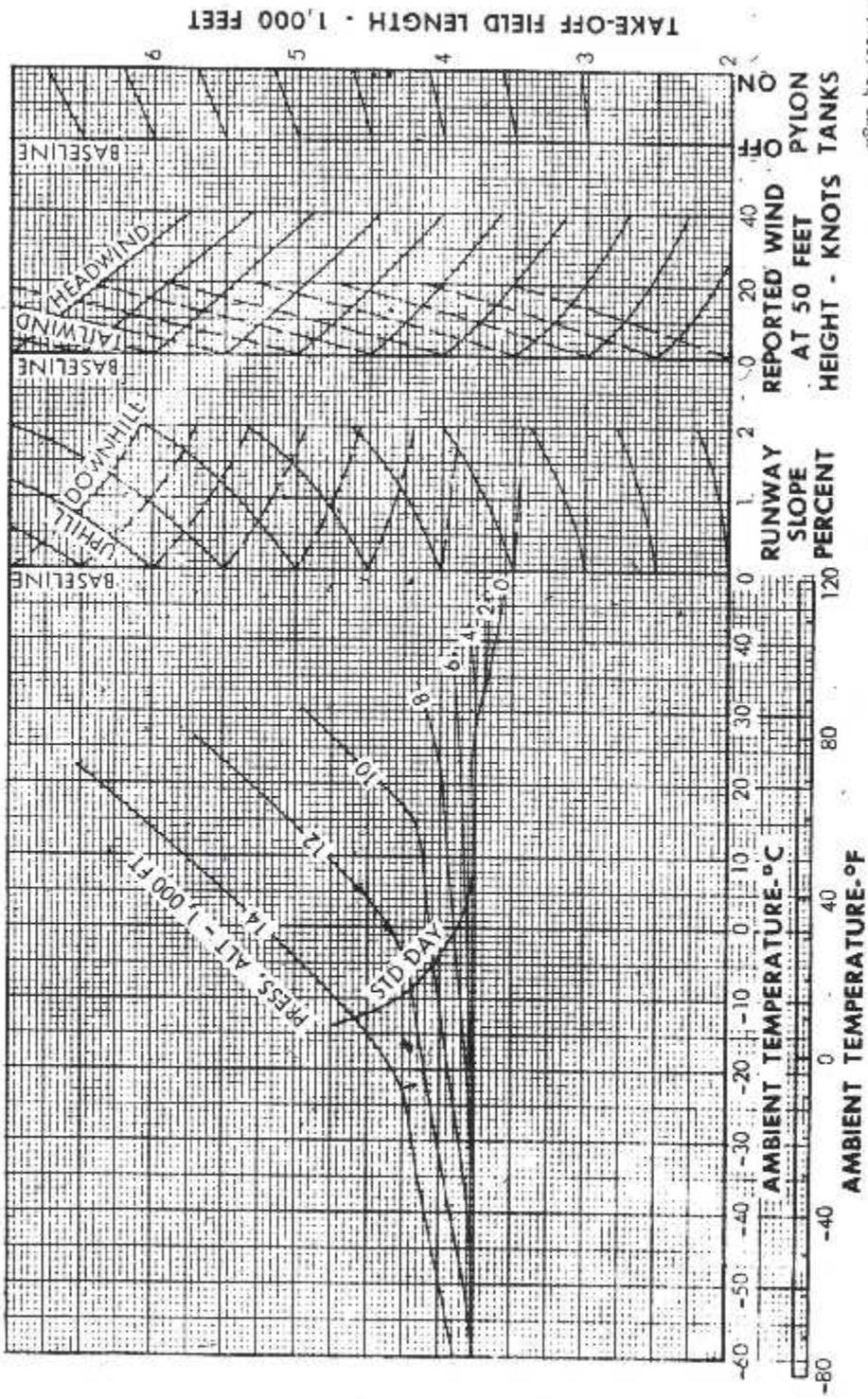
NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
90,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077°C TIT MAXIMUM



382c-11c-(22a)-1-1-011
(E-W/WP-77)

Figure 4C-17.

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

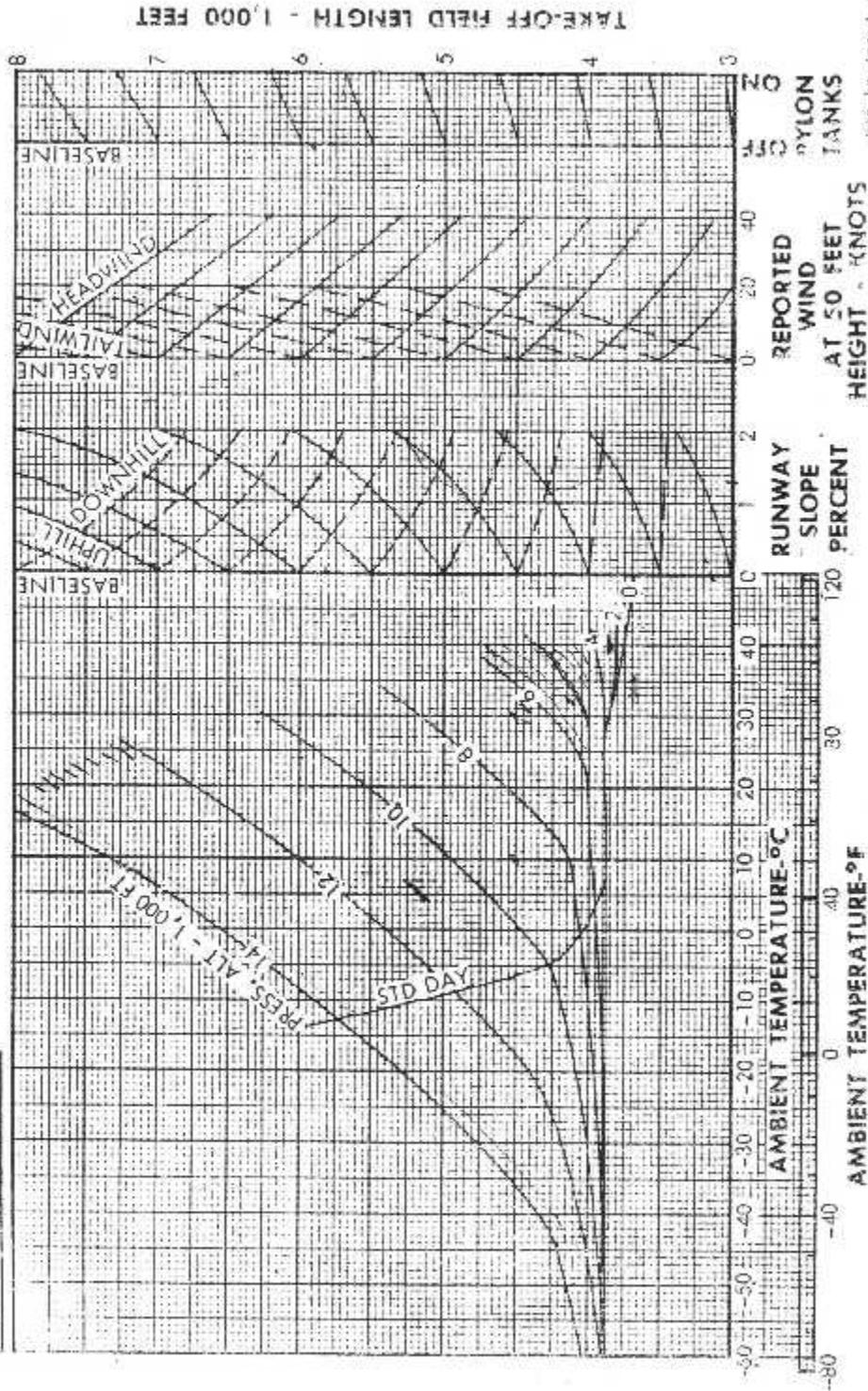
TAKE-OFF FIELD LENGTH

100,000 POUNDS

NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077°C TIT MAXIMUM

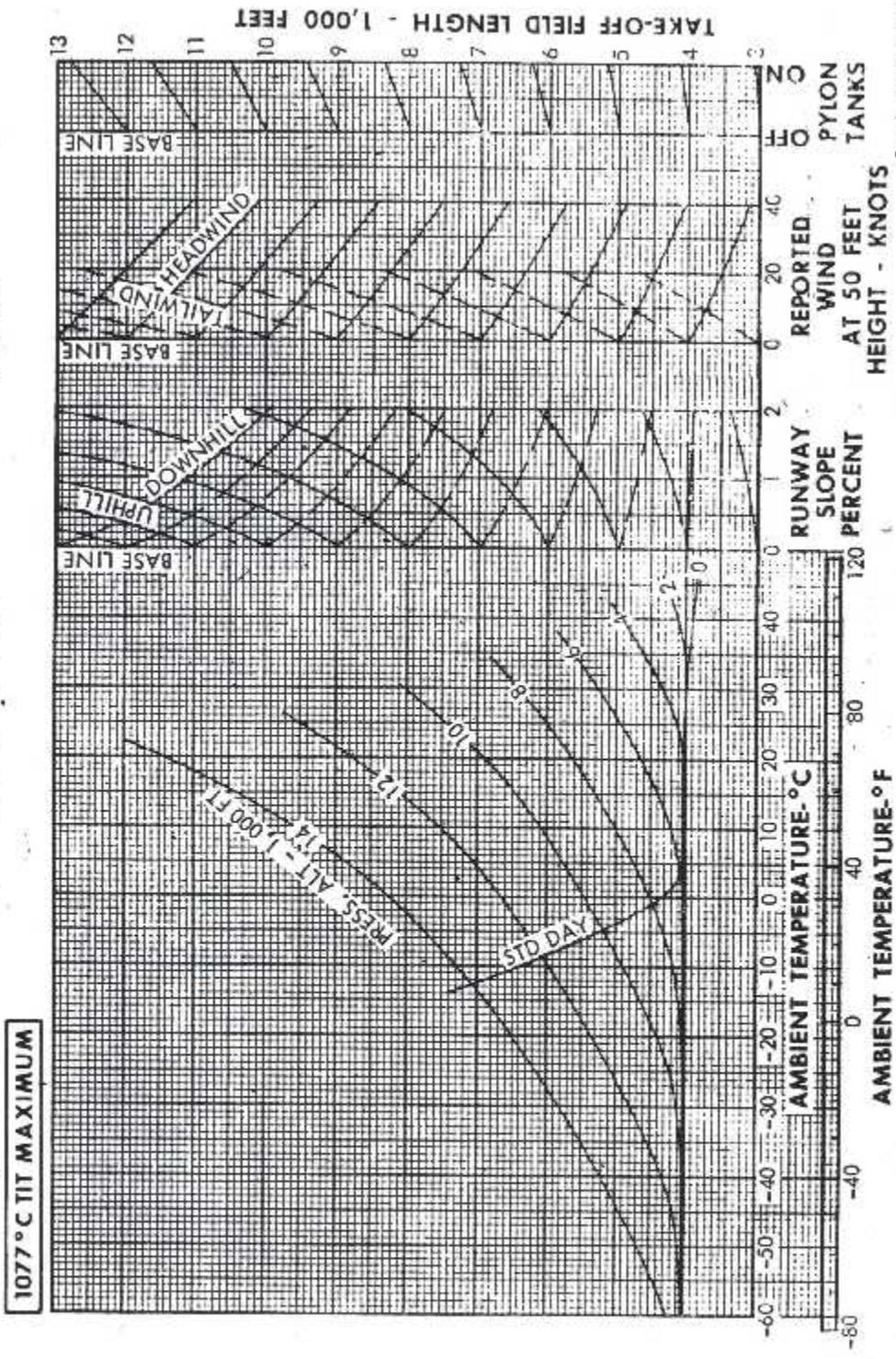


382-4C-122a (1-1072)
 (1-1072) (77)

Figure 4C-18.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
110,000 POUNDS NORMAL BLEED
CERTIFICATE LIMITATION

NOTE
For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.



382E-G-(22A)-1-013
(5-4, 2, 3-77)

Figure 4C-19.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

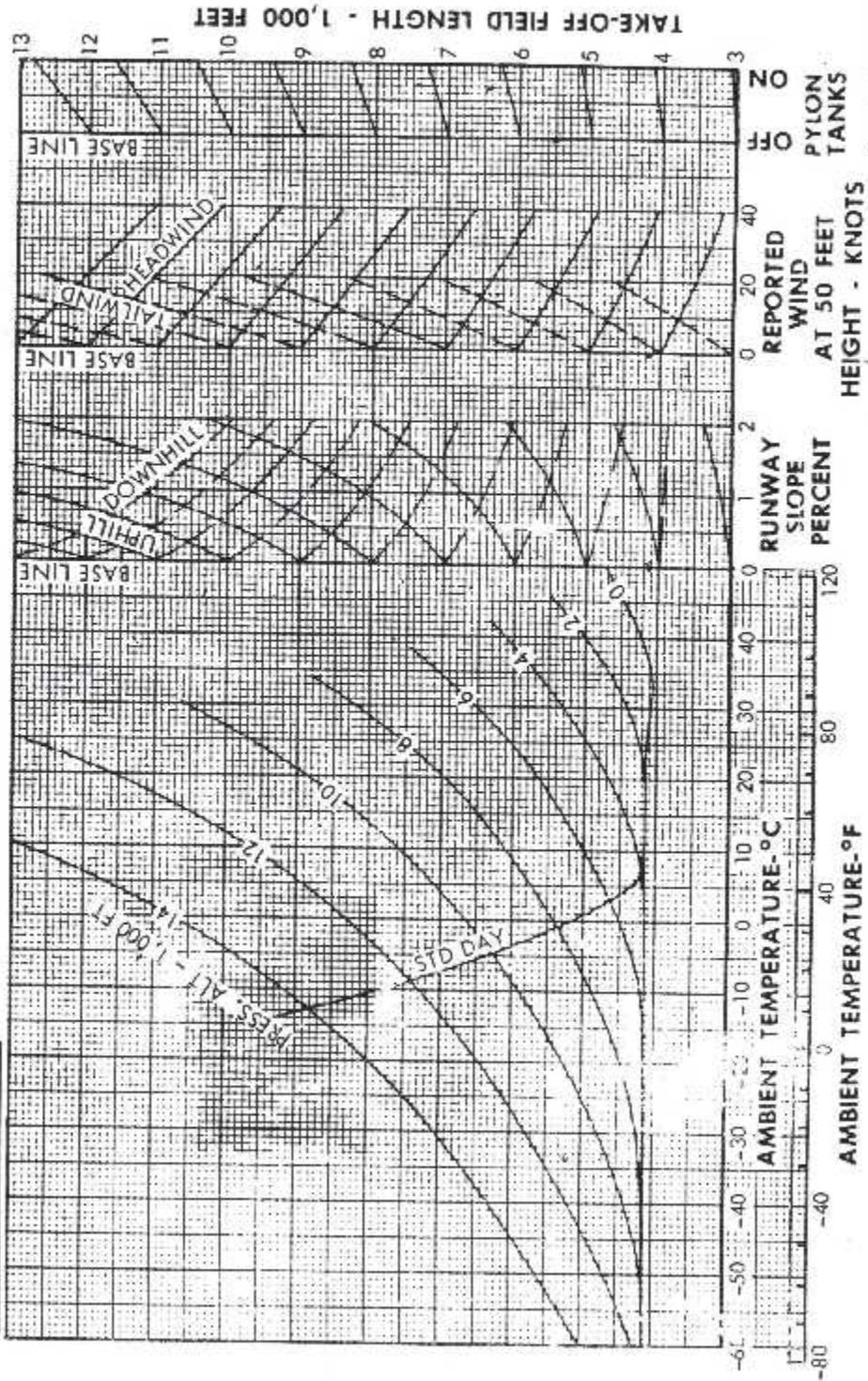
120,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077 °C TIT MAXIMUM

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.



302C-4C-(22A)-1-014
 (E-N/A) (7)

Figure 4C-20.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

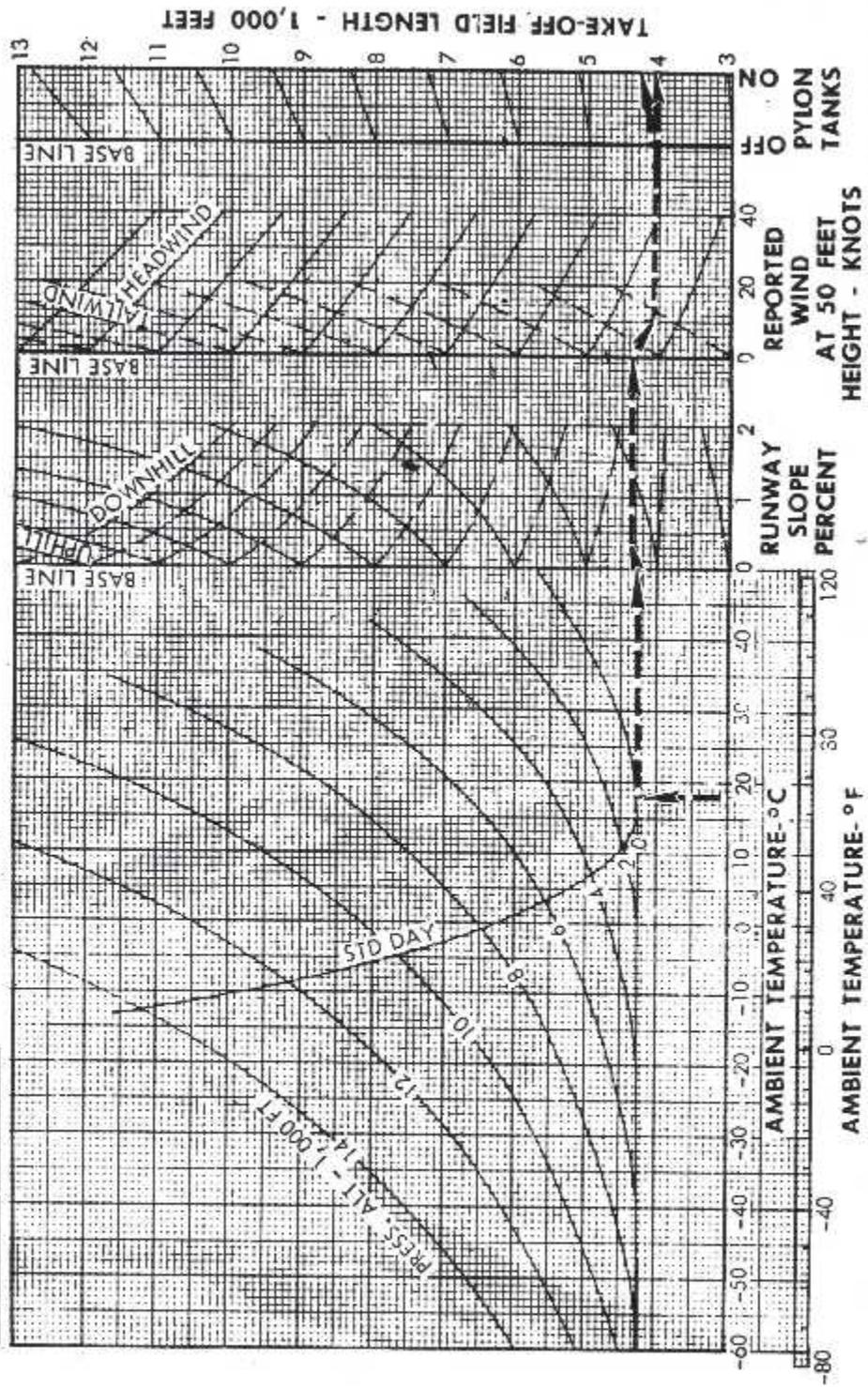
130,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

1077 °C TIT MAXIMUM



382e-1c-(22A)-1-015
(E-N/MP-77)

Figure 4C-21.

NOTE

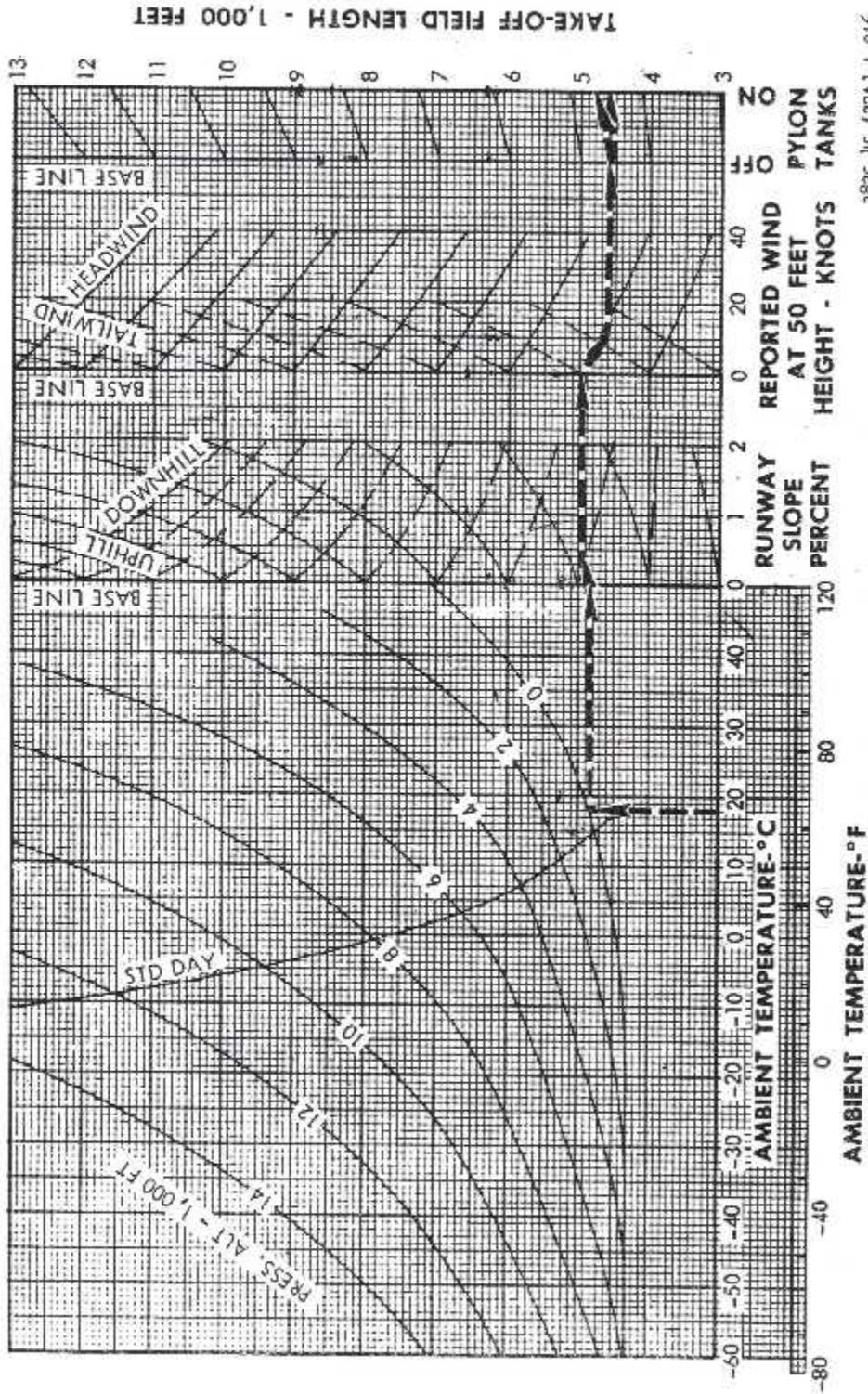
For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

140,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077 °C TIT MAXIMUM



382C-4C-(22A)-1-016
 (E-N/MP-TT)

Figure 4C-22.

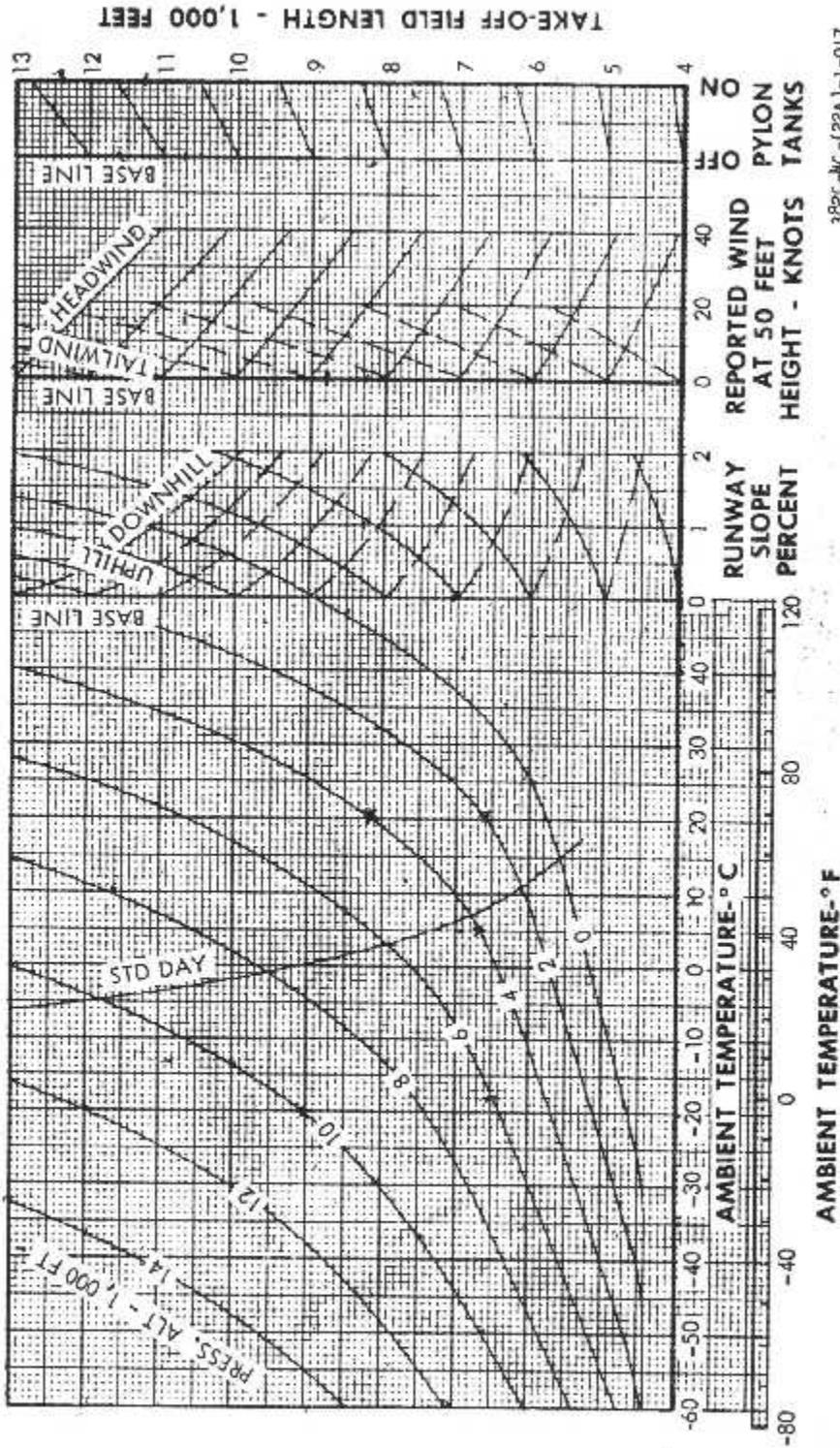
TAKE-OFF FIELD LENGTH
150,000 POUNDS NORMAL BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077 °C TIT MAXIMUM

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.



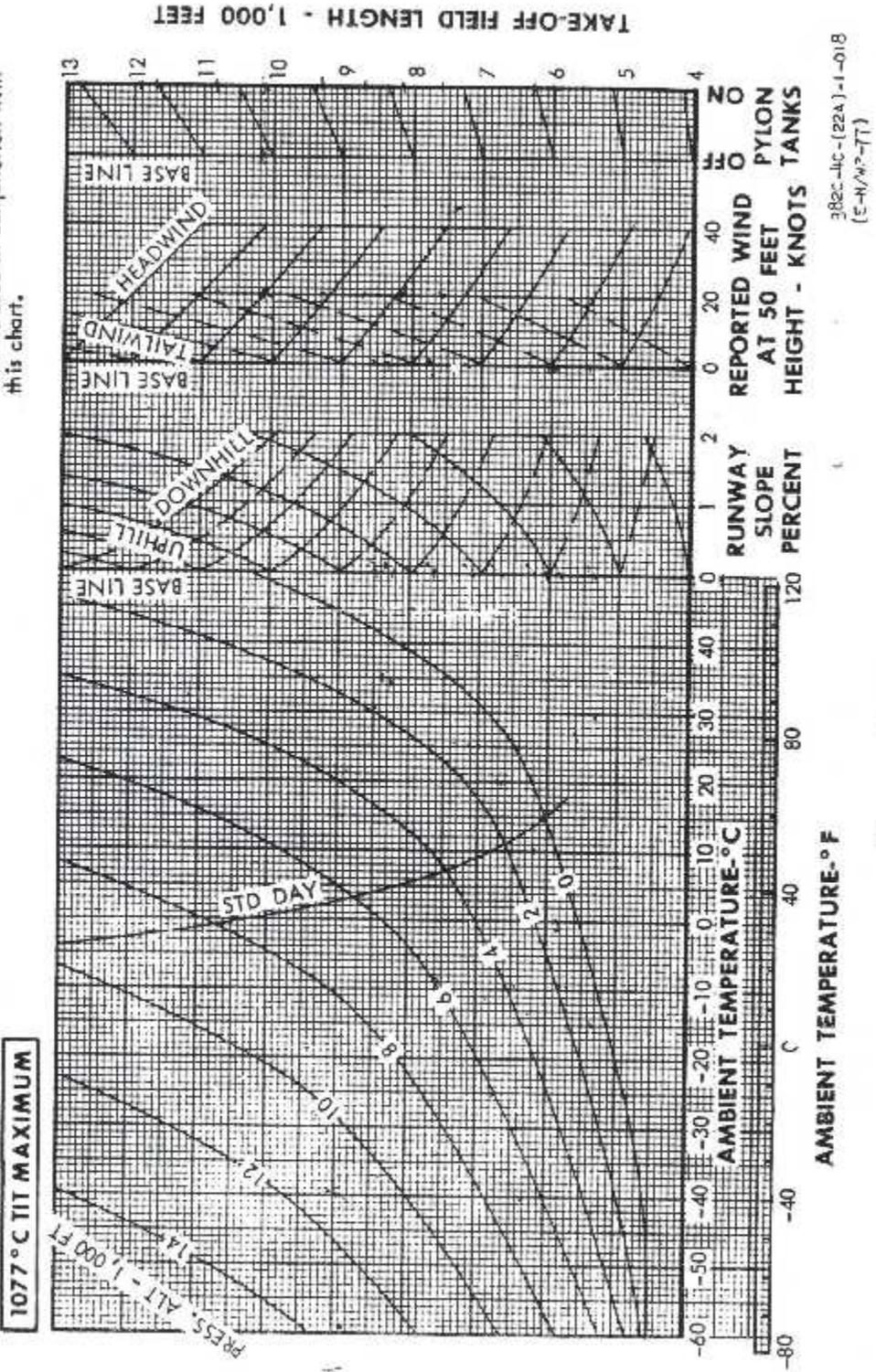
382C-AC-(22A)-1-017
(E-N/MP-77)

Figure 4C-23.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
 155,000 POUNDS NORMAL BLEED
 CERTIFICATE LIMITATION

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.



382c-4C-(22A)-1-018
 (E-N/W/P-TT)

Figure 4C-24.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
80,000 POUNDS NO BLEED

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, Figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

CERTIFICATE LIMITATION

1077° C TIT MAXIMUM

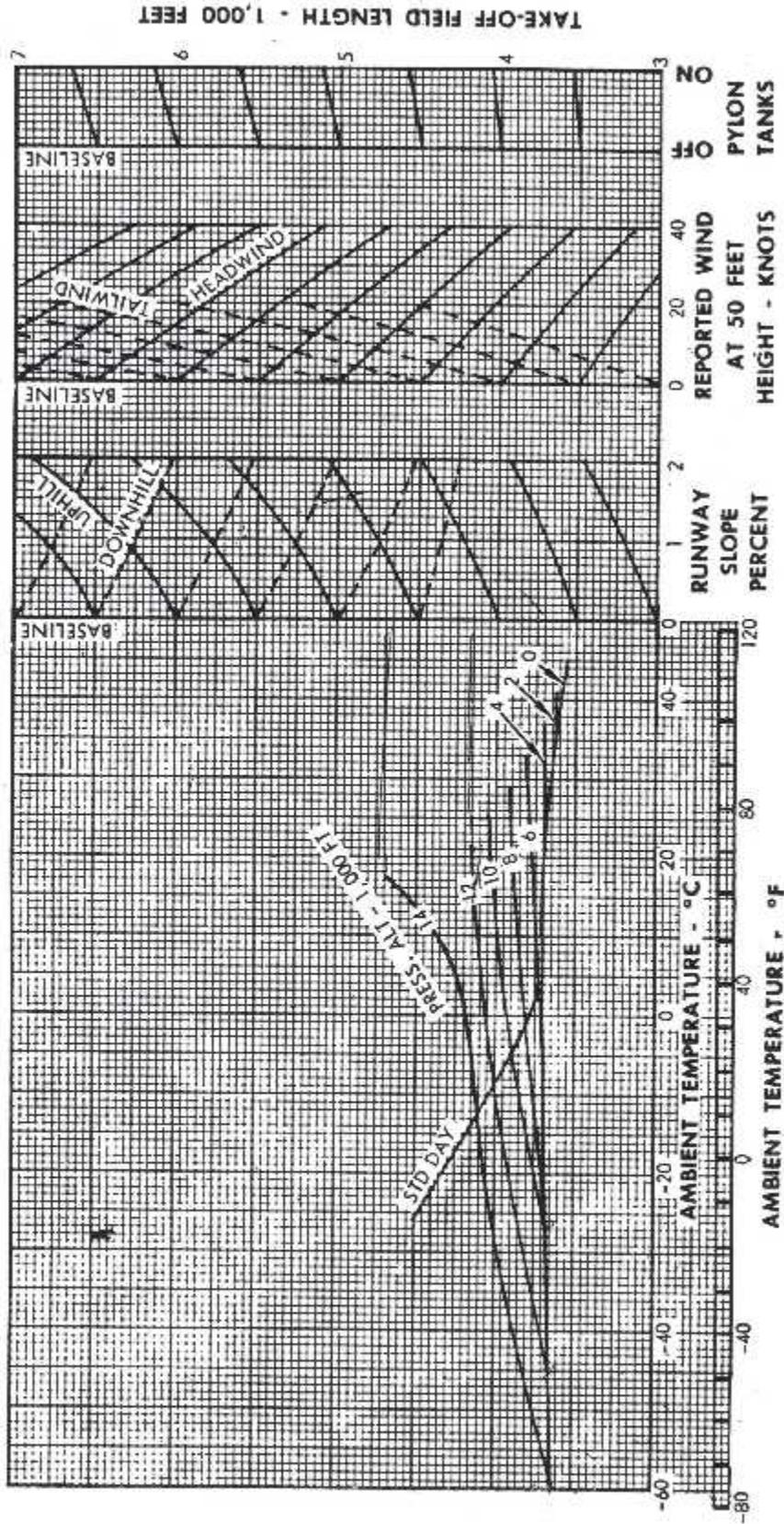


Figure 4C-25.

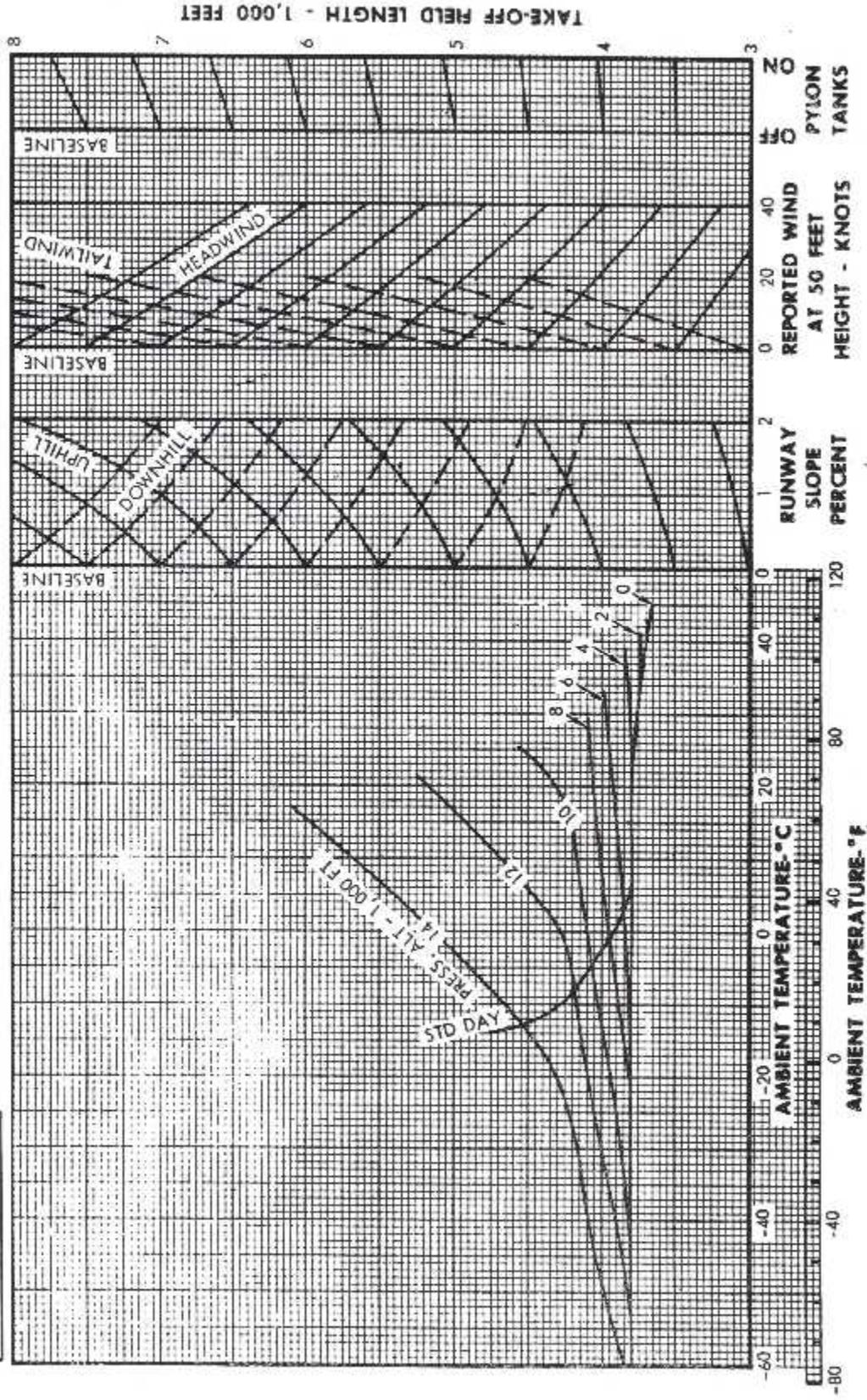
NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
 90,000 POUNDS NO BLEED

1077°C TIT MAXIMUM

CERTIFICATE LIMITATION



382c-4c-(22a)-0-051

Figure 4C-26.

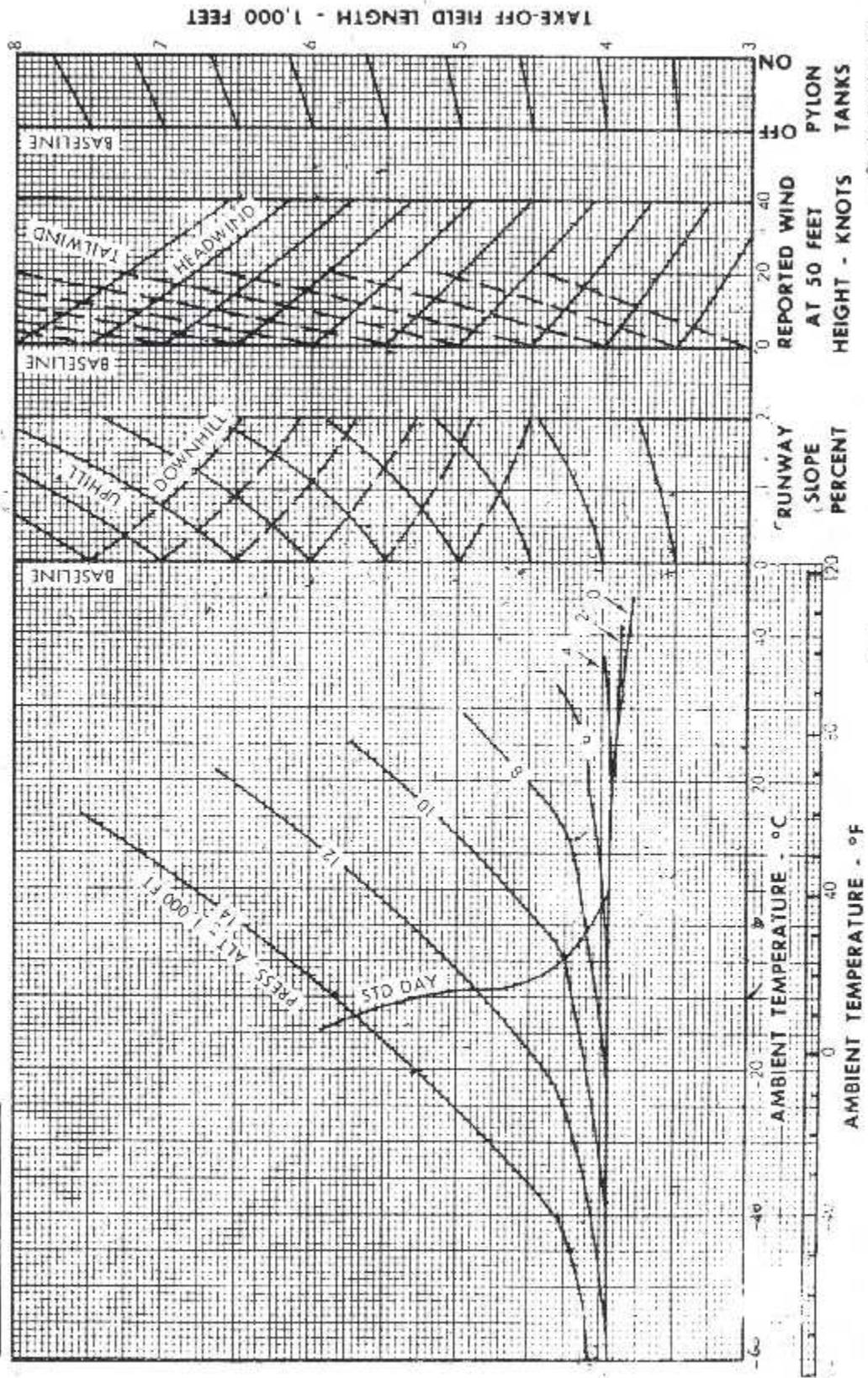
NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
100,000 POUNDS NO BLEED

1077 °C TIT MAXIMUM

CERTIFICATE LIMITATION



382E/GC-1(22A)-0-052

Figure 4C-27.

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart

TAKE-OFF FIELD LENGTH

120,000 POUNDS NO BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077 °C TIT MAXIMUM

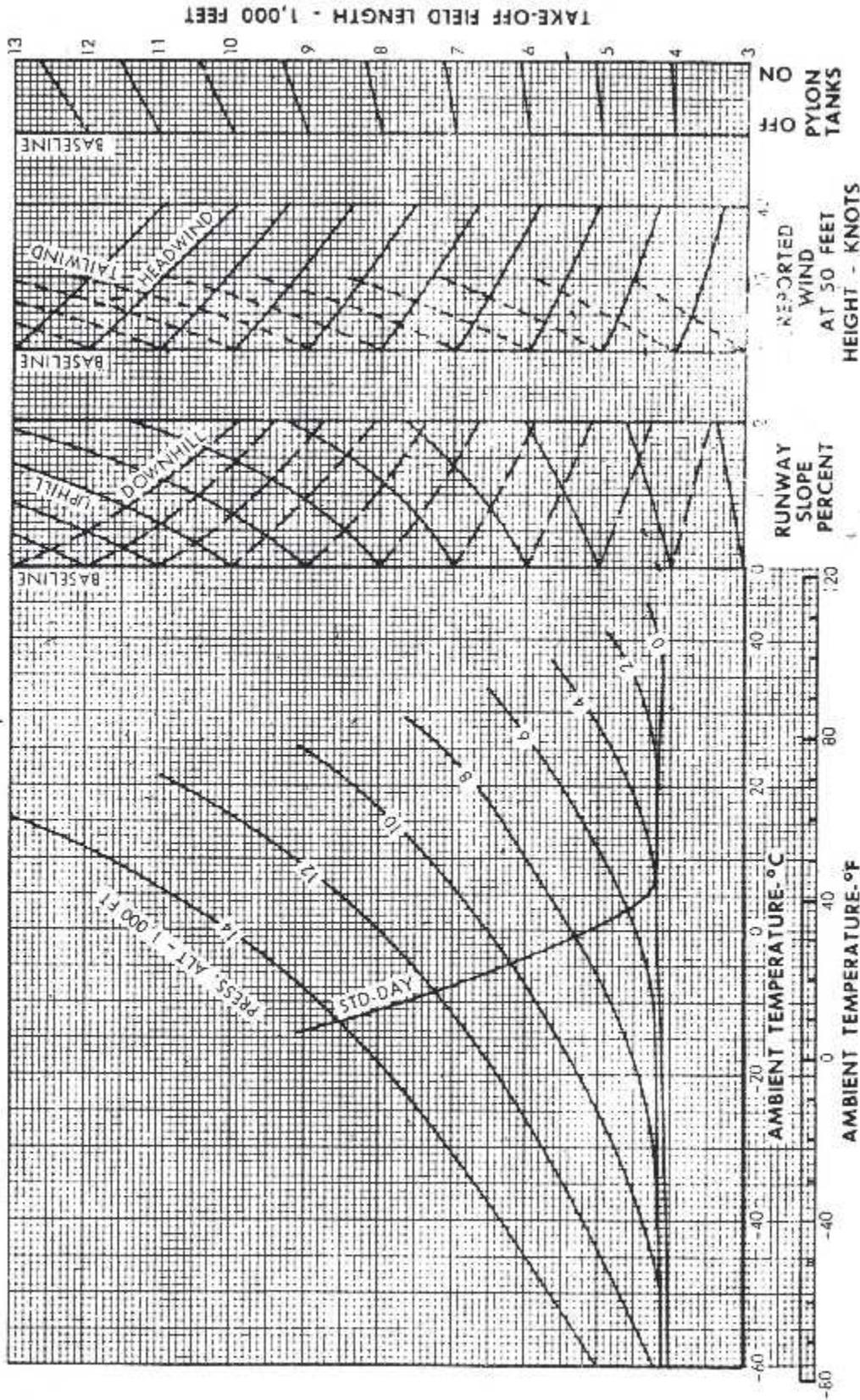


Figure 4C-29.

NOTE

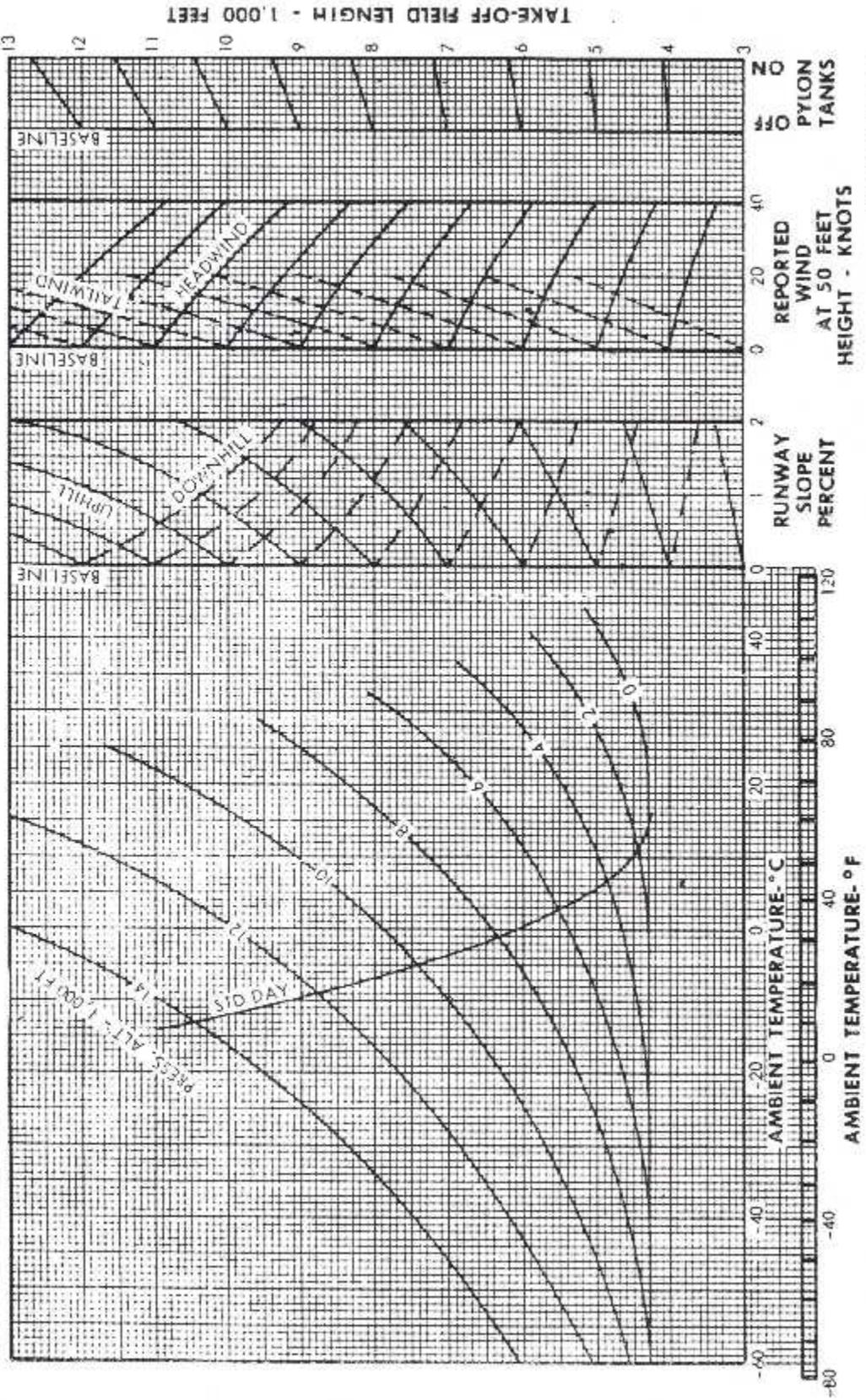
For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, Figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

130,000 POUNDS NO BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077° C TIT MAXIMUM



382c-4C-122A 1-0-055

Figure 4C-30.

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

140,000 POUNDS NO BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077°C TIT MAXIMUM

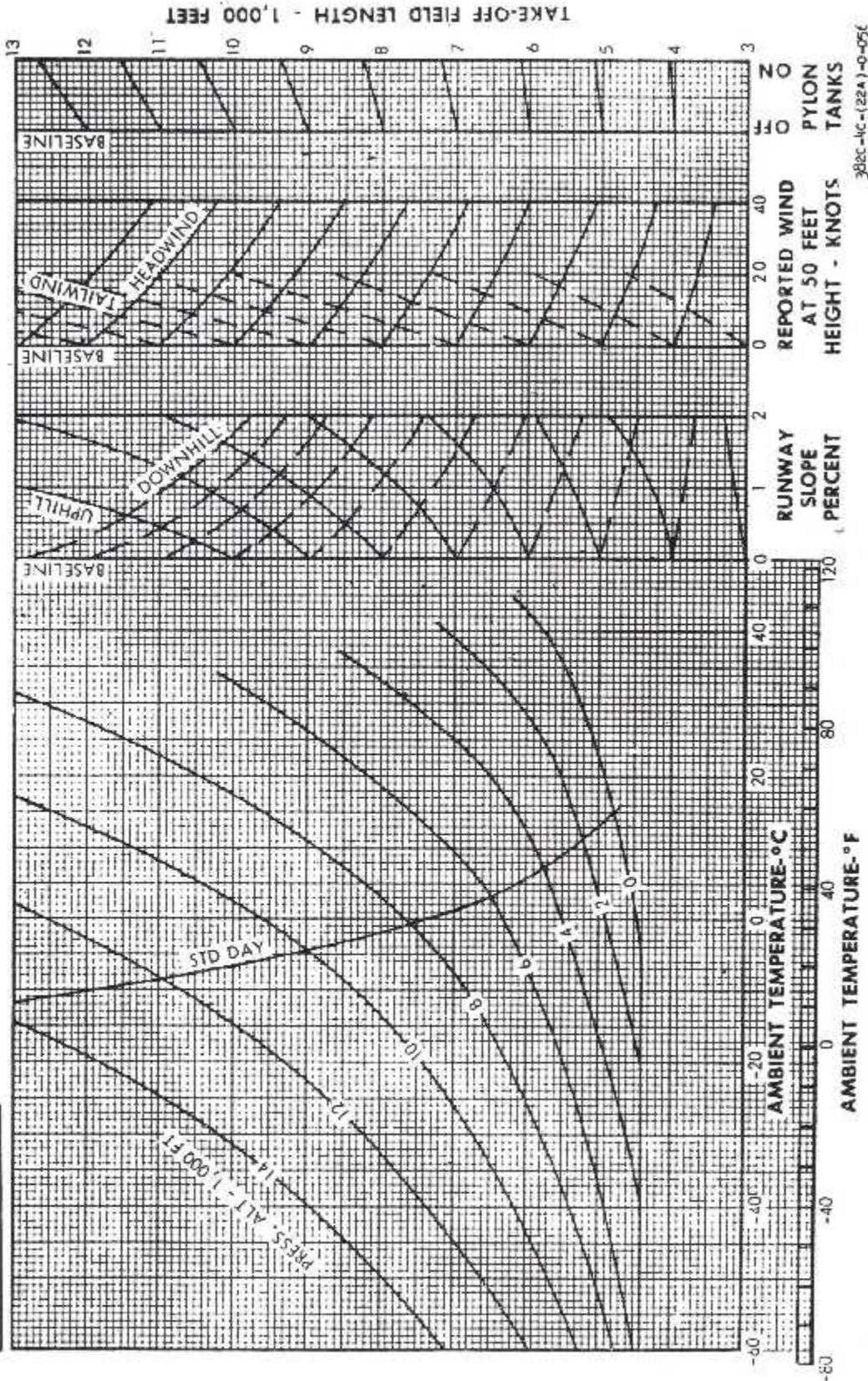


Figure 4C-31.

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, Figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH

150,000 POUNDS NO BLEED

CERTIFICATE LIMITATION

1077°C TIT MAXIMUM

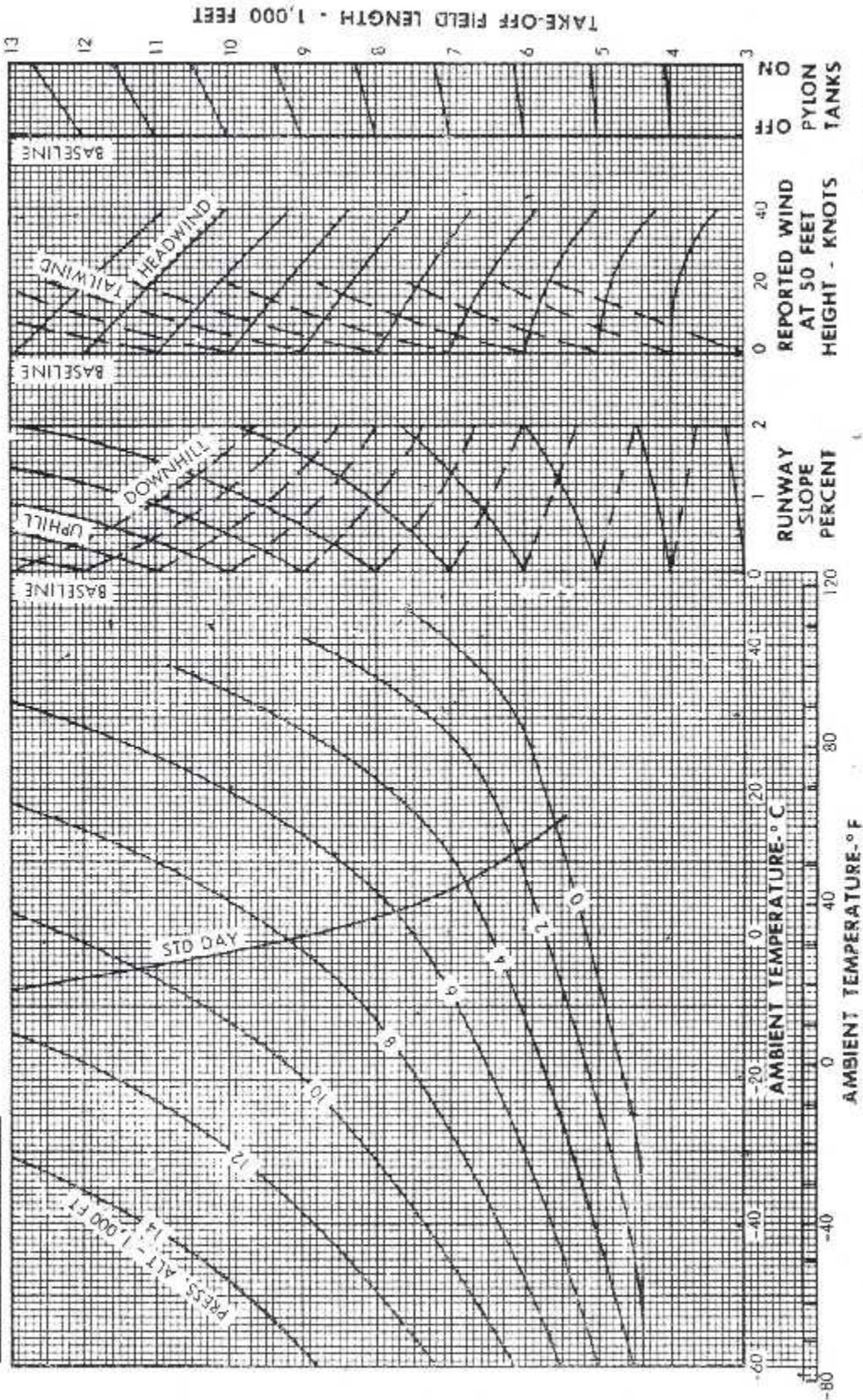


Figure 4C-32.

NOTE

For field pressure altitudes higher than 4,000 feet, figure 4C-34 must be used in conjunction with this chart.

TAKE-OFF FIELD LENGTH
155,000 POUNDS NO BLEED

1077°C TIT MAXIMUM

CERTIFICATE LIMITATION

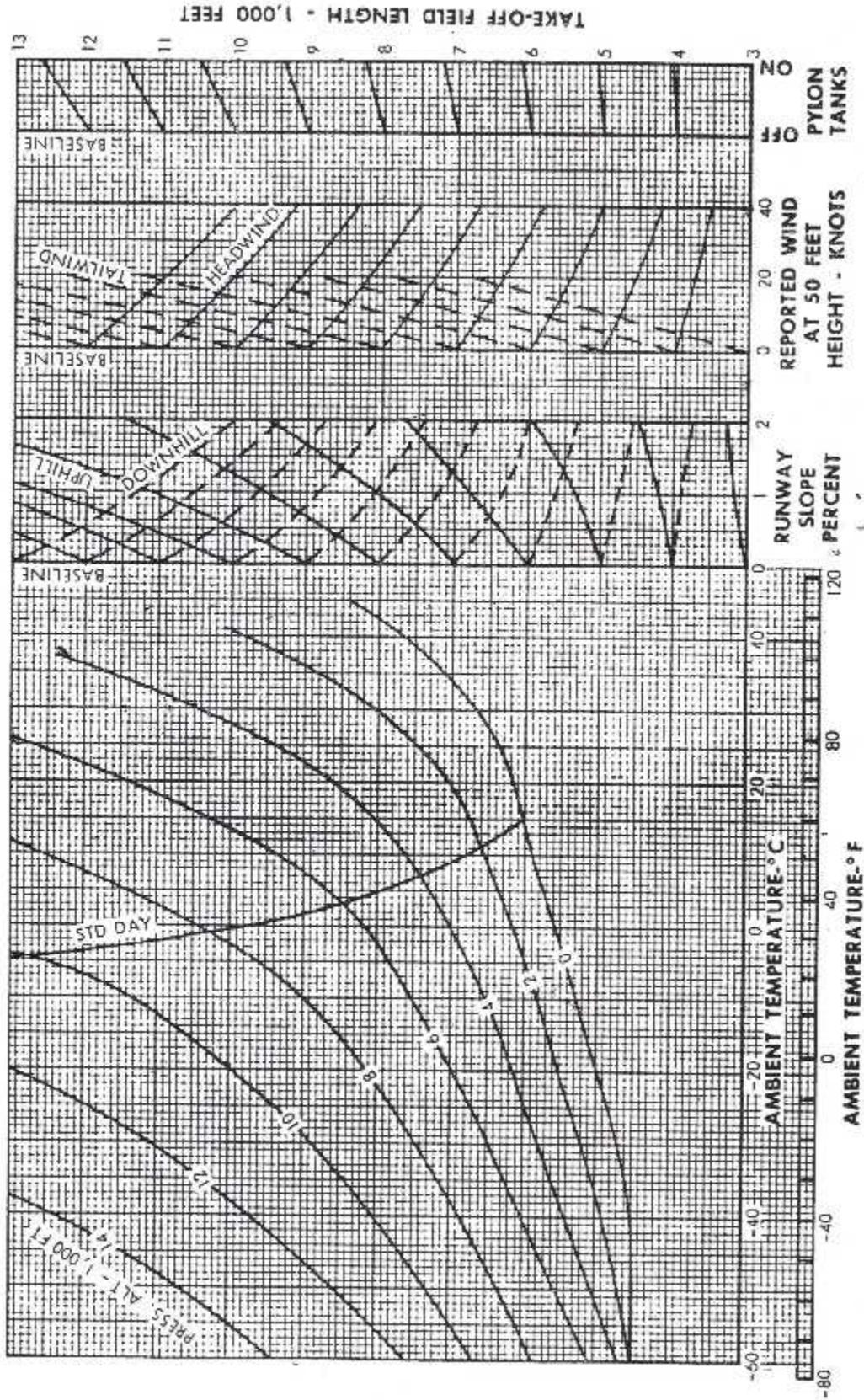
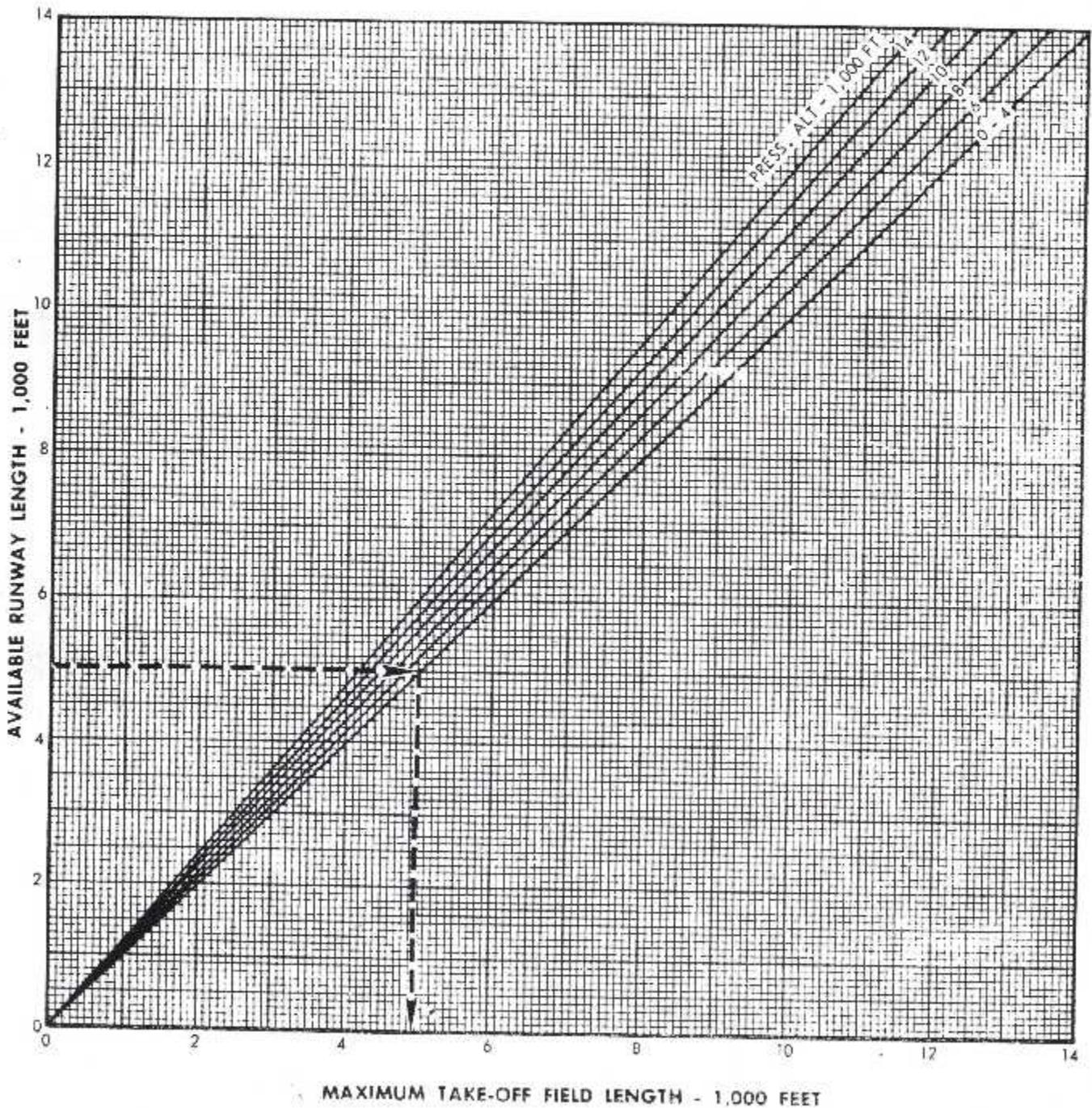


Figure 4C-33.

**ALTITUDE CORRECTION TO
TAKE-OFF RUNWAY LENGTH**



382C-4C-(22X)-0-019
(E-W/AF-49-TT)

Figure 4C-34.

**MAXIMUM TAKE-OFF
WEIGHT PERMITTED BY
CLIMB REQUIREMENTS
NORMAL BLEED**

CERTIFICATE LIMITATION

NOTE

Take-off weight is limited by second segment climb performance.

1077°C TIT MAXIMUM

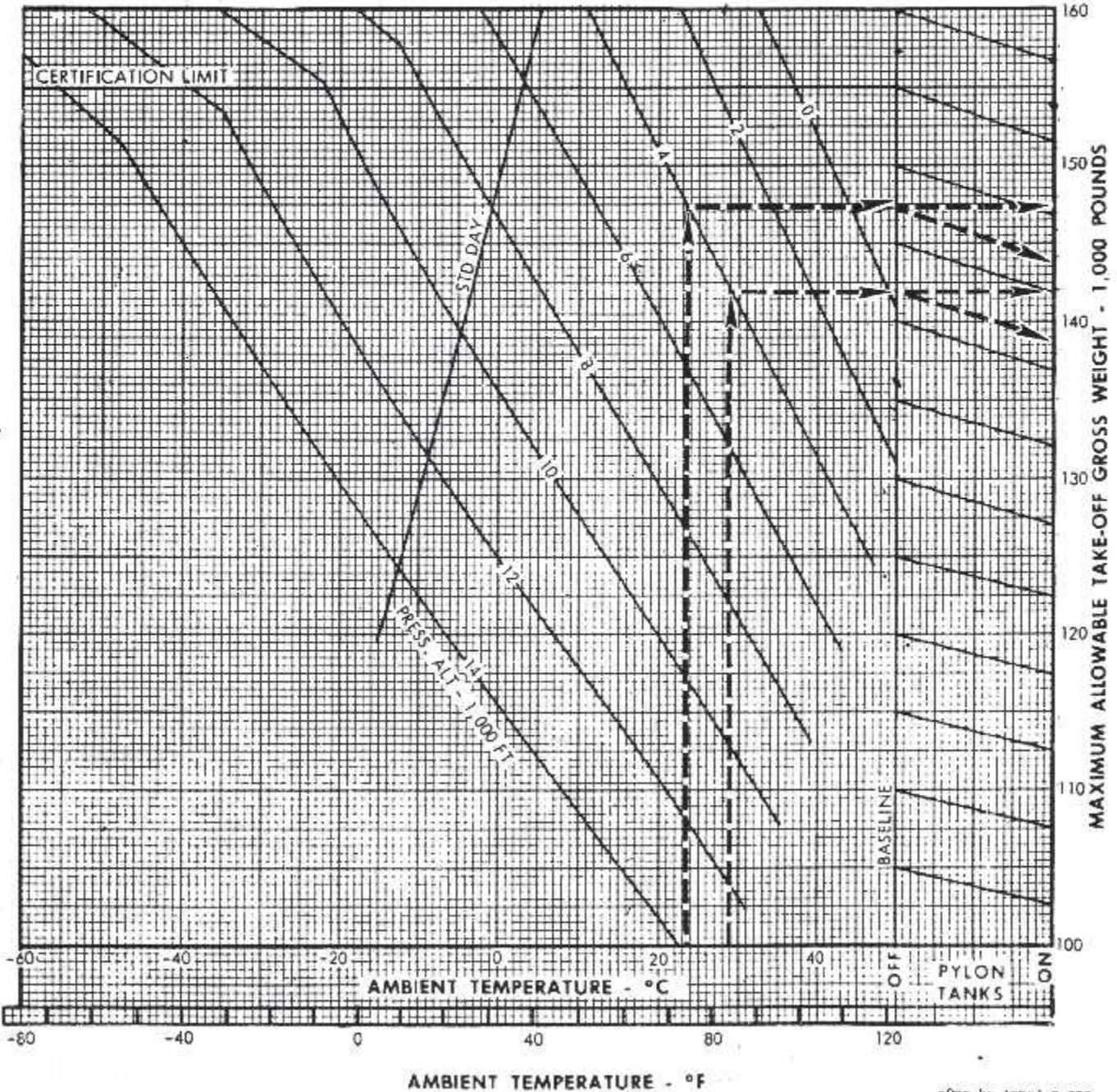


Figure 4C-35.

**MAXIMUM TAKE-OFF
WEIGHT PERMITTED BY
CLIMB REQUIREMENTS
NO BLEED**

CERTIFICATE LIMITATION

NOTE

Take-off weight is limited by second segment climb performance.

1077° C TIT MAXIMUM

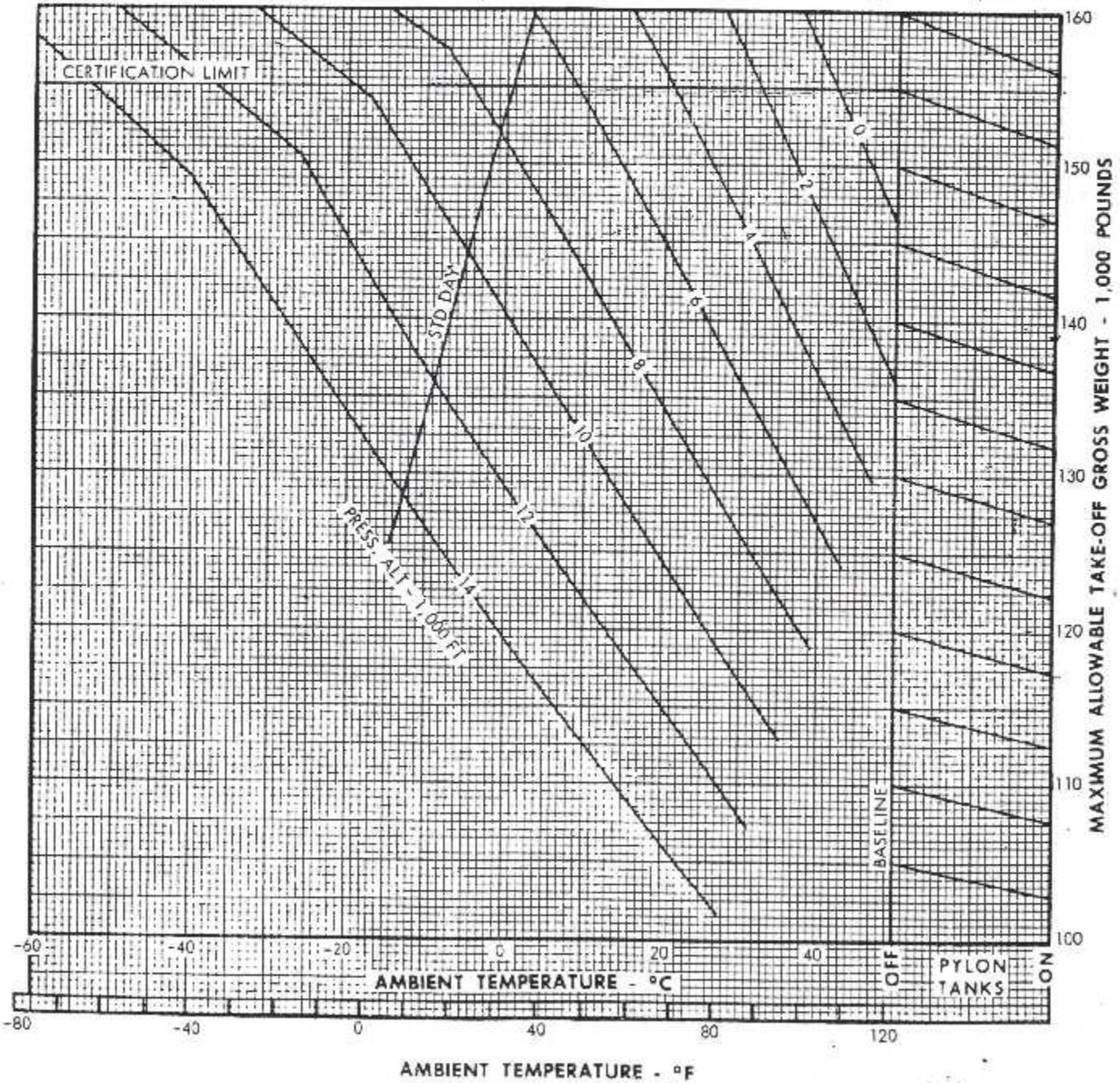


Figure 4C-36.

NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).
3. V_1 must not be greater than V_{BE} .
4. V_1 must not be greater than V_R with and without pylon tanks.
5. V_1 must not be less than V_1 minimum.

**CRITICAL ENGINE FAILURE
 SPEED - V_1
 WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
 NORMAL BLEED**

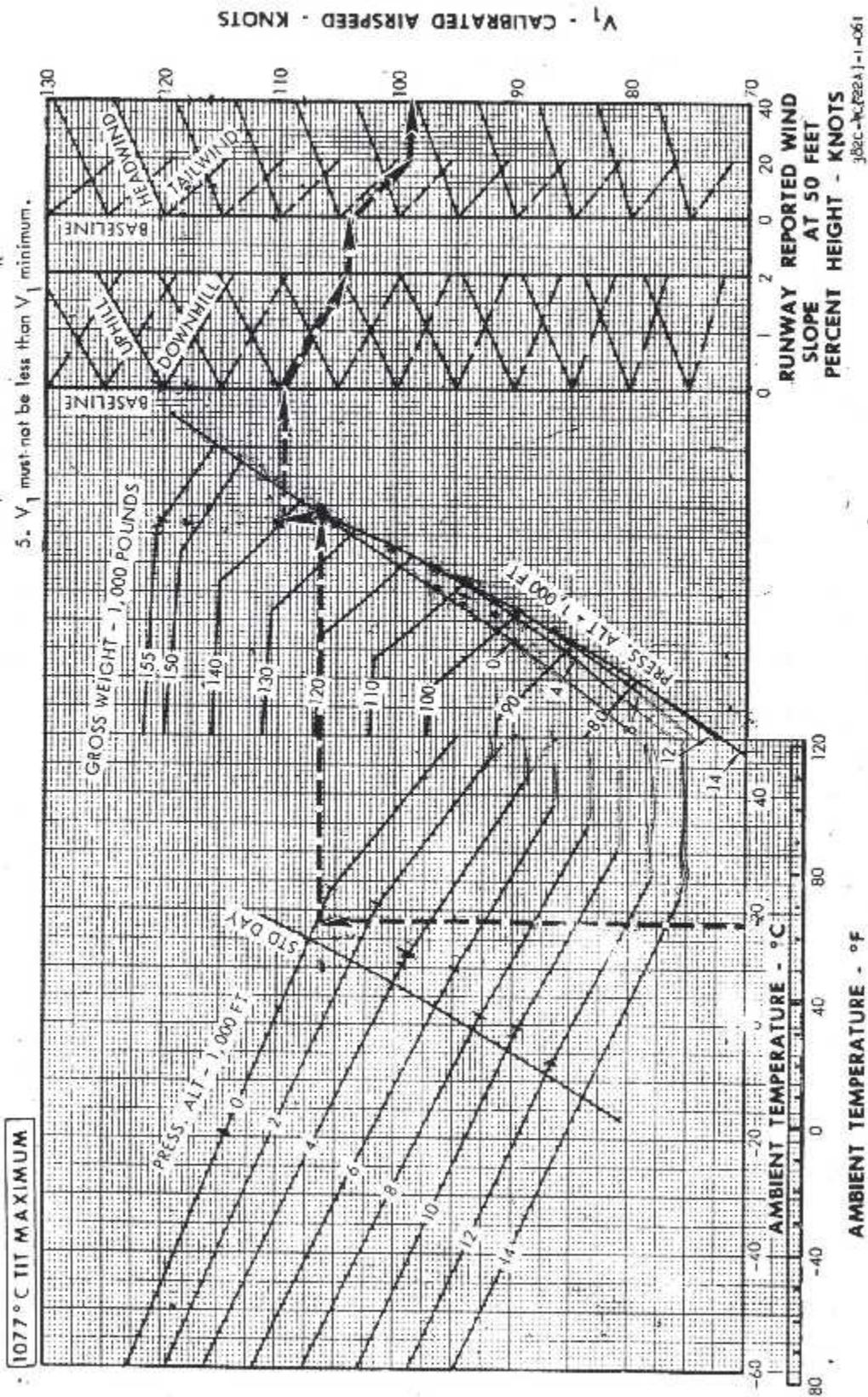


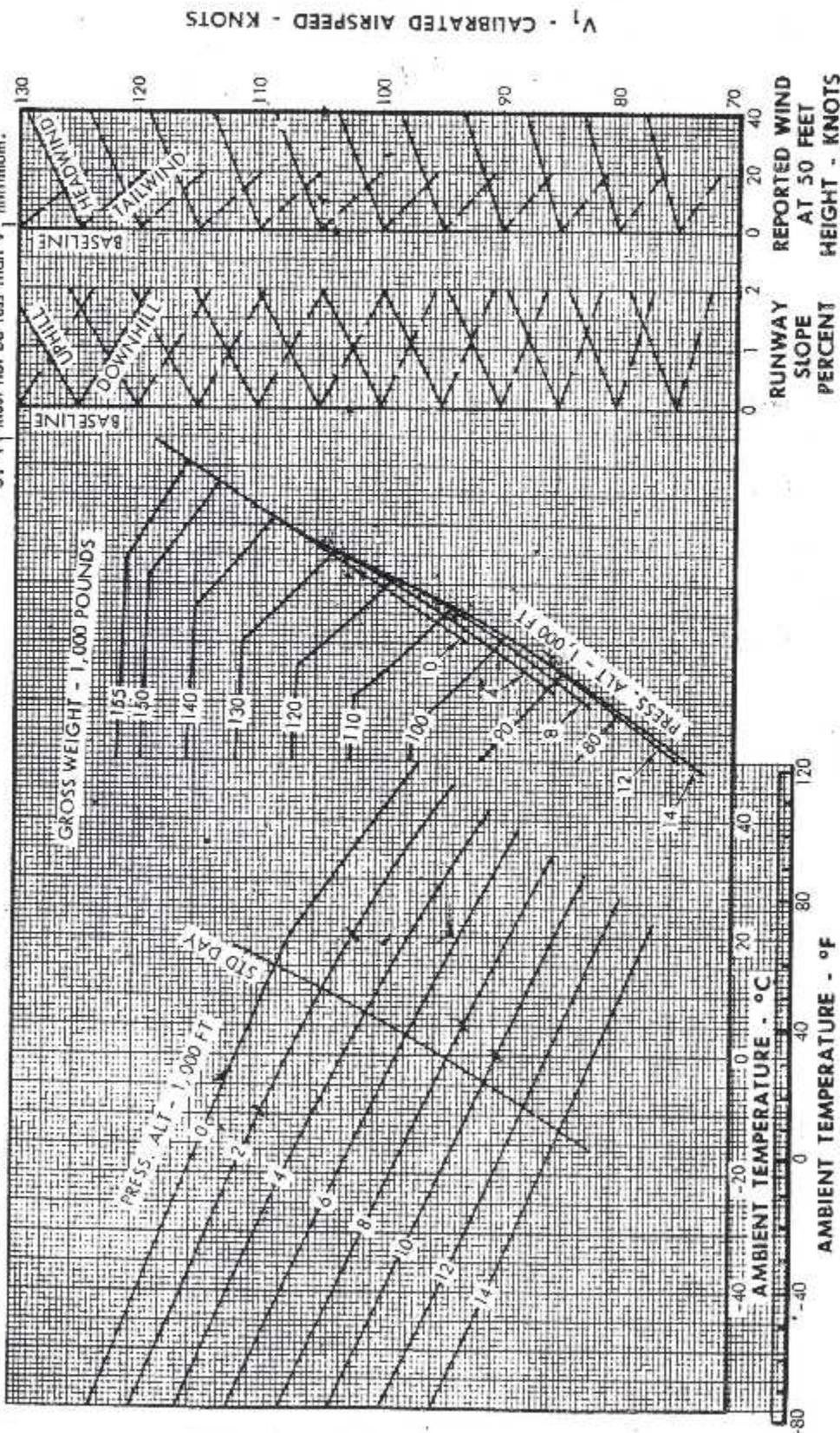
Figure 4C-37.

NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).
3. V_1 must not be greater than V_{BE} .
4. V_1 must not be greater than V_R with and without pylon tanks.
5. V_1 must not be less than V_{min} .

**CRITICAL ENGINE FAILURE
SPEED - V_1**
WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
NO BLEED

1077°C TIT MAXIMUM



382E-1C(22A)-1-062

Figure 4C-38.

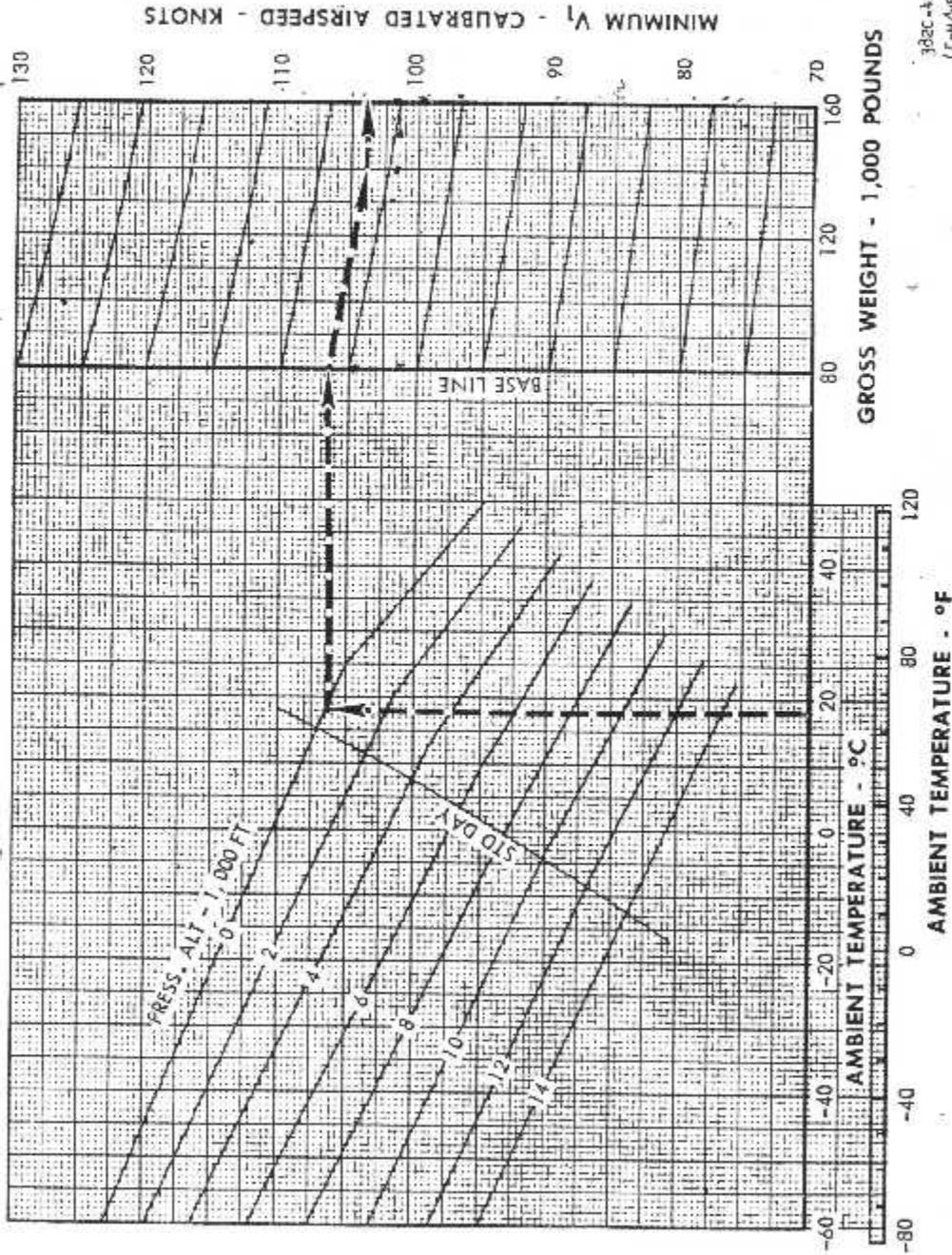
NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).
3. V_1 must not be less than $V_{1\text{ minimum}}$.

MINIMUM V_1 SPEED

WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
NORMAL BLEED

1077°C TIT MAXIMUM



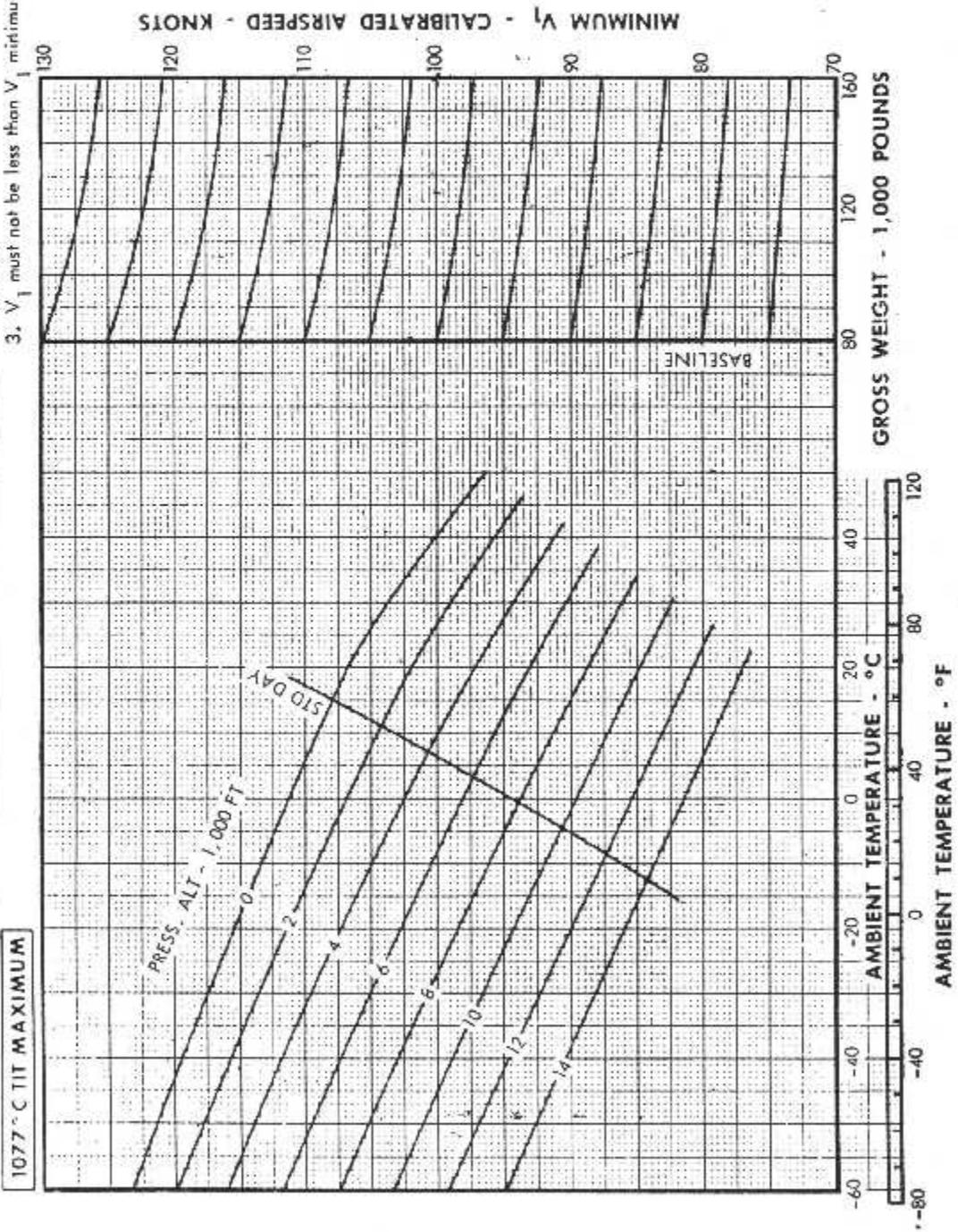
382C-4C-1(22A)-2-049
(E-W/P-77)

Figure 4C-39.

NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).
3. V_1 must not be less than $V_{1 \text{ minimum}}$.

**MINIMUM V_1 SPEED
 WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
 NO BLEED**



182c-4c-1224-1-063

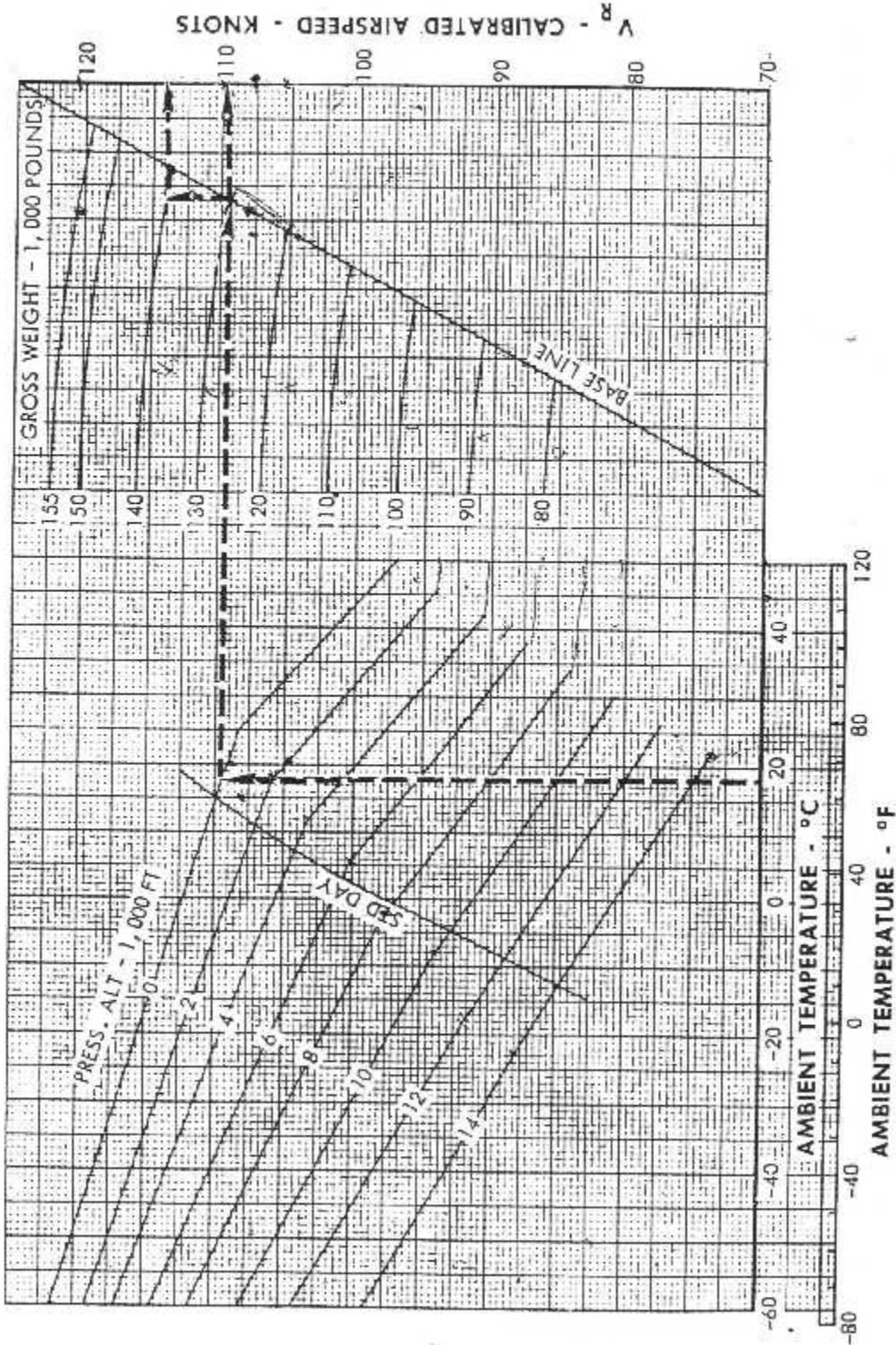
Figure 4C-40.

NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).

ROTATION SPEED
WITH AND WITHOUT P. TANKS

1077 °C TIT MAXIMUM



382E-46-122A-1-05
(G-N/MP-17)

Figure 4C-41.

BRAKE ENERGY SPEED V_{BE}
 WITH AND WITHOUT PYLON TANKS

NOTE

1. 382E - A one-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 1 Knot).
2. 382G - A two-knot airspeed correction is required during take-off ground run prior to rotation (IAS = CAS + 2 Knots).

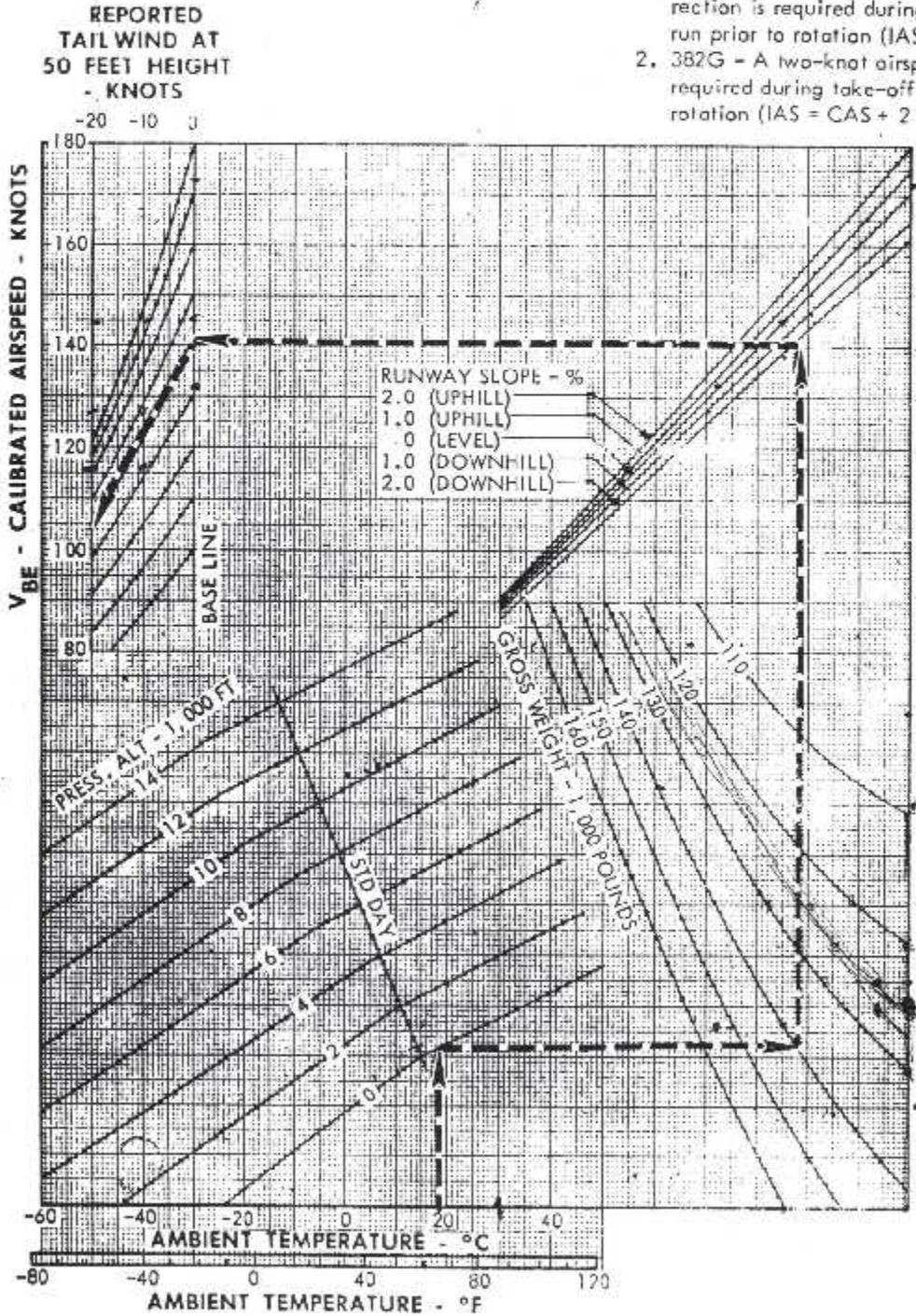
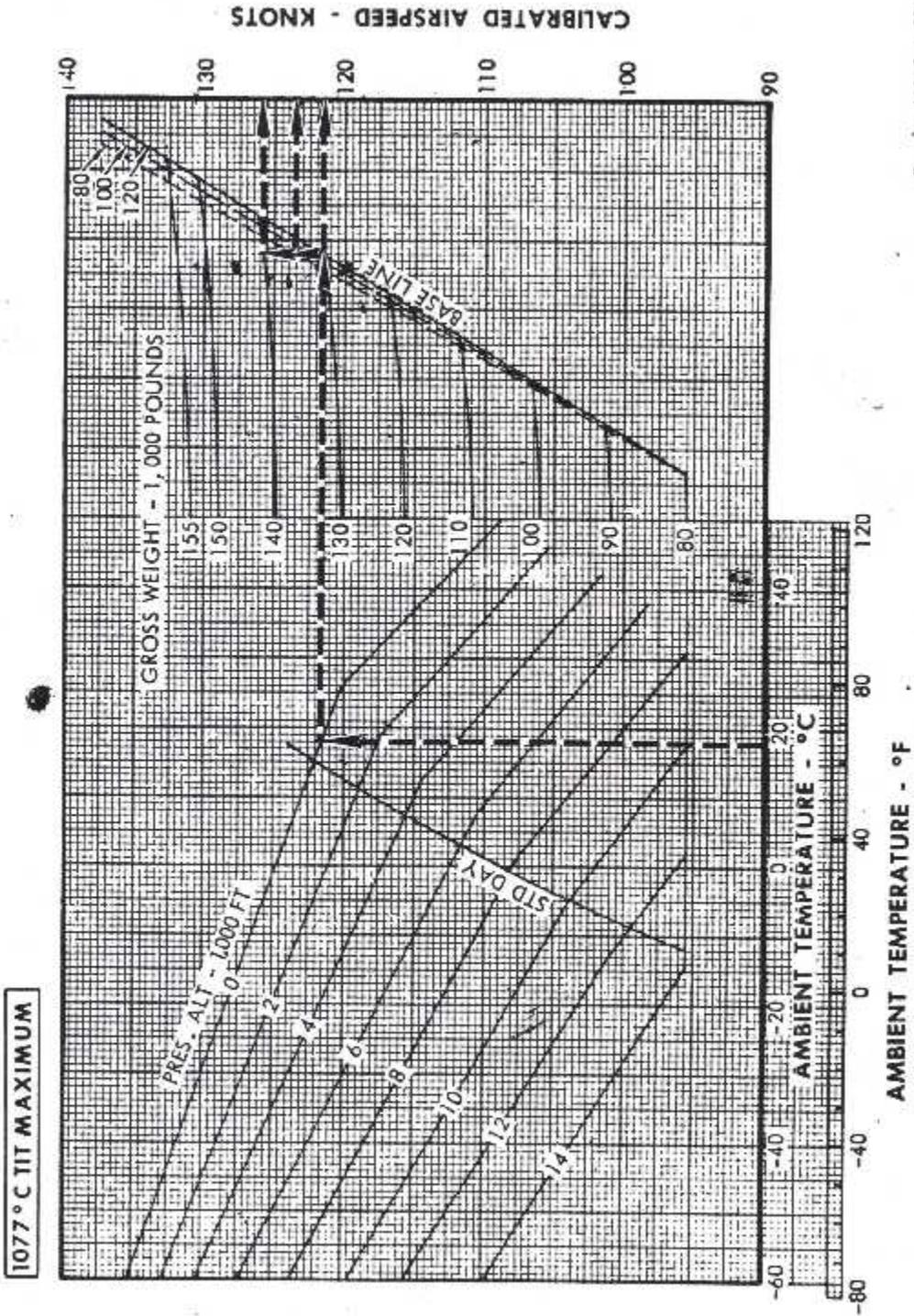


Figure 4C-42.

352C-4C1224-1-4052
 (G-N/WP-77)

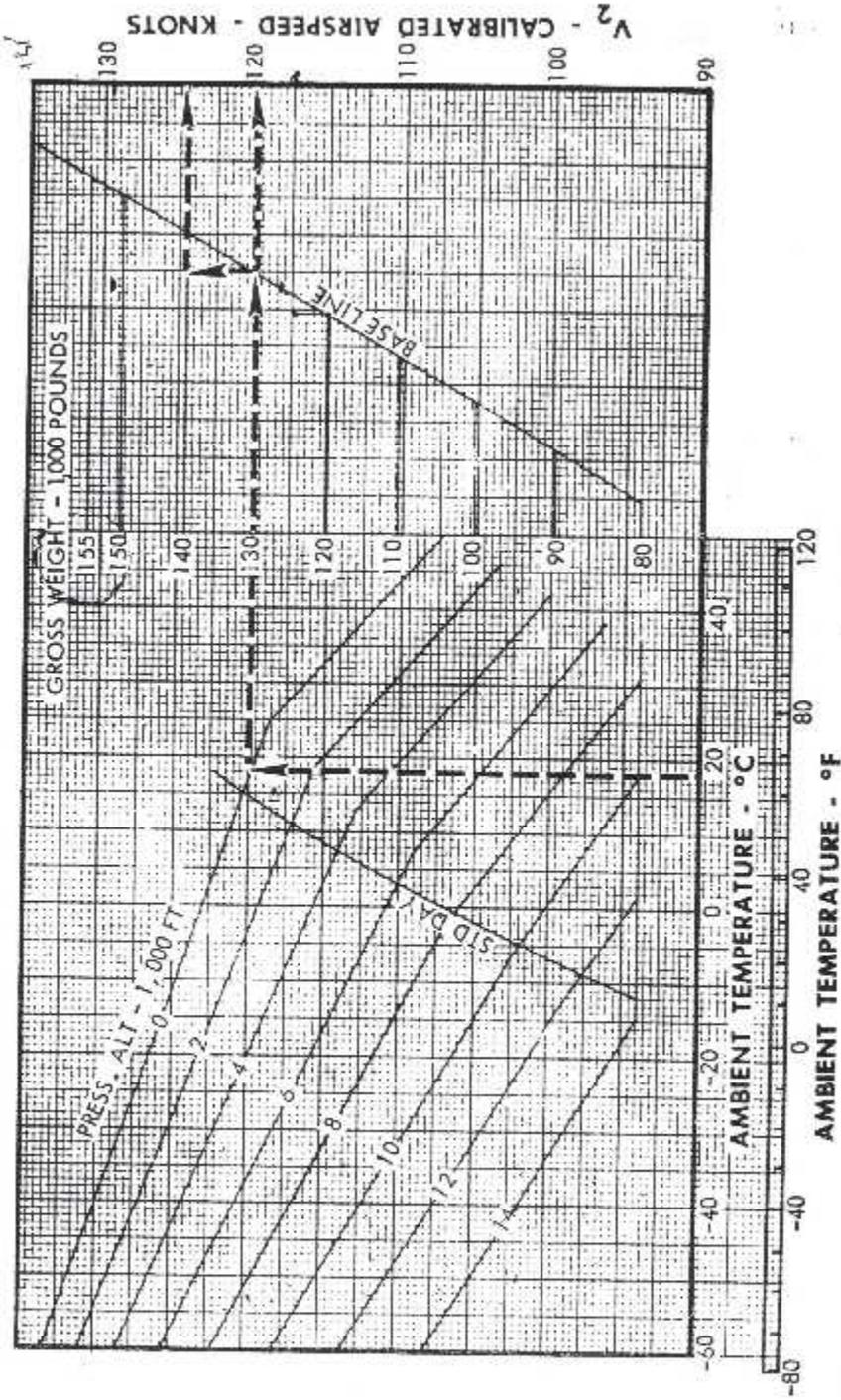
**FOUR ENGINE
TAKE-OFF SPEED AT 35 FEET
WITH AND WITHOUT PYLON TANKS**



TAKE-OFF SAFETY SPEED - V₂

THREE ENGINE OPERATION
WITH AND WITHOUT PYLON TANKS

1077 °C TIT MAXIMUM



382C-4C-(22A)-0-033
(E-N/MP-TT)

Figure 4C-44.

MINIMUM CONTROL SPEED
WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
50 PERCENT FLAPS NORMAL BLEED

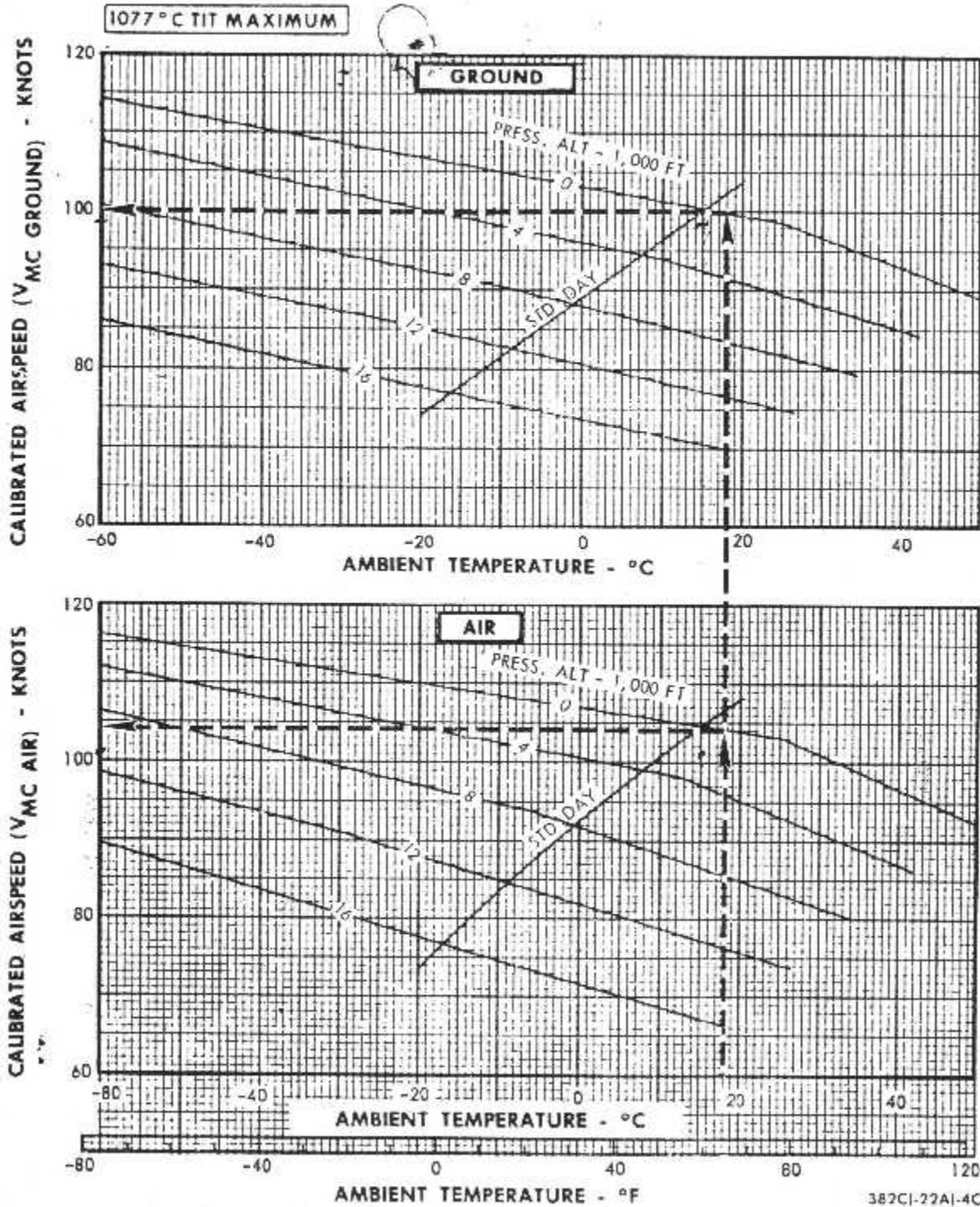


Figure 4C-45.

MINIMUM CONTROL SPEED

WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
50 PERCENT FLAPS NO BLEED

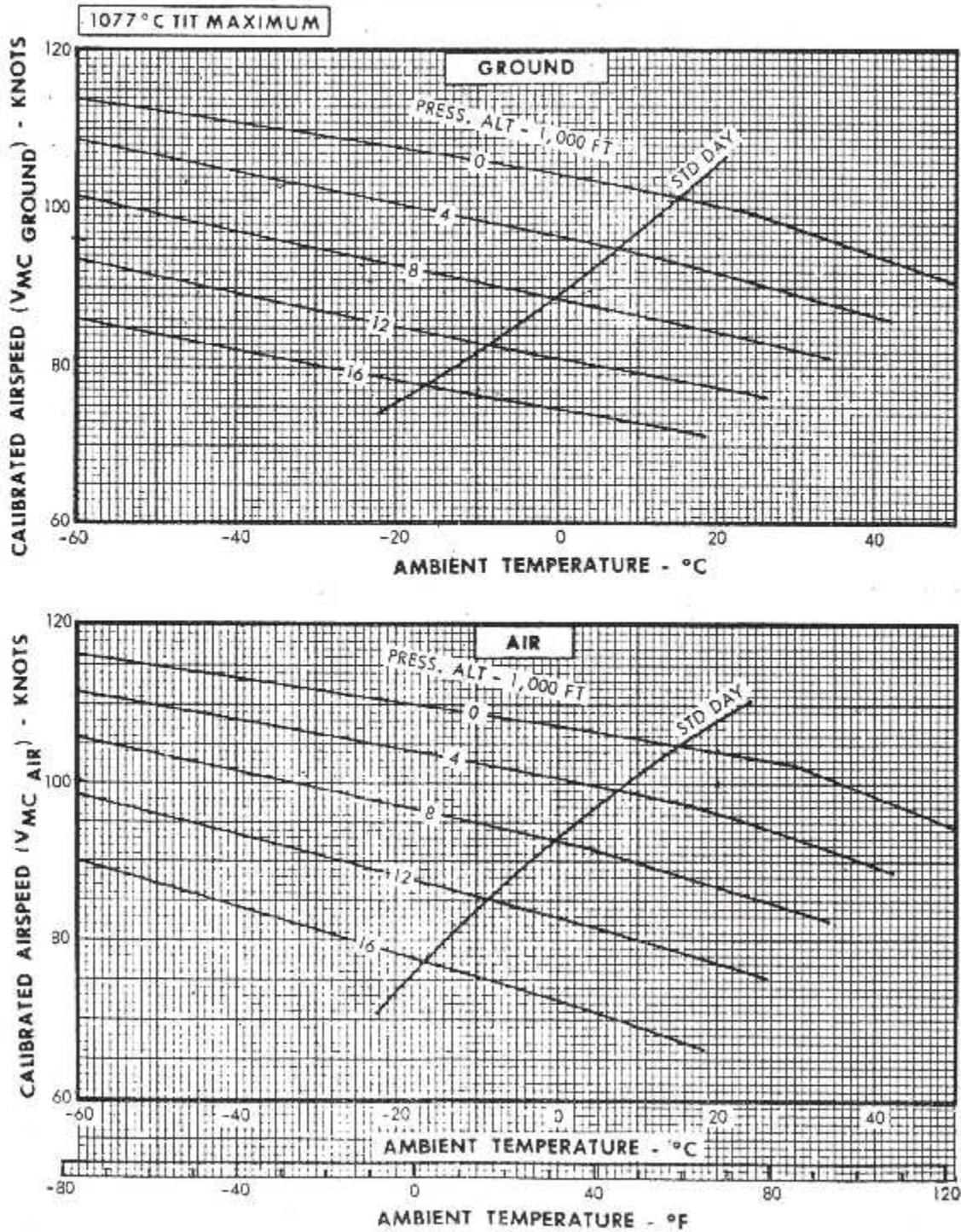


Figure 4C-46.

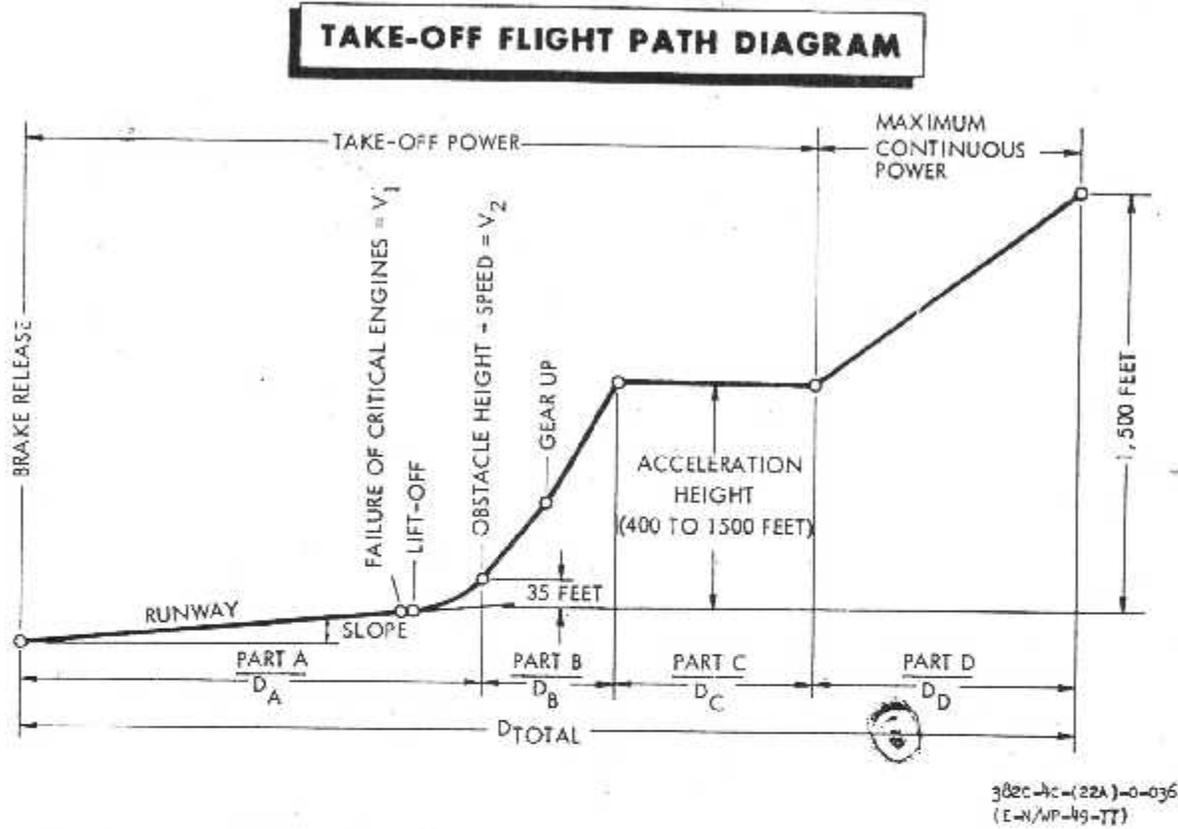


Figure 4C-47.

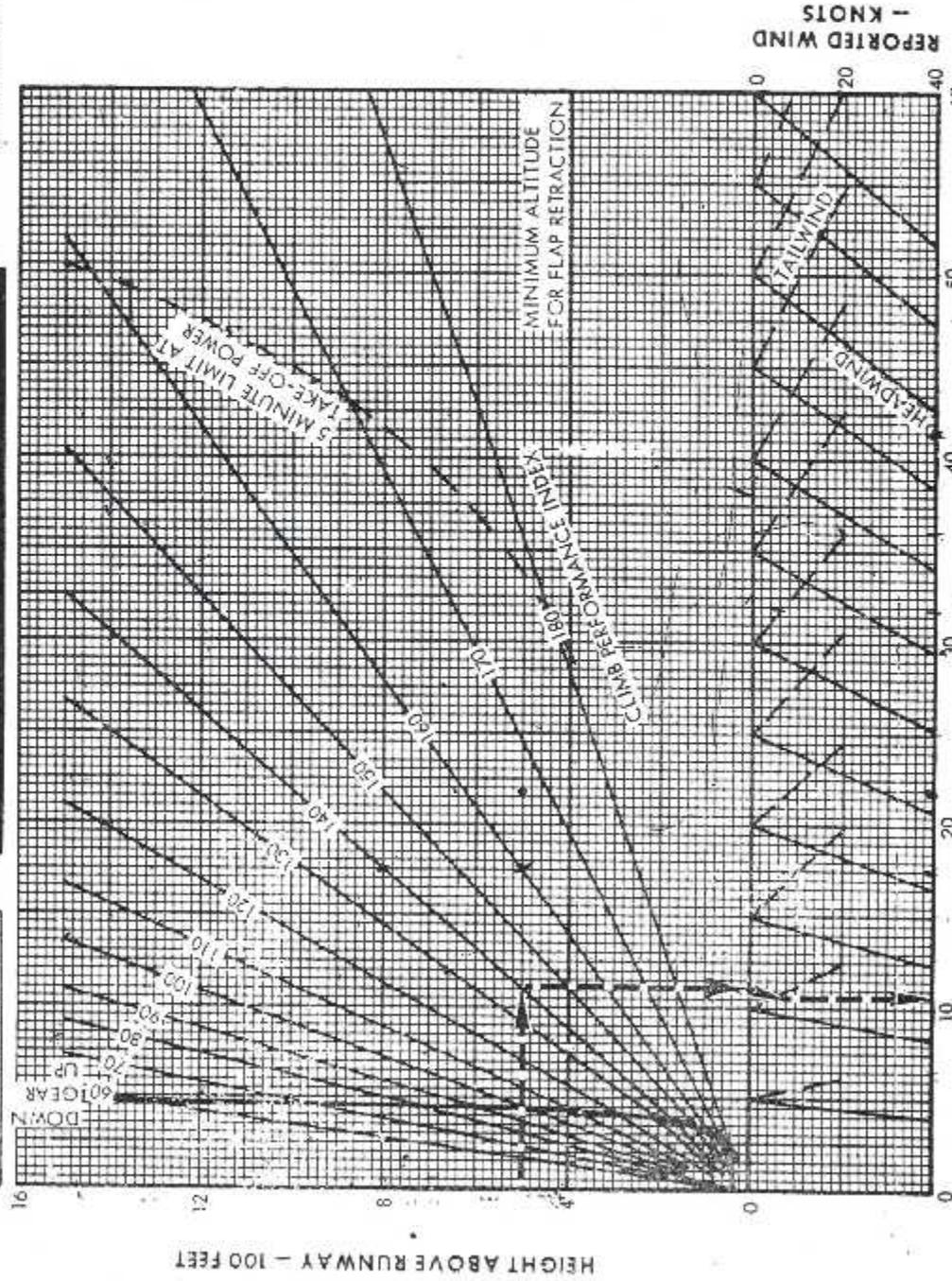
382C-4C-(22A)-0-065-1

**TAKE-OFF FLIGHT PATH
 OBSTACLE CLEARANCE
 WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
 NORMAL BLEED**

NOTE

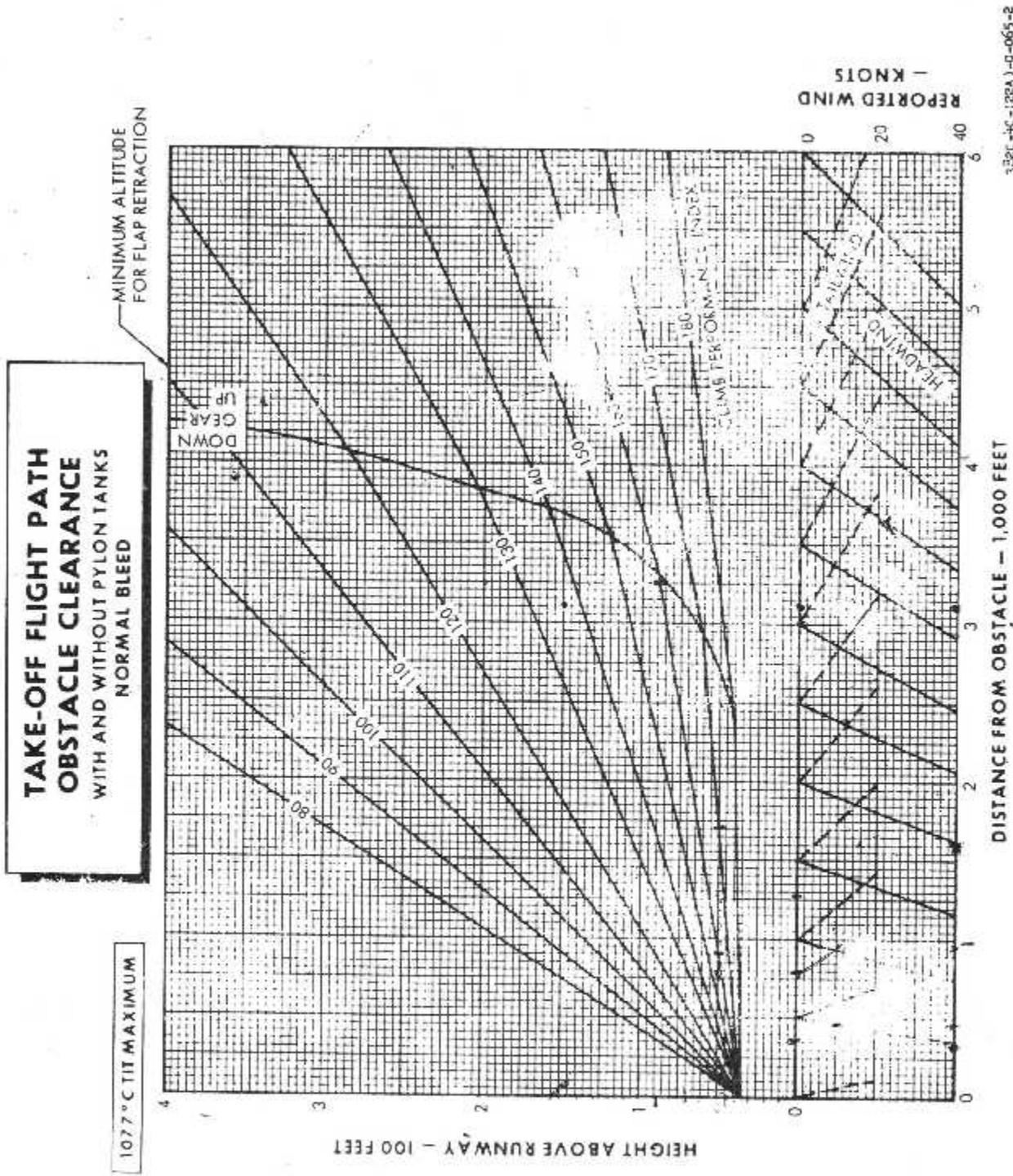
See sheet 2 for obstacles
 400 feet above runway.

1077°C TIT MAXIMUM



DISTANCE FROM OBSTACLE - 1,000 FEET

Figure 4C-49. (Sheet 1 of 2)



328C-4C-128A1-0-065-2

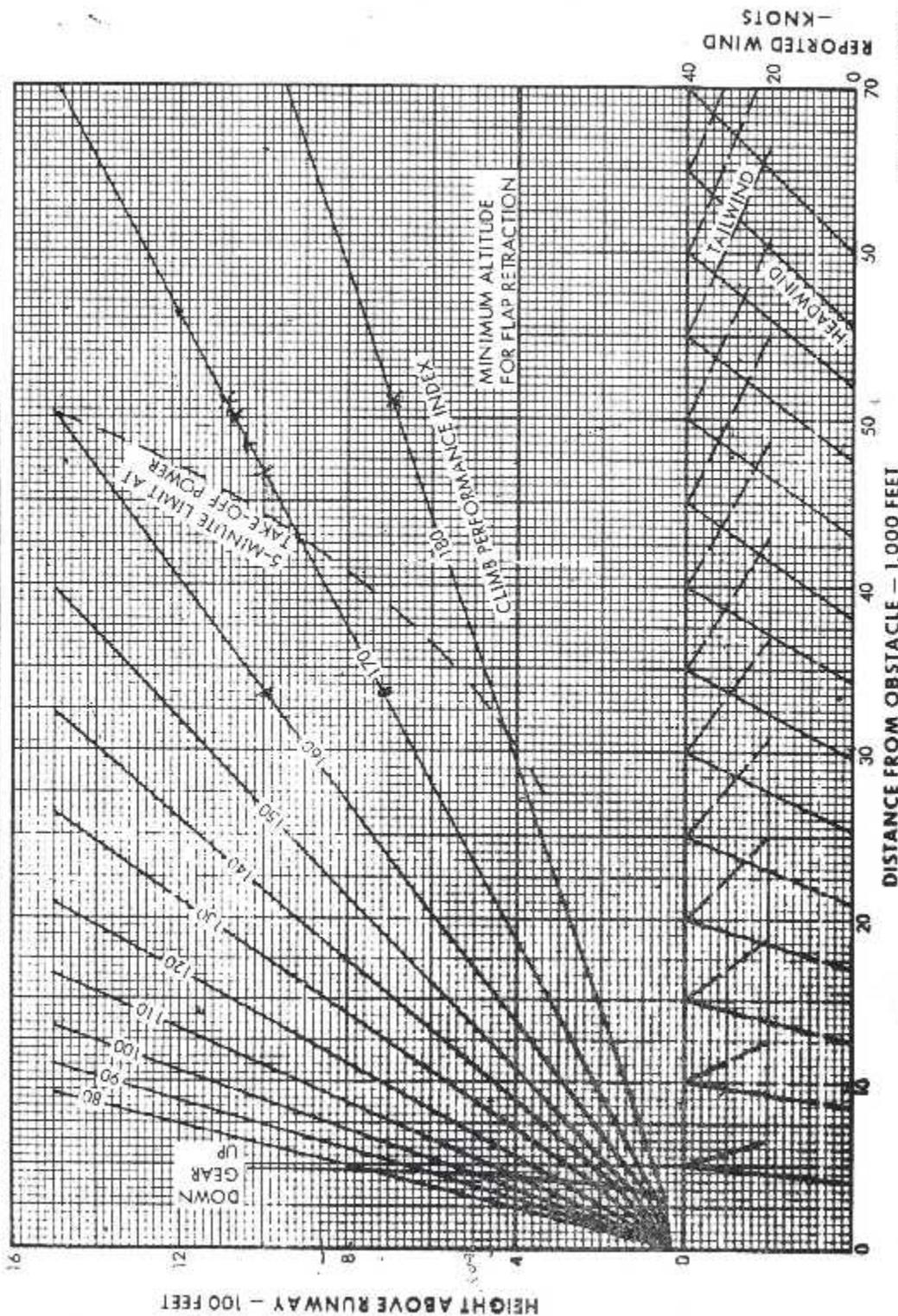
Figure 4C-49. (Sheet 2 of 2)

**TAKE-OFF FLIGHT PATH
 OBSTACLE CLEARANCE**
 WITH AND WITHOUT PYLON TANKS
 NO BLEED

NOTE

See sheet 2 for obstacles
 400 feet above runway

1077 °C TIT MAXIMUM



382c-1c-1(22A)-0-066-1

Figure 4C-50. (Sheet 1 of 2)

382C-1C-(22A)-0-066-2

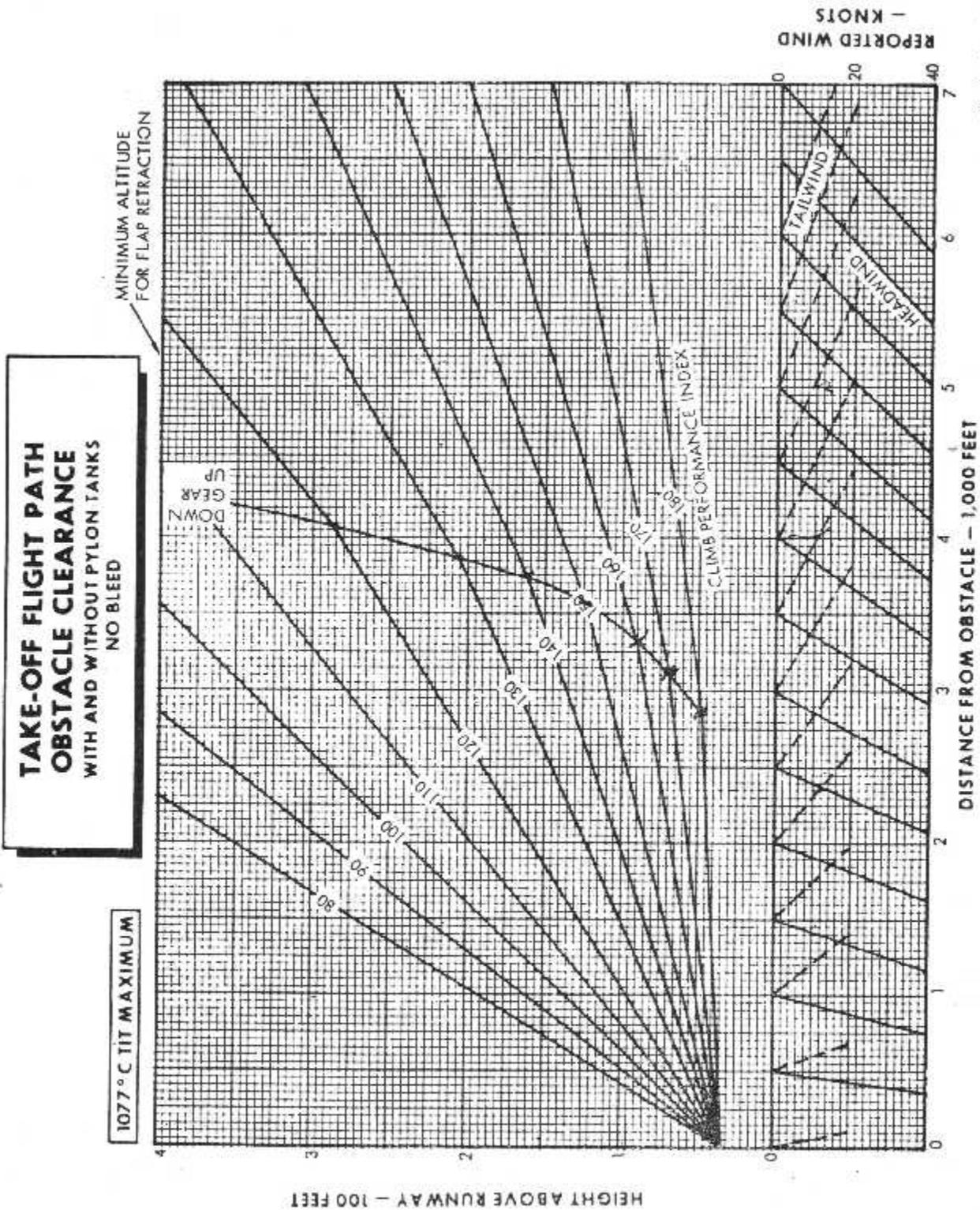


Figure 4C-50. (Sheet 2 of 2)

**TAKE-OFF FLIGHT PATH
 ACCELERATION DISTANCE/
 ONE ENGINE INOPERATIVE**

1077 °C TIT MAXIMUM

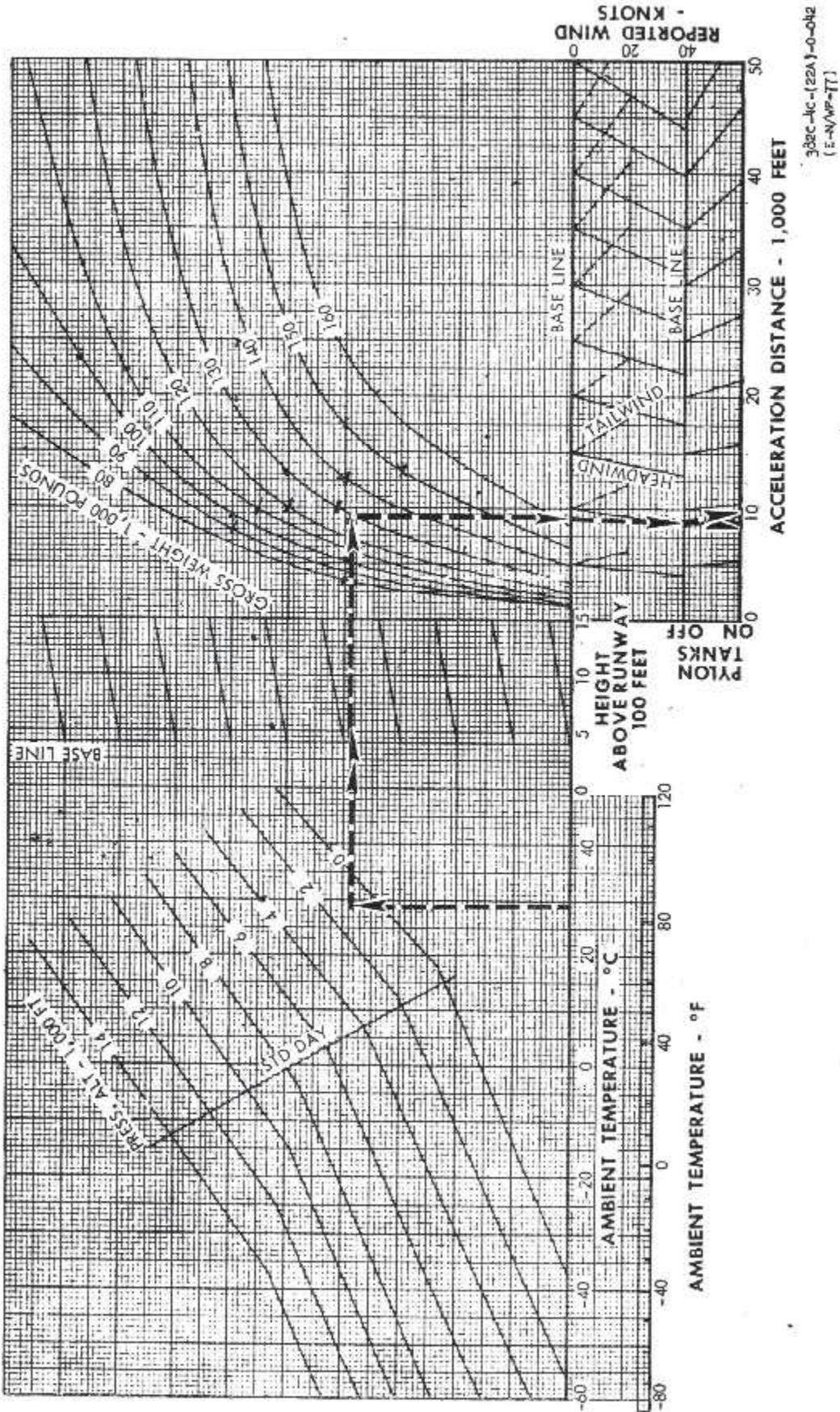
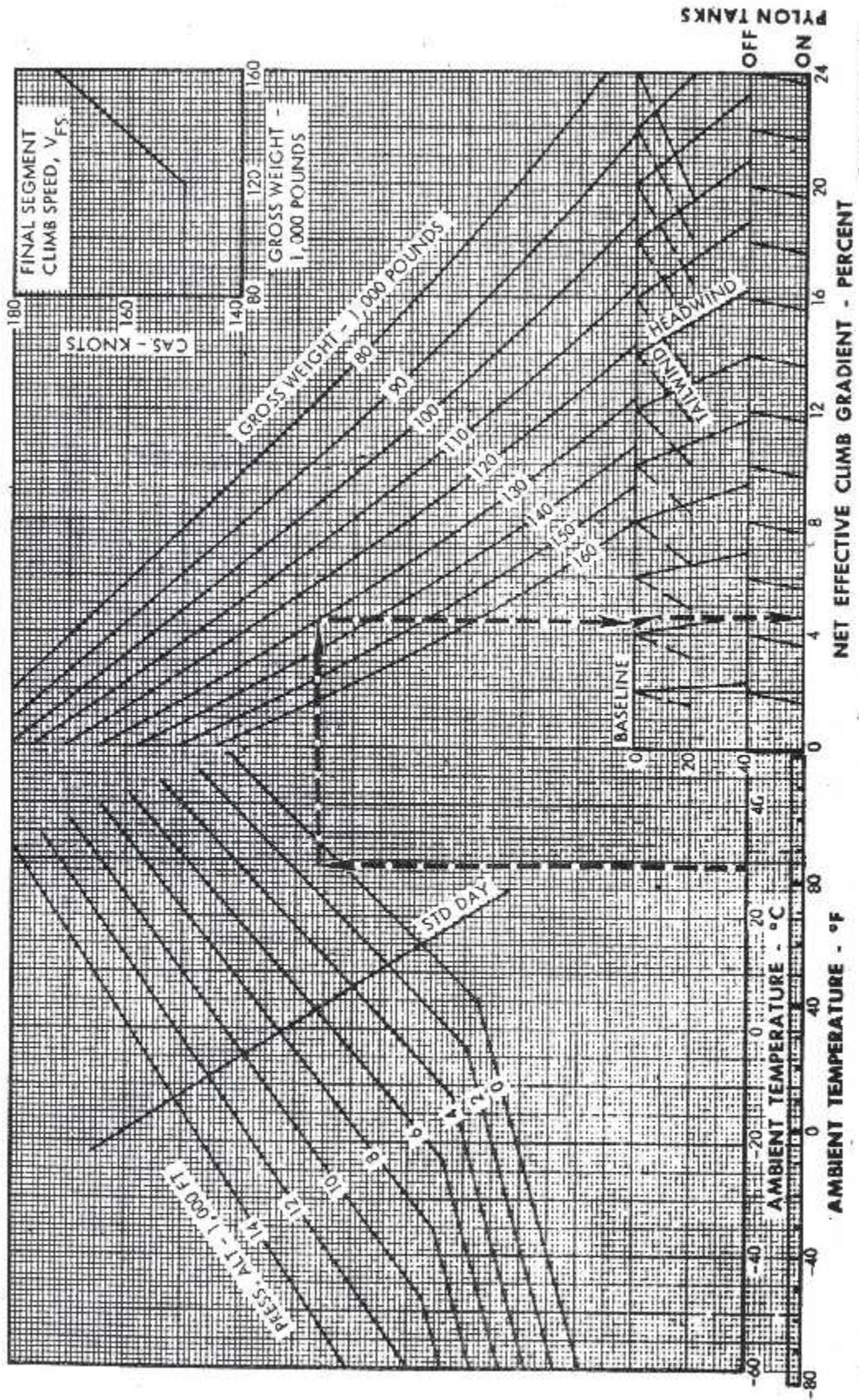


Figure 4C-51.

**TAKE-OFF FLIGHT PATH
FINAL SEGMENT**
ONE ENGINE INOPERATIVE
MAXIMUM CONTINUOUS POWER

NOTE
Good for every bleed condition.



382C-4C-(22A)-0-067

Figure 4C-52.

BIBLIOGRAPHIE

- 1- M. Martin , Ecole Nationale de l'aviation civile (France), 1992.
Opérations Aériennes – tome 1 et 2
3^{ème} Edition.
- 2- M.Bale.JEAN MERMOZ , 1984.
Opérations 2^{ème} Edition.
- 3- Annexe 6 de l'OACI - « Exploitation technique des aéronefs », 1988.
- 4- Annexe 14 de l'OACI - « Aérodrômes », 1988.
Volume 1: Conception et exploitation technique des
aérodrômes.
- 5- AFM(air plane flight manuel), Manuel de vol de l'HERCUL
L382G.
- 6- Base de données sur les caractéristiques d'aéroports (ACDB), 1998.
L'organisation de l'aviation civile international.
- 7- Georges GARDARIN, BERTI éditions, 1995.
Base de données « Les systèmes et leurs langages ».
- 8- John VIESCAS, Microsoft Press, 1989.
Guide du langage SQL .