



ETUDE et CONCEPTION AVION

2^{ème} Partie

Michel MARTIN

INTRODUCTION

La conception d'avion doit répondre aux besoins d'un marché identifié. Il doit aussi intégrer les stratégies des compagnies aériennes.

Il est important de l'optimiser pour la mission qu'il doit remplir. Un surdimensionnement ou un sous-dimensionnement peut être défavorable pour l'économie du vol.

La stratégie de hub favorise, par exemple, l'utilisation de gros porteurs sur de longues distances. Il est donc important de prouver que l'avion pourra couvrir l'ensemble du réseau avec la charge marchande la plus élevée possible.

De plus, il est important de prendre en compte un certain nombre de paramètres extérieurs qui peuvent avoir une grande influence sur la réalisation des missions que l'avion est censé assurer.

Ces contraintes sont de plusieurs ordres :

- Météorologiques

Par exemple, compte tenu de la circulation générale des vents sur l'Atlantique Nord, il n'est pas rare de trouver des temps de vol de 25% supérieurs en allant vers l'Ouest plutôt que vers l'Est. Ceci n'est pas sans influence sur la consommation de carburant et par conséquent sur la réalisation de la mission.

- Aéroportuaires

Il est important de vérifier que l'introduction d'un nouvel avion sur un marché n'engendre pas des investissements trop importants pour les aéroports.

- Dimensionnement piste
- Dimensionnement voies de circulation
- Aménagements des terminaux.....

- Géographiques

Si un des gros marchés potentiels concerne un pays dont le relief est important ou des régions à températures élevées.

| | | |
|----------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 1 | <i>CALCUL de la MISSION</i> | 4 |
| 1.1 | Calcul de la route | 4 |
| 1.1.1 | Orthodromie | 4 |
| 1.1.2 | Contraintes navigation aérienne | 4 |
| 1.1.3 | Contraintes météorologiques | 4 |
| 1.1.4 | Calcul de la Route à Temps Minimum | 4 |
| 1.2 | Profil de vol | 4 |
| 1.3 | Calcul de la quantité de carburant | 5 |
| 1.4 | Payload Range | 5 |
| 1.4.1 | Devis de masses | 5 |
| 1.4.2 | Masses maximales de structure | 6 |
| 1.4.3 | Evolution de la charge offerte ou Payload Range (C/O) en fonction du rayon d'action (R) | 6 |
| 1.5 | Cas des vols ETOPS | 10 |
| 2 | <i>CONTRAINTES OPERATIONNELLES</i> | 13 |
| 2.1 | Introduction | 13 |
| 2.2 | Dimensions parking et voies de circulation | 13 |
| 2.2.1 | Dimensions parking | 13 |
| 2.2.2 | Paramètres de capacité de virage et de manœuvre | 15 |
| 2.2.3 | Virage « piste – taxiway » | 15 |
| 2.3 | Résistance Piste | 16 |
| 2.4 | Longueur de la Piste | 17 |
| 2.5 | Performances ascensionnelles | 18 |
| 2.5.1 | Présence d'obstacle naturel (relief) ou artificiel (antenne, immeuble...) | 18 |
| 2.5.2 | Profil de la Trajectoire à considérer | 19 |
| 2.5.3 | Equations du vol en montée | 19 |
| 2.5.4 | Pentes minimum exigées sur la trajectoire | 20 |
| 2.6 | Pneus et Freins | 20 |
| 2.6.1 | Pneus | 20 |
| 2.6.2 | Freins | 20 |
| 2.7 | Influence des paramètres extérieurs | 21 |
| 2.7.1 | Température extérieure | 21 |
| 2.7.2 | Pression statique extérieure | 21 |
| 2.7.3 | Vent | 21 |
| | <i>Annexe n°1 : Calcul de la consommation (c)</i> | 22 |
| | <i>Annexe n°2 : Lois de l'atmosphère</i> | 27 |
| | <i>Annexe n°3 : Navigation</i> | 32 |
| | <i>Annexe n°4 : ETOPS</i> | 34 |
| | <i>Unités</i> | 35 |
| | <i>GLOSSAIRE</i> | 36 |
| | <i>Références bibliographiques</i> | 37 |

1 CALCUL de la MISSION

1.1 Calcul de la route

(Voir Annexe n°3)

1.1.1 Orthodromie

Basée sur la route la plus courte entre 2 points sur la terre. C'est-à-dire le grand cercle reliant les deux aéroports de départ et d'arrivée.

Exemple : PARIS/Charles de Gaulle – BEIJING Capital

Distance orthodromique = 8210km, 5103 miles, 4433 Nautical Miles

1.1.2 Contraintes navigation aérienne

La route tiendra compte des trajectoires qui peuvent être imposées, des moyens de guidage qui pourront aider l'avion à naviguer en toute sécurité en fonction des équipements dont il dispose.

1.1.3 Contraintes météorologiques

Évitera les zones dangereuses à la navigation : Orages, turbulence forte.....

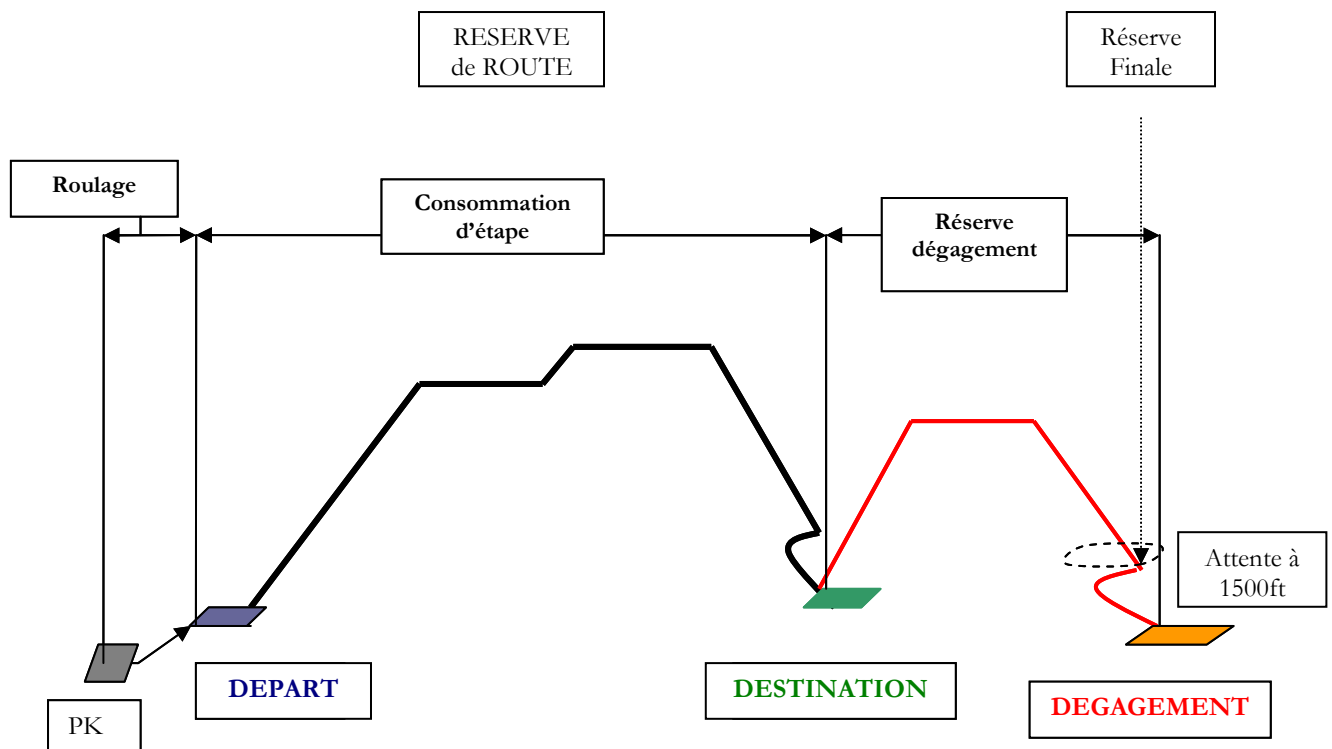
1.1.4 Calcul de la Route à Temps Minimum

Après prise en compte des conditions précédentes, elle sera déterminée en fonction de la force des vents.

Rechercher le vent minimum de face ou le vent maximum arrière.

Pour les études préliminaires des vents statistiques sont disponibles sur toutes les routes ou régions du monde

1.2 Profil de vol



1.3 Calcul de la quantité de carburant:

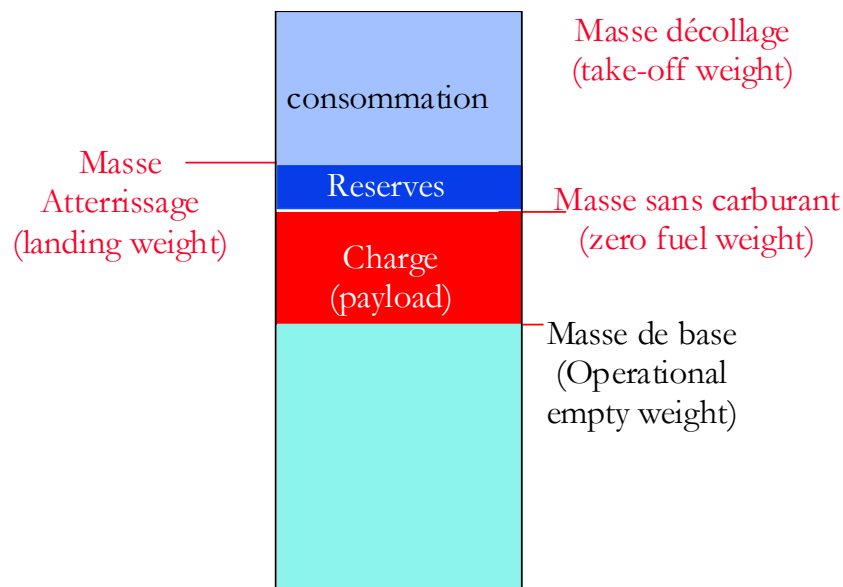
- Roulage (r): pour mise en route et roulage jusqu'au point de début de décollage y compris l'APU (Auxiliary Power Unit)
- Consommation d'étape (c) : du début de décollage jusqu'au point d'atterrissage en tenant compte de la montée, des différentes altitudes de vol, de la descente et des procédures départ et arrivée ainsi que de la vitesse retenue.
- Réserves
 - Réserve de route (RR): pour incertitudes sur performances avions, conditions météorologiques et de circulation aérienne. En général **5% c**
 - Réserve de dégagement (RD): de l'altitude d'approche interrompue à l'aérodrome de destination jusqu'à l'atterrissage à l'aérodrome de dégagement. **200NM (370km)** au niveau des études générales
 - Réserve finale (RF): pour couvrir une éventuelle attente à l'aérodrome de dégagement ou de destination. **30 mn** de vol à la vitesse d'attente

$$Q_{\text{parking}} (\text{Carburant mini au parking}) = r + c + RR + RD + RF$$

$$Q_{\text{DEC}} (\text{Carburant mini au décollage}) = c + RR + RD + RF$$

1.4 Payload Range

1.4.1 Devis de masses



Nous allons voir que les masses sans carburant, au décollage et à l'atterrissage devront être limitées pour le respect d'exigences en matière de navigabilité et sur le plan opérationnel.

1.4.2 Masses maximales de structure

.Décollage: **MMSD** ou (MTOW)

.Atterrissage **MMSA** ou (MLW)

.Sans carburant: **MMSC** ou MZFW

Cette masse est déterminée pour limiter les efforts s'exerçant au niveau de l'assemblage fuselage/voilure lorsqu'il n'y a pas de carburant dans la voilure.

Exemples

B 777/200 HGW

MTOW = 293 860 kg
MLW = 208 600 kg
MZFW = 195 050 kg

A340/600

MTOW = 365 000 kg
MLW = 236 000 kg
MZFW = 222 000 kg

1.4.3 Evolution de la charge offerte ou Payload Range (C/O) en fonction du rayon d'action (**R**)

R étant la distance-air parcourue lors de la mission de transport entre 2 aéroports.

D'après le devis de masses et de par l'existence des masses maximales de structure nous devons respecter les inéquations suivantes:

$$1- \underline{m_{dec} = m_{base} + charge + carburant\ décollage(Q_{dec}) \leq MMSD (MTOW)}$$

$$\text{Or: } Q_{dec} = Q_{pkg} - r = c + 5\%c + RD + RF \quad \mathbf{c: consommation (voir calcul Annexe n°1)}$$

$$\text{d'où: } charge \leq MMSD - m_{base} - Q_{dec}$$

$$\text{en prenant } \begin{cases} RF = cste \\ RD = cste \text{ (dégagement moyen à 200NM)} \end{cases}$$

$$\Rightarrow Charge \leq (MMSD - m_{base} - RF - RD) - (c + 5\%c)$$

$$\mathbf{K_1} \qquad \mathbf{1,05c}$$

$$\mathbf{Charge \leq K_1 - 1,05c}$$

c étant liée à R par l'équation de Bréguet-Leduc qui, dans ce cas, s'écrit:

$$R = \frac{aM.L/D}{SFC.g} \ln \frac{MMSD}{MMSD - c}$$

$$2- \underline{m_{att} = m_{base} + charge + Q_{dec} - d \leq MMSA (MLW)}$$

$$\text{d'où: } Charge \leq MMSA - m_{base} - (Q_{dec} - c)$$

$$\Rightarrow \text{Charge} \leq (\text{MMSA} - m_{\text{base}} - \text{RF} - \text{RD}) - 0,05c$$

$$\mathbf{K_2}$$

$$\text{Charge} \leq \mathbf{K_2} - 0,05c$$

$$3- \underline{m_{sc} = m_{base} + charge \leq \text{MMSA} (\text{MZFW})}$$

$$\text{d'où: } charge \leq \text{MMSA} - m_{\text{base}} = \mathbf{C/O_{MAX}}$$

$$\text{Charge} \leq \mathbf{C/O_{MAX}}$$

$$4- \underline{Q_{pkg} \leq \text{Capacité des réservoirs} (Cr)}$$

$$Q_{\text{pkg}} = r + c + 5\%c + \text{RF} + \text{RD} \leq Cr$$

La consommation maximum c_{max} est égale à:

$$c_{\text{max}} = [Cr - (r + \text{RF} + \text{RD})] \frac{1}{1,05}$$

Comment varie la charge à consommation constante, et dans ce cas, égal à c_{max} lorsque R augmente?

$$R = \frac{aM.L/D}{SFC.g} \ln \left(1 + \frac{c_{\text{max}}}{m_{\text{att}}} \right)$$

$$m_{\text{att}} = m_{\text{base}} + \text{charge} + (5\%c_{\text{max}} + \text{RF} + \text{RD})$$

$$m_{\text{att}} = (m_{\text{base}} + 5\%c_{\text{max}} + \text{RF} + \text{RD}) + \text{Charge}$$

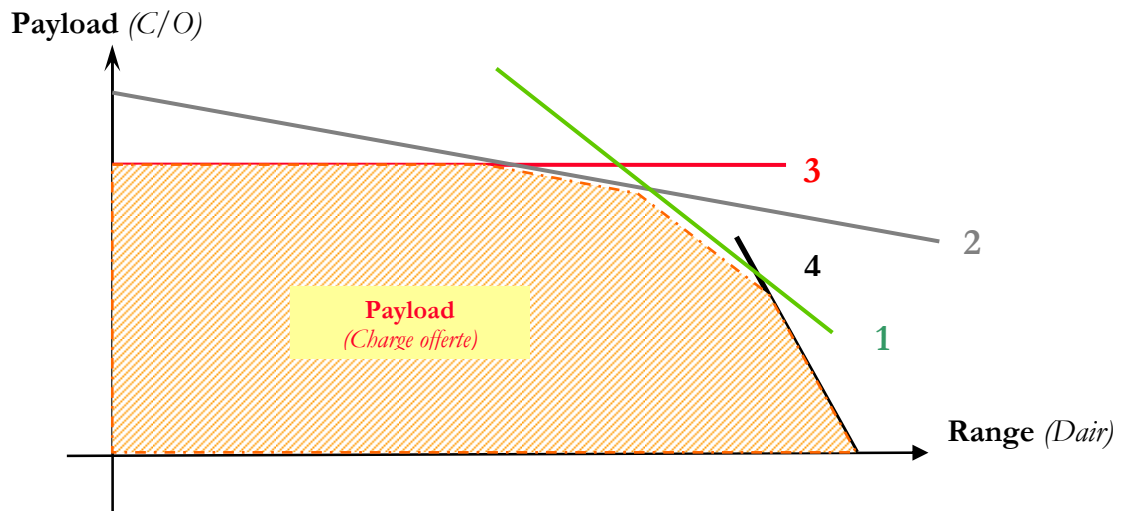
$$\Rightarrow R = \frac{aM.L/D}{SFC.g} \ln \left(1 + \frac{c_{\text{max}}}{k + \text{charge}} \right)$$

$$\mathbf{k = m_{base} + 5\%c + \text{RF} + \text{RD}}$$

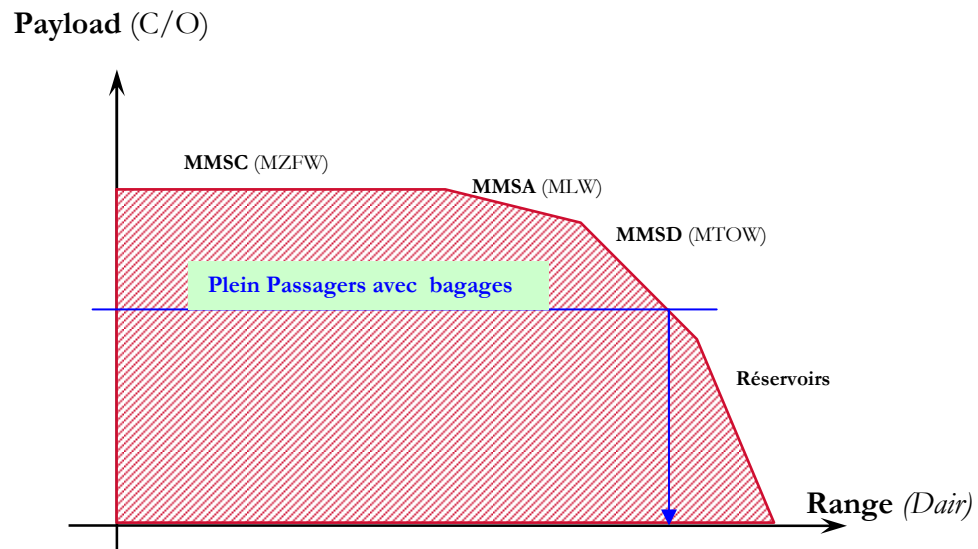
$$\text{soit: } 1 + \frac{c_{\text{max}}}{k + \text{charge}} = e^{(R.SFC.g/aM.L/D)}$$

$$\text{d'où } \text{Charge} = \frac{c_{\text{max}}}{e^{(R.SFC.g/aM.L/D)} - 1} - k$$

A partir de ces quatre inéquations nous pouvons tracer le domaine dans lequel devra se trouver la charge à transporter appelée charge offerte.



D'où la courbe de charge offerte en fonction de la distance:



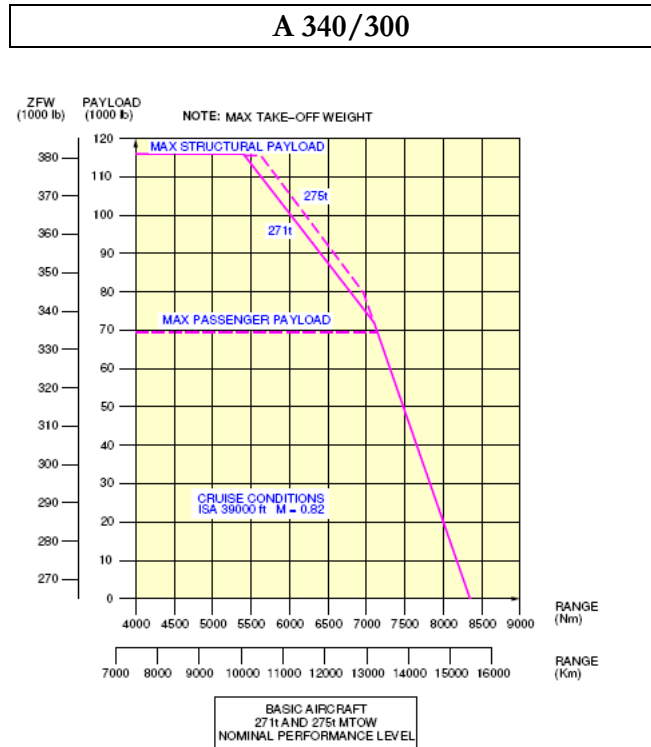
Les différentes branches de la courbe sont dues aux limites de masses de structure MMSC, MMSA, MMSD ainsi qu'au volume maximum des réservoirs.

Si l'avion est utilisé pour le transport de passagers il est intéressant d'y faire figurer la charge correspondant au plein passagers avec leurs bagages.

Pour une étude générale, on considère, le plus souvent, une masse forfaitaire pour les passagers adultes de 75kg + 20kg de bagages.

Si le volume des soutes le permet, la différence entre C/Omax et la charge passagers, pourra servir au transport de fret.

Quelques exemples : Données uniquement à titre d'information

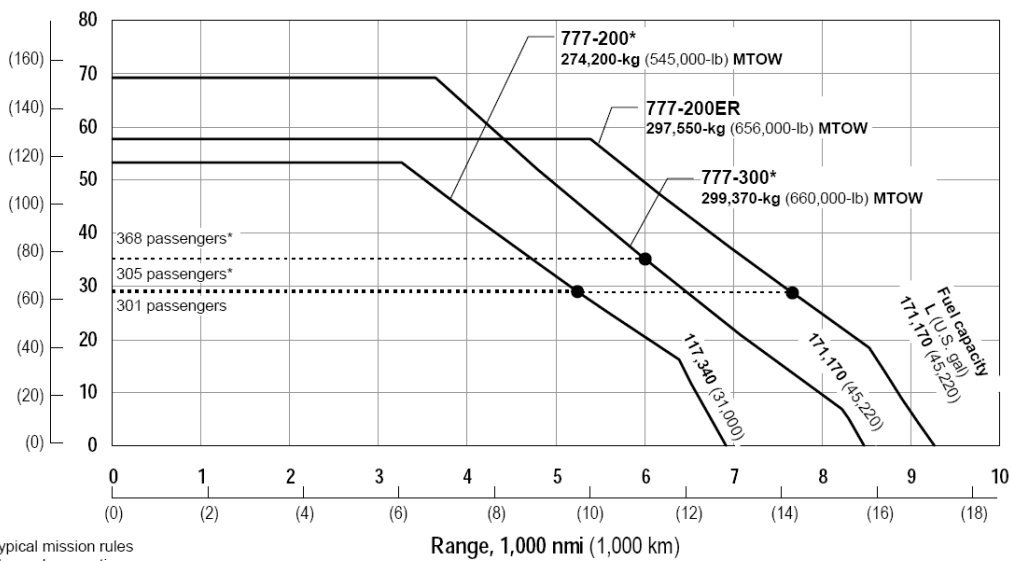


Source : www.airbus.com

B 777

Rolls-Royce engines

Payload, 1,000 kg (1,000 lb)

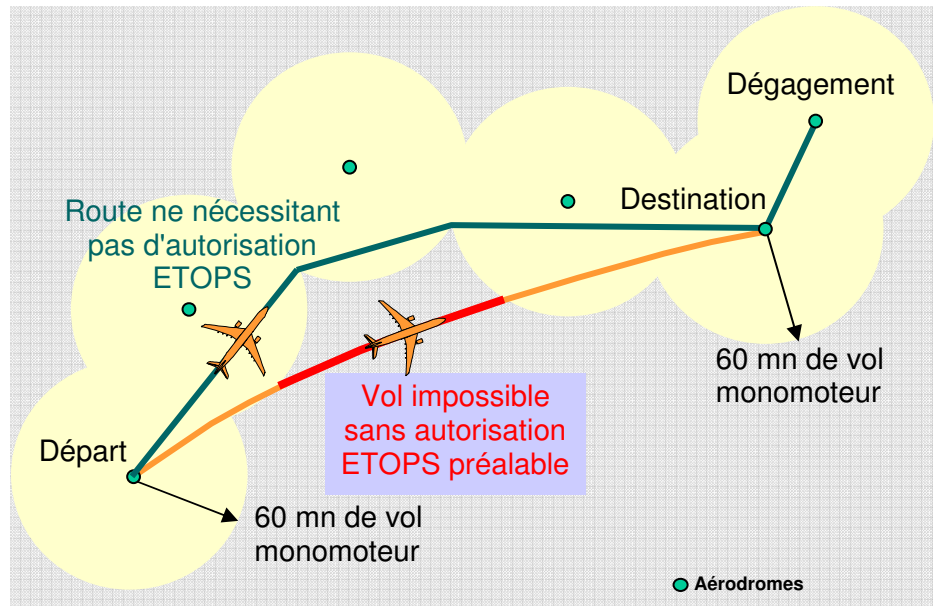


- Typical mission rules
- Three-class seating
- * Medium-/long-range rules configuration

Source : Boeing

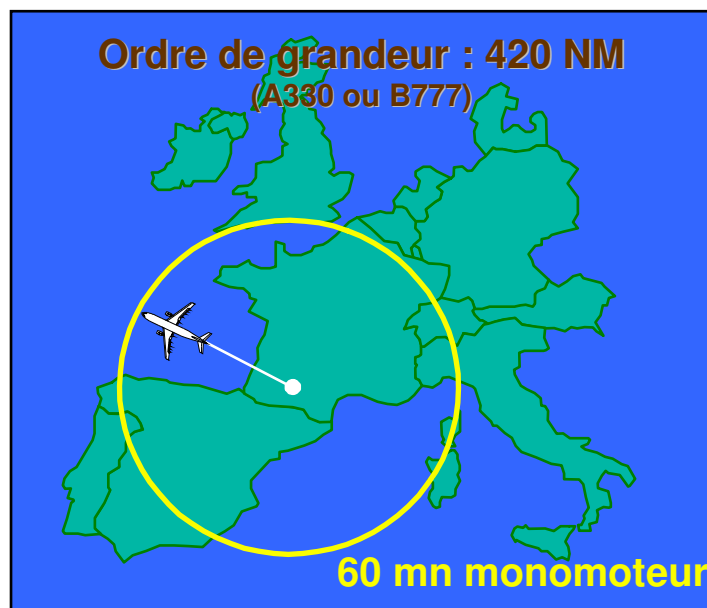
1.5 Cas des vols ETOPS

- **Opérations sur grande distance d'avions bimoteurs :**
(Cas des avions d'au moins 20 passagers ou de masse au moins égale à 45,36t)

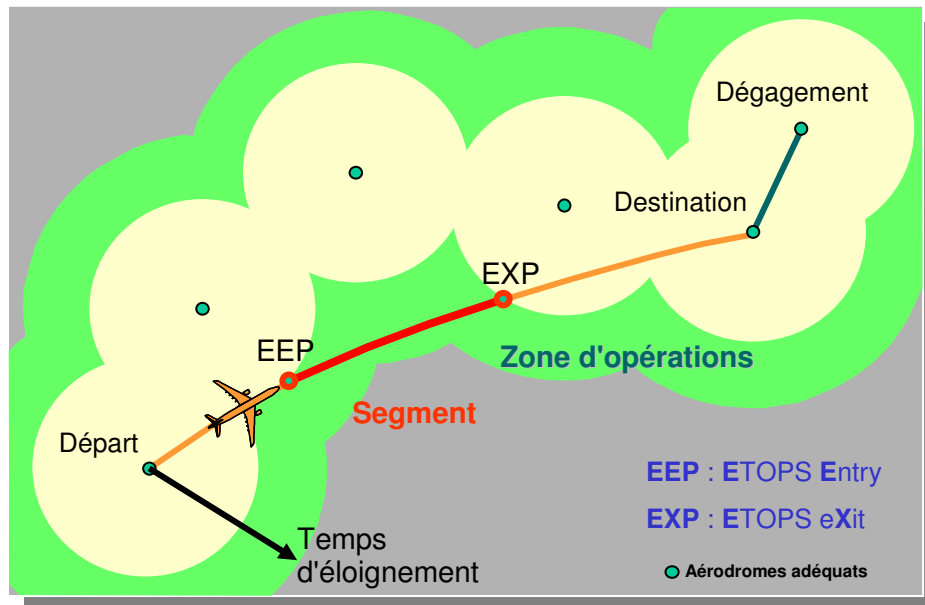


➔ **Route ETOPS :** route comportant un point situé à plus de **60 mn de vol** à la vitesse **monomoteur** (ISA - vent nul) d'un aéroport **adéquat**
(Premiers vols ETOPS en 1985 : SLA en A310 et TWA en B767)

- Rayon maximum d'éloignement
➔ ISA, vent nul

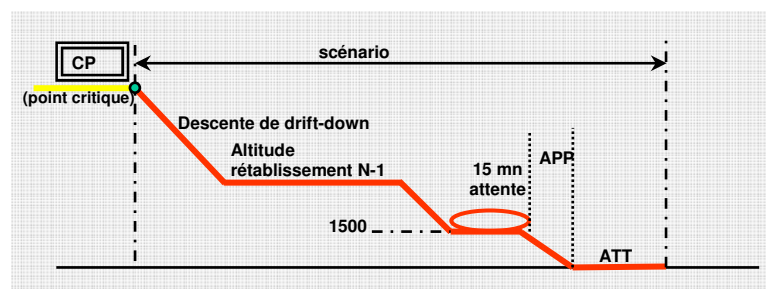


- Pour les avions bimoteur ≥ 20 pax ou $\geq 45,36$ t, il y a 3 catégories d'autorisation ETOPS:
 - ➔ ETOPS ≤ 90 minutes
 - ➔ ETOPS > 90 minutes et ≤ 180 minutes
 - ➔ ETOPS > 180 minutes
- (Voir zones autorisées en Annexe n°4)

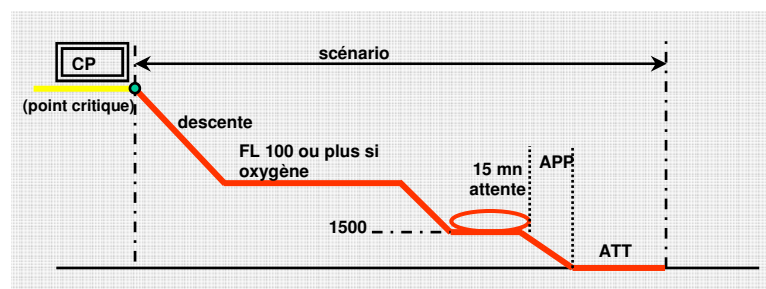


Pour le calcul du carburant, 3 scénarii envisagés à partir du point critique :

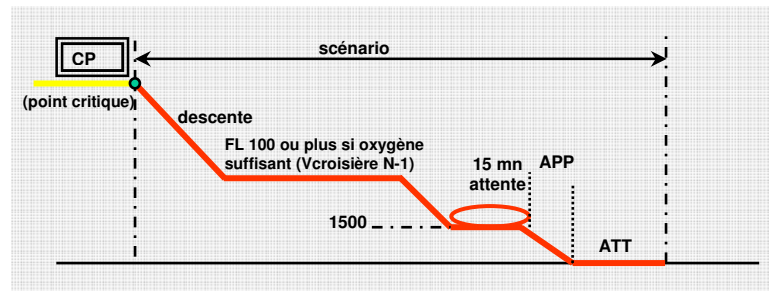
- 1- Panne d'un moteur, pressurisation en fonctionnement



- 2- Panne pressurisation, deux moteurs en fonctionnement



· 3- Panne simultanée d'un moteur et de la pressurisation



Point critique = le point équitemps (ETP) qui nécessite d'embarquer la plus grande quantité de carburant dans l'hypothèse de la panne en ce point

- La quantité de carburant embarquée pour les vols ETOPS doit au moins être égale à la somme des quantités suivantes :
 - ➔ le roulage
 - ➔ la consommation d'étape 1 (vol normal) du décollage jusqu'au point le plus critique
 - ➔ la consommation d'étape 2, pour chaque scénario de panne, depuis ce point critique jusqu'à 1500ft à la verticale du terrain de déroutement
 - ➔ une attente de 15 mn + une approche + un atterrissage complet
 - ➔ la consommation de l'APU (environ 150 kg/h)

2 CONTRAINTES OPERATIONNELLES

2.1 Introduction

Tout vol a pour origine et destination un aéroport ayant certaines caractéristiques physiques et un environnement (relief, habitation....)

Toutes les manœuvres sur, ou autour de l'aéroport devront être effectuées en toute sécurité. Il faudra donc vérifier que les performances de l'avion seront compatibles avec toutes ces caractéristiques lors du décollage et de l'atterrissage d'un avion.

- Dimensions parking et voies de circulation
- Longueur et résistance piste
- Présence de relief ou d'obstacles à proximité de l'aéroport.....

Ce qui fait qu'au niveau de la conception d'un avion, et compte tenu du marché visé, il faudra éviter d'engendrer des investissements trop importants sur la plus grande partie des aéroports susceptible d'être fréquentés.

Par exemple, l'A380 a été conçu pour répondre aux caractéristiques d'un aéroport code F (OACI) et ainsi contenir dans un carré de 80m de côté. Il a été aussi, sous certaines conditions, autorisé à atterrir sur des pistes de 45m de large, évitant ainsi, impérativement, des élargissements de pistes à 60m.

De plus, la probabilité de panne d'un moteur au cours de la manœuvre de décollage ne pouvant être négligée, tous les calculs y référant prendront en compte cette éventualité.

Une fois l'avion conçue, à contrario, il faudra prendre en compte les caractéristiques de l'aéroport pour effectuer tous les calculs nécessaires et, par exemple, que l'avion décollera bien avant l'extrémité de piste, une panne moteur survenant lors du décollage.

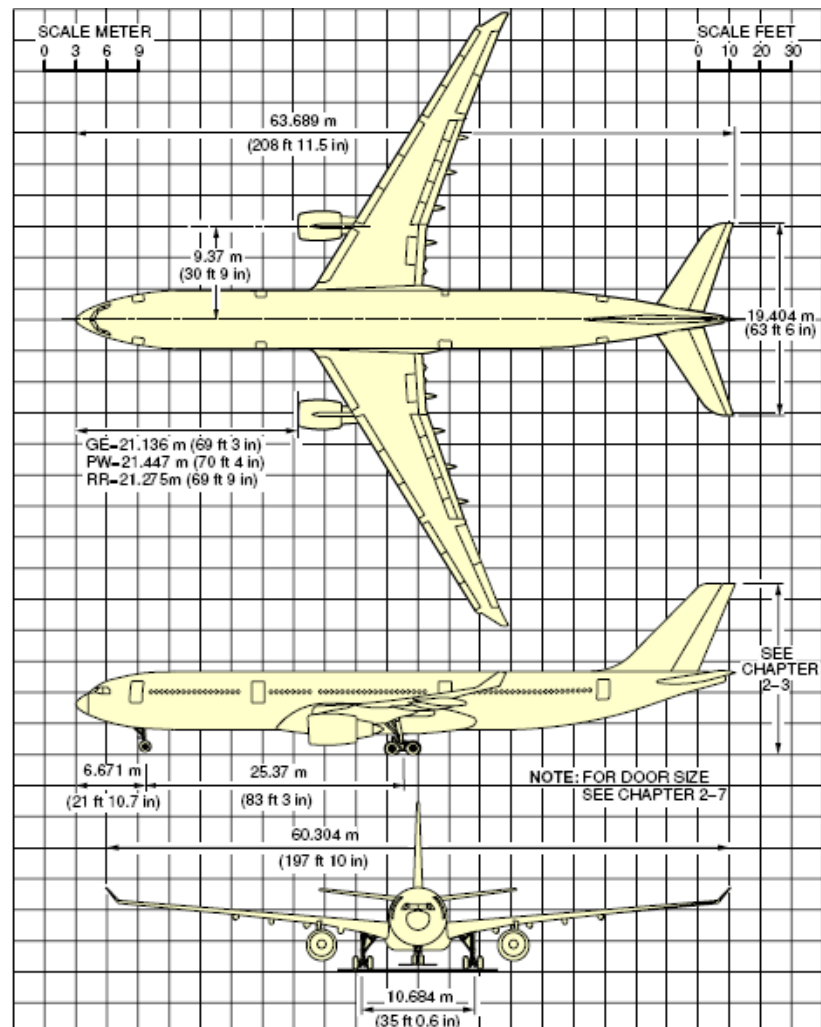
2.2 Dimensions parking et voies de circulation

2.2.1 Dimensions parking

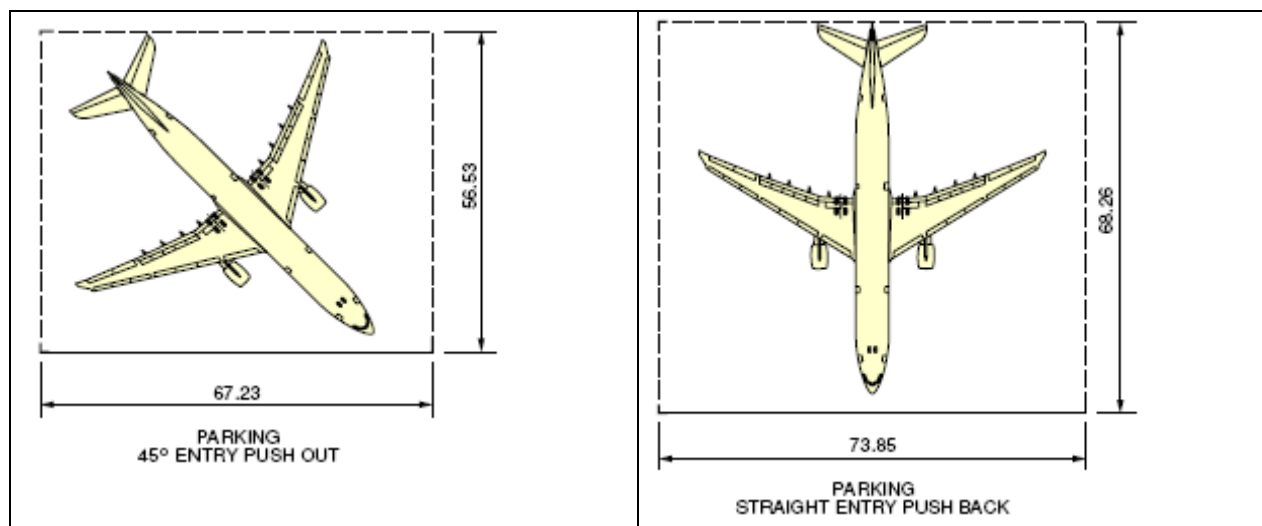
Table 1-1. Aerodrome reference code
(see 1.3.2 to 1.3.4)

| Code element 1 | | Code element 2 | | |
|--------------------|-----------------------------------------|--------------------|-----------------------------------|------------------------------------------------|
| Code number (1) | Aeroplane reference field length (2) | Code letter (3) | Wing span (4) | Outer main gear wheel span ^a (5) |
| 1 | Less than 800 m | A | Up to but not including 15 m | Up to but not including 4.5 m |
| 2 | 800 m up to but not including 1 200 m | B | 15 m up to but not including 24 m | 4.5 m up to but not including 6 m |
| 3 | 1 200 m up to but not including 1 800 m | C | 24 m up to but not including 36 m | 6 m up to but not including 9 m |
| 4 | 1 800 m and over | D | 36 m up to but not including 52 m | 9 m up to but not including 14 m |
| | | E | 52 m up to but not including 65 m | 9 m up to but not including 14 m |
| | | F | 65m up to but not including 80m | 14m up to but not including 16m |

a. Distance between the outside edges of the main gear wheels.

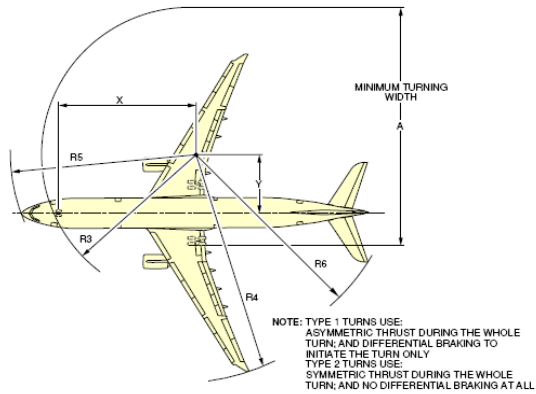


Source : www.airbus.com



Source : www.airbus.com

2.2.2 Paramètres de capacité de virage et de manœuvre

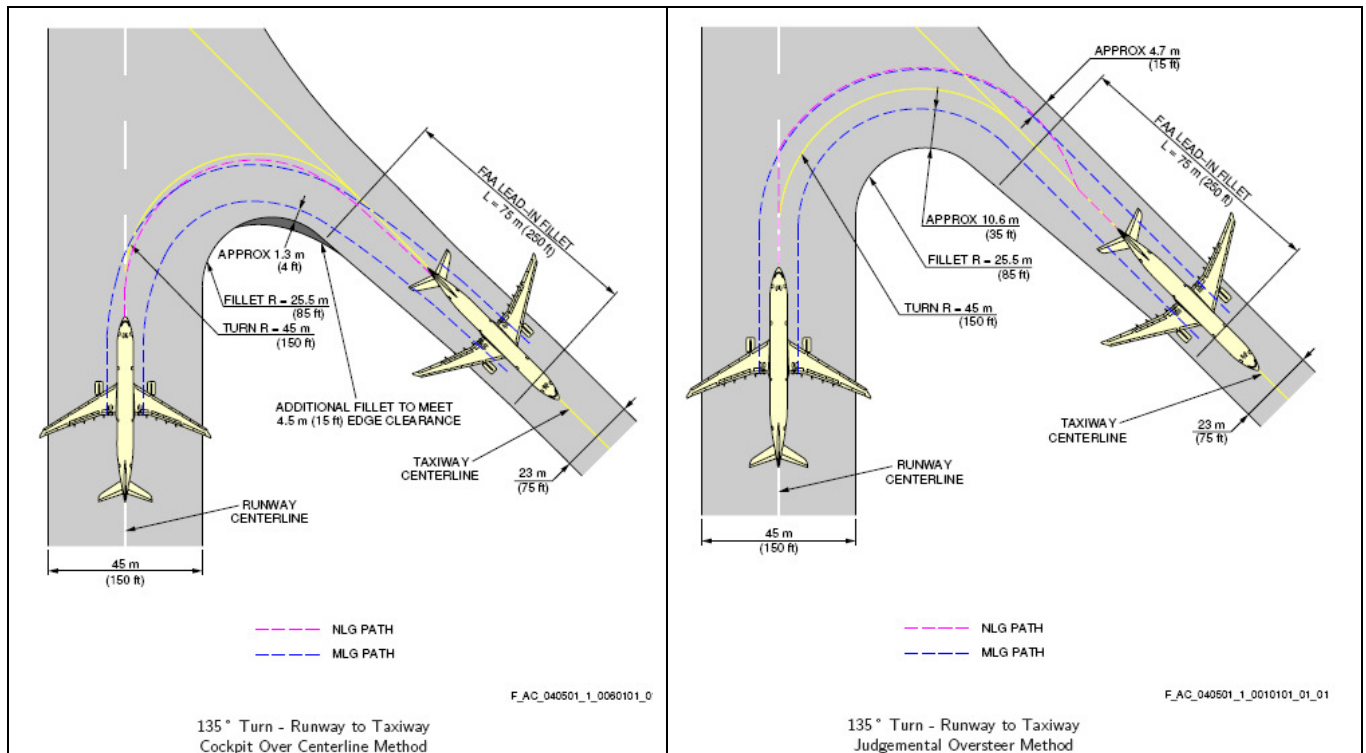


| A330-300 MINIMUM TURNING RADII | | | | | | | | | |
|--------------------------------|----------------|--------------------------|----|------|------|------|--------|---------|---------|
| TYPE OF TURN | STEERING ANGLE | EFFECTIVE STEERING ANGLE | | X | Y | A | R3 NLG | R4 WING | R5 NOSE |
| 1 | 72° (MAX) | 67.8° | m | 26.4 | 10.7 | 46.2 | 29.0 | 41.9 | 34.7 |
| | | | ft | 87 | 35 | 152 | 95 | 137 | 114 |
| 2 | 72° (MAX) | 63.8° | m | 26.5 | 13.3 | 49.4 | 30.0 | 44.1 | 35.5 |
| | | | ft | 87 | 44 | 162 | 98 | 145 | 116 |

NOTE: IT IS POSSIBLE TO GET LOWER VALUES THAN THOSE FROM TYPE 1 BY APPLYING DIFFERENTIAL BRAKING DURING THE WHOLE TURN.

Source : www.airbus.com

2.2.3 Virage « piste – taxiway »



Source : www.airbus.com

2.2.4 Largeur piste

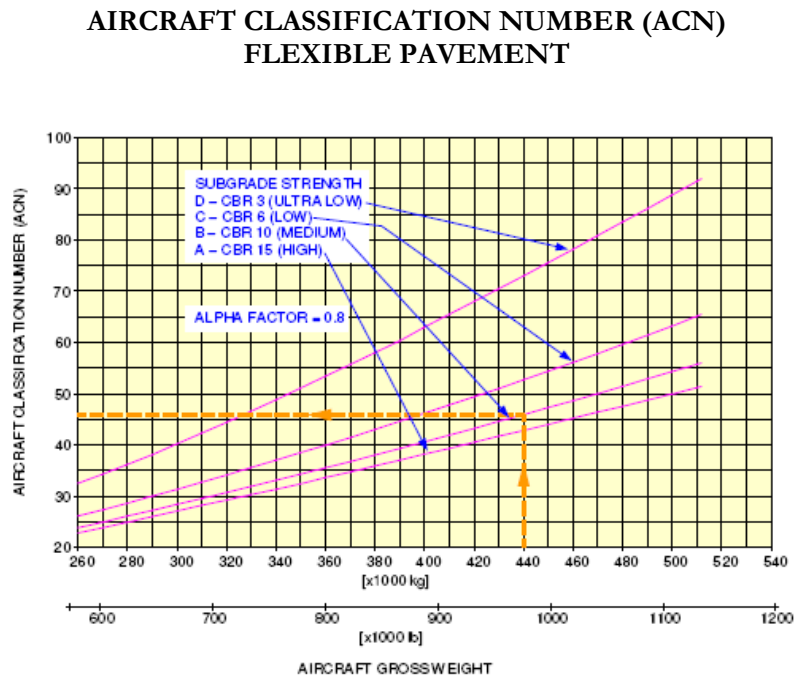
| Code letter | | | | | | |
|----------------|------|------|------|------|------|------|
| Code number | A | B | C | D | E | F |
| 1 ^a | 18 m | 18 m | 23 m | B | B | B |
| 2 ^a | 23 m | 23 m | 30 m | B | B | B |
| 3 | 30 m | 30 m | 30 m | 45 m | B | B |
| 4 | B | B | 45 m | 45 m | 45 m | 60 m |

2.3 Résistance Piste

Les efforts sur la surface au sol de l'avion sont caractérisés par un paramètre appelé « Aircraft Classification Number (ACN) »

Les efforts que peut supporter la surface de la piste sont caractérisés par un autre paramètre appelé « Pavement Classification Number (PCN) ».

Il suffira donc de comparer ces 2 grandeurs, ACN devant rester inférieur ou égal à PCN



Runway : (PCN) - Exemple : 59/F/B/X/T - (Référence Annexe 14 OACI)

59: PCN

F : Chaussée flexible

B : Résistance moyenne

X : Pression pneu limitée à 1,50 MPa

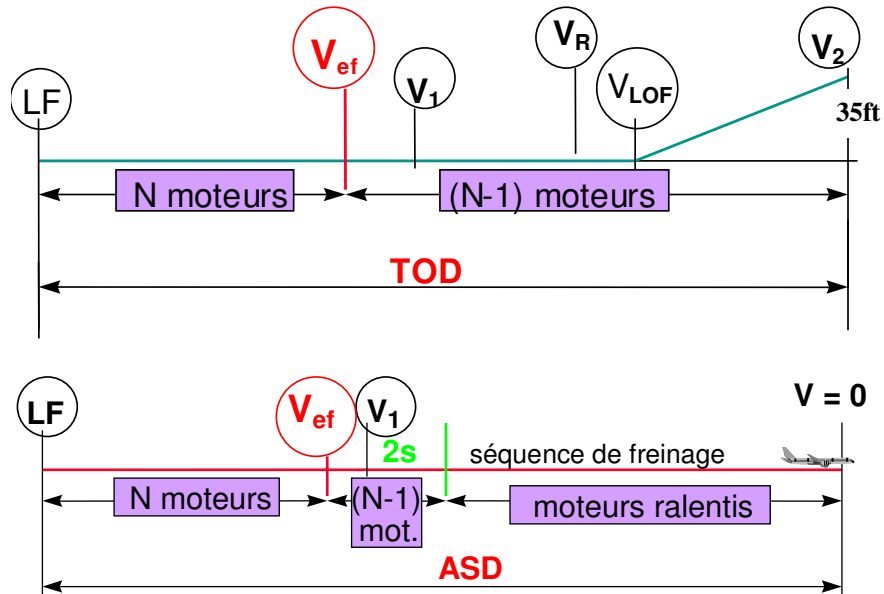
T : Evaluation technique

| PCN | PAVEMENT TYPE | SUBGRADE CATEGORY | TIRE PRESSURE CATEGORY | EVALUATION METHOD |
|-----|---------------------------|----------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| | R = Rigid F = Flexible | A = High B = Medium C = Low D = Ultra Low | W = No Limit X = To 217 psi (1.5 MPa) Y = To 145 psi (1.0 MPa) Z = To 73 psi (0.5 MPa) | T = Technical U = Using Aircraft |

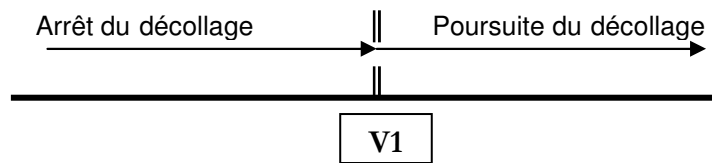
En considérant l'exemple de la courbe ACN – Flexible pavement

Pour $m = 440$ tonnes et résistance moyenne B, $ACN = 46 < 59$

2.4 Longueur de la Piste



V1: vitesse maximale à laquelle le pilote peut initier une manœuvre de freinage en cas d'interruption du décollage.

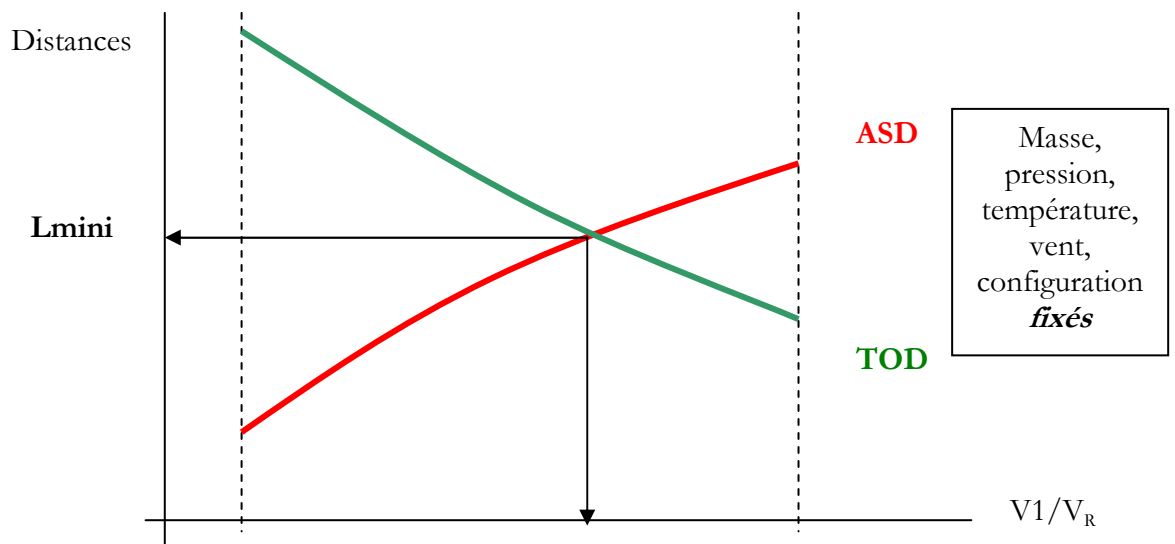


V_R: vitesse de rotation - le pilote affiche l'assiette (θ) de décollage.

V_{LOF}: vitesse de décollage.

V₂: vitesse de passage aux 35ft.

Les distances vont dépendre de la vitesse V1 retenue comme vitesse limite de panne au décollage.



Il faudra une longueur de piste égale au moins à L_{mini}

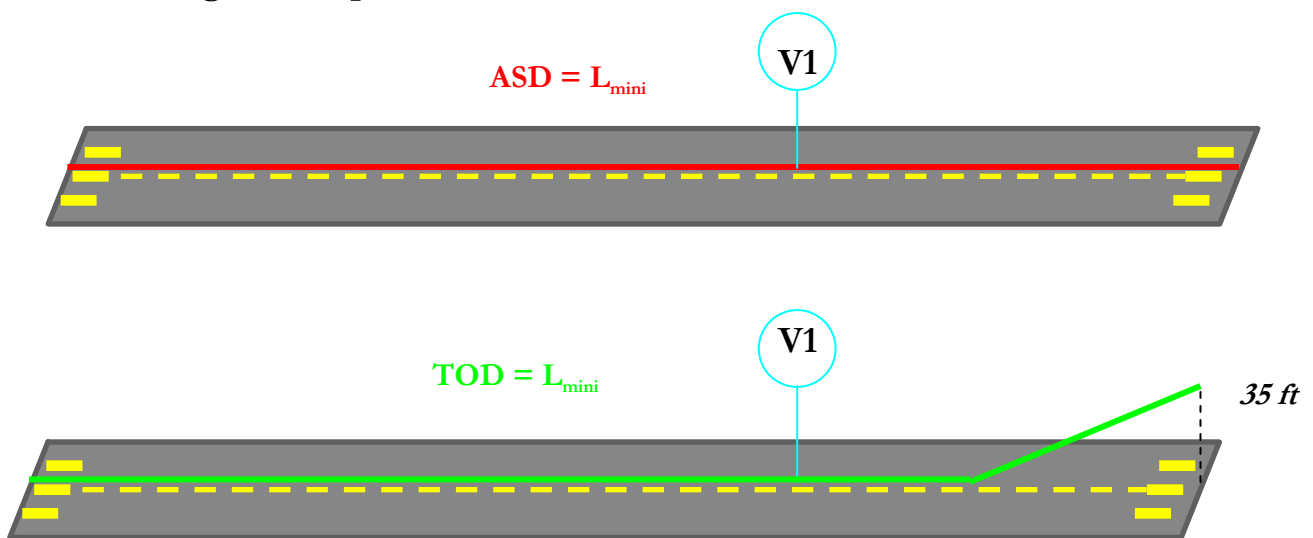
Si la longueur de piste est inférieure à L_{mini} :

L'aéroport devra prévoir un allongement de piste pour ne pas pénaliser l'avion. Si tel n'est pas le cas, il faudra alors diminuer la masse au décollage de l'avion s'il opère depuis cet aéroport.

Mais lorsque la masse au décollage est telle que la longueur de piste est égale à L_{mini} , le pilote devra choisir la vitesse V_1 correspondante comme vitesse maximale pour l'arrêt du décollage.

$L_{\text{piste}} \Rightarrow \text{Masse maxi "piste"}$

Quand longueur de piste = L_{mini}

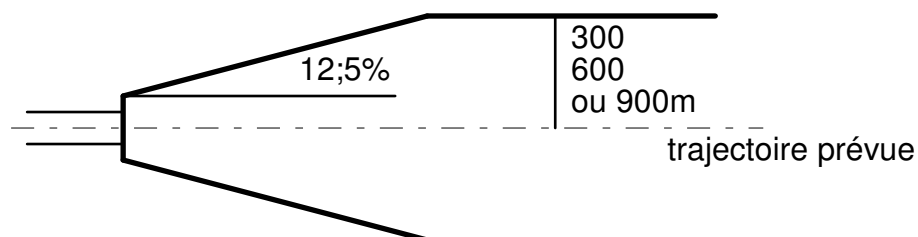


2.5 Performances ascensionnelles

2.5.1 Présence d'obstacle naturel (relief) ou artificiel (antenne, immeuble...)

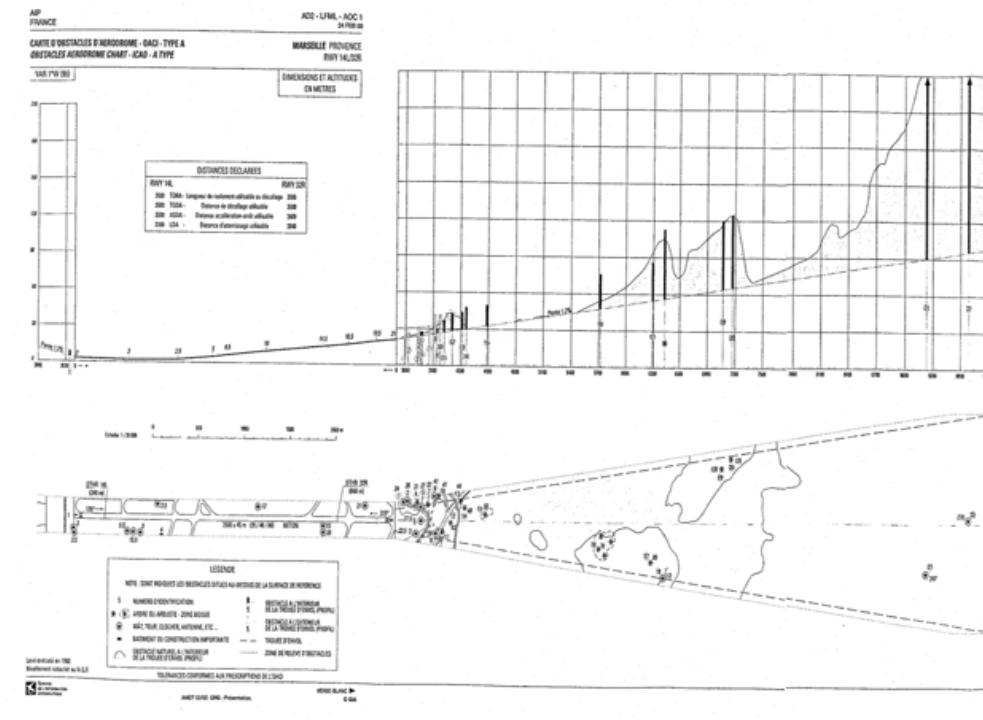
Des obstacles peuvent être présents à proximité d'un aéroport.

Les obstacles pris en compte seront situés de part et d'autre de la trajectoire prévue

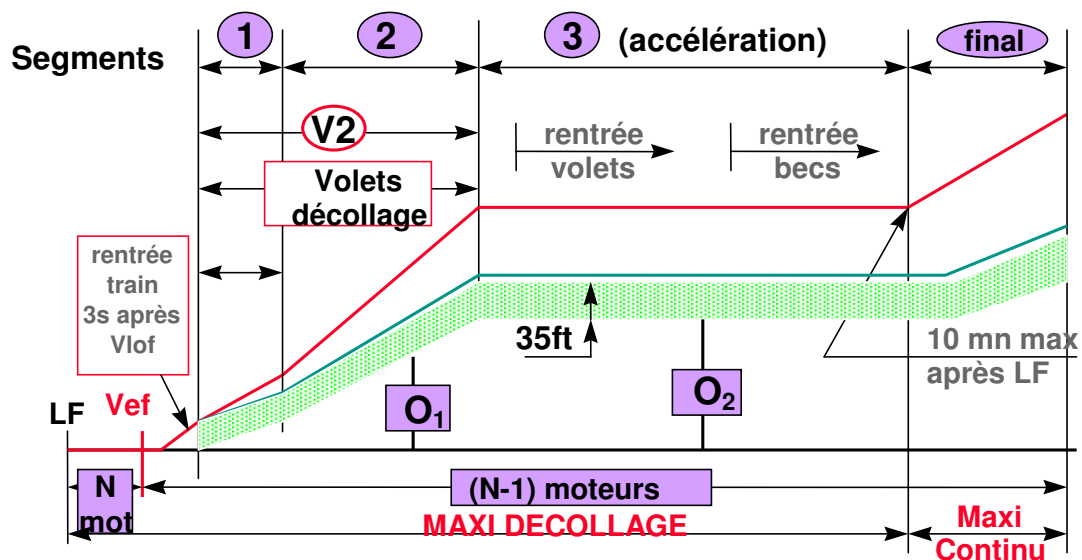


La présence d'obstacles va imposer le respect d'une pente minimum après décollage pour assurer le survol avec une marge suffisante.

Cas de MARSEILLE:



2.5.2 Profil de la Trajectoire à considérer



2.5.3 Equations du vol en montée

D'après l'équation d'équilibre sur Gxa (voir Annexe n°1):

$$F \cos \alpha = D + mg \sin \gamma_a + m \frac{dV_a}{dt}$$

$$\left. \begin{array}{l} V_a = \text{cste} \\ \alpha \text{ petit} \\ \gamma_a \text{ petit} \end{array} \right\} \Rightarrow F = D + mg \gamma_a$$

$$\text{ou } \gamma_a = \frac{F - D}{mg}$$

Si γ_a est trop faible, il faudra diminuer la masse au décollage afin de respecter la pente minimum exigée par la présence d'obstacles ou alors rechercher des trajectoires qui nécessitent des pentes plus faibles au décollage et éviter ainsi de trop diminuer la masse.

2.5.4 Pentes minimum exigées sur la trajectoire:

Prenons le cas du **segment 2**:

L'obstacle **O₁** va imposer une pente-air réelle **γ_a minimum**, (trajectoire suivie réellement par l'avion) sous ce segment.

Pente réelle sera obtenue en rajoutant :

- 1 - **35ft** à la hauteur de l'obstacle **O₁**
- 2 - **+ 0,8%** (bi), **+ 0,9%** (tri), **+ 1%** (quadri) à la pente ainsi obtenue précédemment.

avec une valeur plancher, s'il n'y a aucun obstacle, égale à:

| γ_a mini | | |
|-----------------------------------|------------|---------------|
| bi | tri | quadri |
| 2,4% | 2,7% | 3% |

Un avion, dont le rapport poussée maximale moteur/masse est trop faible, peut avoir des difficultés à respecter les pentes-minimum.

2.6 Pneus et Freins

2.6.1 Pneus

Les pneus ont une vitesse limite. Ceci signifie que la vitesse V_{LOF} devra être inférieure ou égale à cette limite (par exemple 200kt).

$$\Rightarrow \text{dans ce cas, la valeur de la Portance (L) sera limitée au sol à :}$$

$$L_{MAX} = 1/2 \rho S V_{PNEUS}^2 C_L = m_{MAX} \cdot g \Rightarrow \mathbf{m \text{ maximale}}$$

La masse maximale sera d'autant plus faible que ρ sera faible.

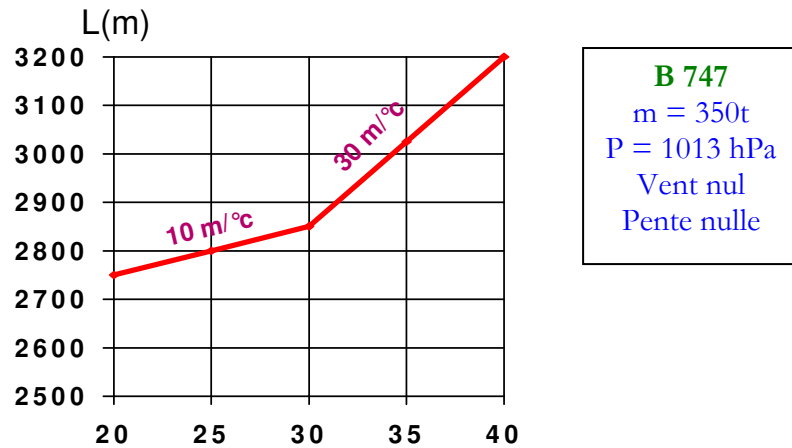
2.6.2 Freins

Il existe une capacité maximum d'absorption d'énergie au niveau des freins

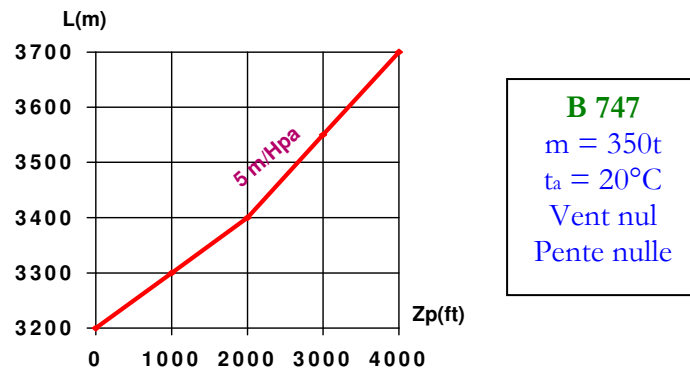
il y aura donc limitation de la vitesse maximale **V_I** pour initier le freinage, ceci peut avoir pour effet d'augmenter la distance de décollage **TOD**, ce qui peut amener à diminuer la masse avion en opérations.

2.7 Influence des paramètres extérieurs

2.7.1 Température extérieure

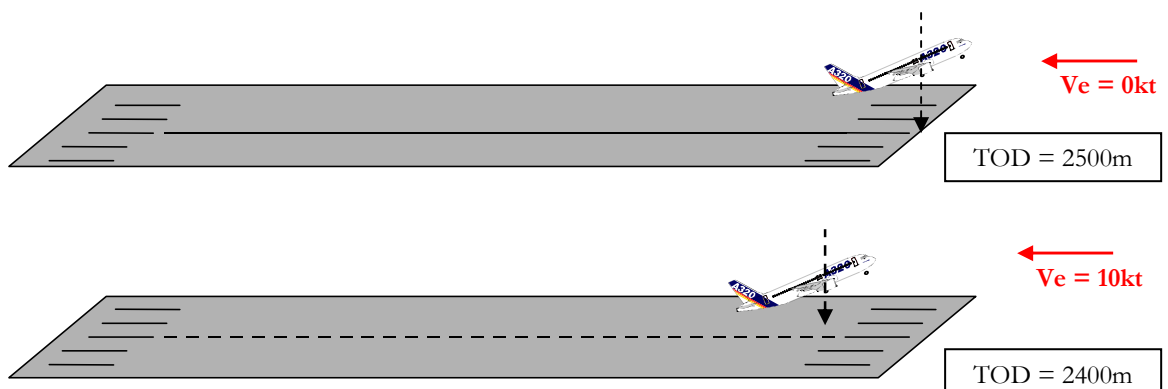


2.7.2 Pression statique extérieure



2.7.3 Vent

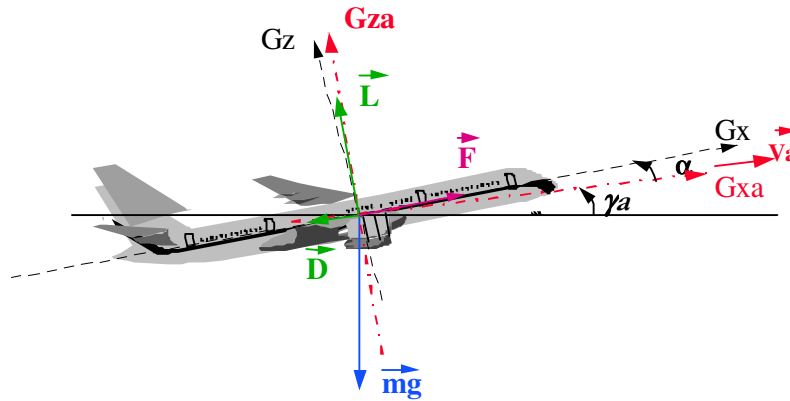
Un A 320 décollant à masse et autres paramètres identiques sur une distance de 2500m par vent nul verra sa distance réduite à environ 2400m lorsqu'il décollera avec une composante de vent de face = 10kt



Annexe n°1 : Calcul de la consommation (c)

EQUATION de BREGUET LEDUC

Equilibre des forces



Masse avion : **m**

Poussée réacteur : **F**

Portance (Lift) : **L**

Traînée (Drag) : **D**

Incidence avion : **α**

Pente : **γ_a**

L et D sont liées au trièdre aérodynamique dont l'axe G_{xa} est parallèle à la vitesse aérodynamique V_a .

Equilibre selon l'axe G_{xa}

$$F \cos \alpha = D + mg \sin \gamma_a + m \frac{dV_a}{dt}$$

En palier à vitesse stabilisée

$$\left. \begin{array}{l} \gamma_a = 0 \\ \frac{dV_a}{dt} = 0 \\ \alpha \text{ petit} \Rightarrow \cos \alpha \approx 1 \end{array} \right\} \Rightarrow F = D$$

Equilibre selon l'axe G_{za}

$$mg \cos \gamma_a = L + F \sin \alpha$$

En palier à vitesse stabilisée

$$\left. \begin{array}{l} \gamma_a = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow mg = L$$

$$\alpha \text{ petit} \Rightarrow \sin \alpha \approx 0$$

Remarque: en palier à vitesse stabilisée

$$\frac{mg}{F} = \frac{L}{D}$$

Equation du rayon d'action (R) : Equation de Bréguet Leduc

Soit R le rayon d'action, ou la distance parcourue, par vent nul

Pour une variation de temps dt on a :

$$dR = V_a dt \quad \text{avec } V_a = aM$$

Vitesse du son : **a**

Nombre de Mach : **M**

Nous allons considérer un vol à une altitude supérieure à la tropopause, ce qui signifie que la vitesse du son a est constante.

Le Mach de vol M sera maintenu constant.

$$C_{\text{horaire}} = - \frac{dm}{dt} \quad (\text{variation de masse par unité de temps})$$

$$\text{or } C_{\text{horaire}} = \text{SFC} \times T \quad \text{SFC (Specific Fuel Consumption)}$$

SFC représente la consommation par unité de temps et de poussée. Elle est en général exprimée en kg/h.N : Newton

$$\text{En palier à vitesse stabilisée: } F = \frac{mg}{L/D}$$

$$\Rightarrow - \frac{dm}{dt} = \text{SFC} \frac{mg}{L/D}$$

$$\text{soit: } dt = - \frac{L/D}{\text{SFC} \cdot g} \frac{dm}{m}$$

$$\text{d'où: } dR = aM \cdot dt = -aM \frac{L/D}{\text{SFC} \cdot g} \frac{dm}{m}$$

En supposant que M, L/D et SFC se conservent au cours du vol:

$$\mathbf{R = \frac{aM \cdot L/D}{\text{SFC} \cdot g} \ln \frac{m_{\text{init}}}{m_{\text{fin}}}}$$

m_{init} = masse initiale

m_{fin} = masse finale

Equation de Bréguet – Leduc

Si c est la quantité de carburant consommée:

$$m_{fin} = m_{init} - c$$

soit:

$$R = \frac{aM.L/D}{SFC.g} \ln\left(1 + \frac{c}{m_{fin}}\right)$$

Le rapport $\frac{aM.L/D}{SFC.g}$ est appelé RASU (Rayon d'Action Spécifique Unitaire)

L'ordre de grandeur étant de 15000 à 17000 NM pour les avions turboréacteurs de nouvelles générations.

Soit l'expression de la consommation c :

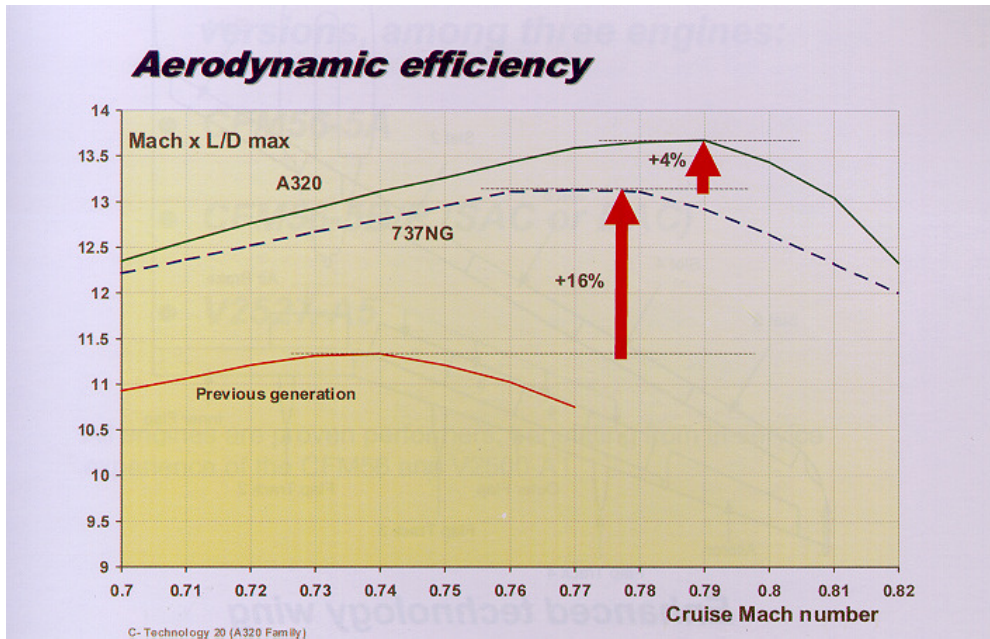
$$c = m_{fin} (e^{R/RASU} - 1)$$

ou, comme $m_{fin} = m_{init} - c$

$$c = m_{init} \frac{e^{R/RASU} - 1}{e^{R/RASU}}$$

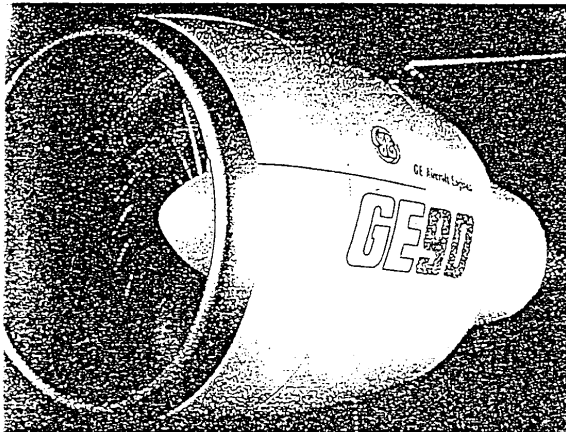
Paramètres fondamentaux

Le produit M.L/D : Efficacité aérodynamique

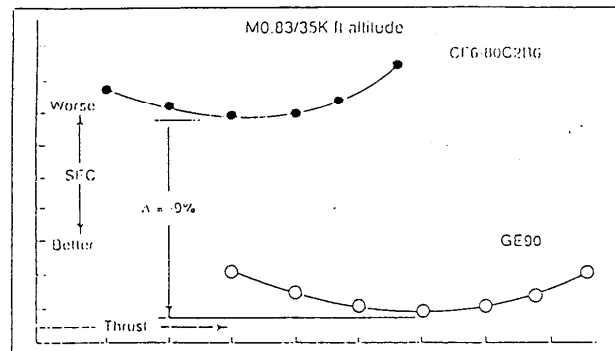


Source : Airbus briefing

La Consommation spécifique : SFC



Source : Air et Cosmos



La masse : m

Emploi de matériaux composites pour alléger la structure. Ceux-ci représenteront de l'ordre de 50% des matériaux utilisés pour les nouveaux avions A 350 XWB et B 787 Dreamliner.



Source : AIR & COSMOS – Mars 2007

Effet de la masse sur la consommation de carburant :

A charge et carburant restant fixés, lorsque la masse à vide de l'avion augmente, la masse finale m_{fin} augmente.

$$m_{fin} = m_{avion} + \text{charge} + \text{carburant restant}$$

Nous avons vu que :

$$c = m_{fin} (e^{R/RASU} - 1)$$

ou encore

$$m_{fin} + c = m_{fin} \cdot e^{R/RASU}$$

soit

$$m_{init} = m_{fin} \cdot e^{R/RASU}$$

Pour une distance parcourue fixe, $R = \text{Cste}$, l'équation suivante est de la forme

$$m_{init} = m_{fin} \cdot K \quad K = \text{constante} = e^{R/RASU}$$

Soit :

$$dm_{init} = dm_{fin} \cdot K$$

Par conséquent une augmentation de la masse finale entraînera une augmentation de la masse initiale. La différence étant le supplément de consommation :

$$dm_{init} = dm_{fin} + dc \Rightarrow dc = dm_{fin} (K-1)$$

Considérons

1 - RASU = 15000 NM et $dm_{fin} = 1t$

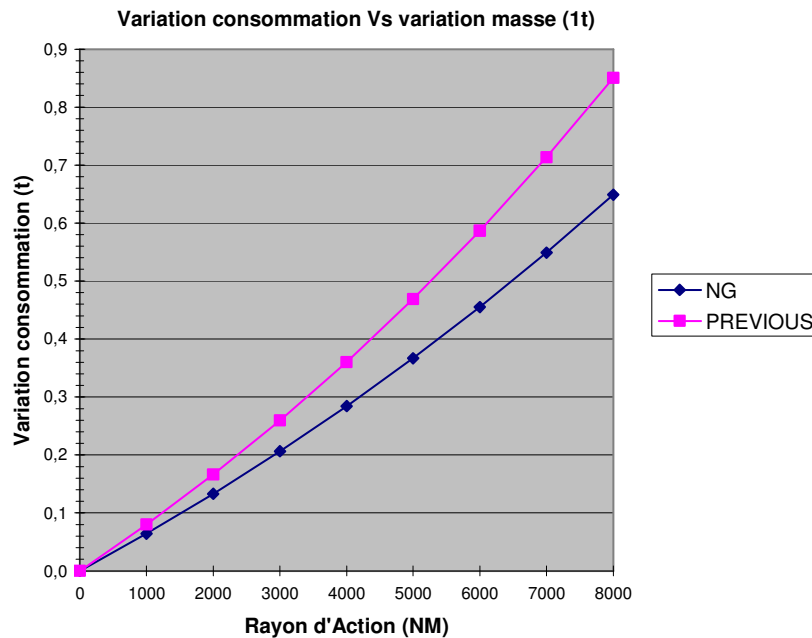
$$\text{Pour } R = 3000 \text{ NM} \Rightarrow K = e^{R/RASU} = 1,221 \Rightarrow dc = 0,221 t$$

$$R = 5000 \text{ NM} \Rightarrow K = e^{R/RASU} = 1,395 \Rightarrow dc = 0,395 t$$

2 - RASU = 16000 NM et $dm_{fin} = 1t$

$$\text{Pour } R = 3000 \text{ NM} \Rightarrow K = e^{R/RASU} = 1,206 \Rightarrow dc = 0,206 t$$

$$R = 5000 \text{ NM} \Rightarrow K = e^{R/RASU} = 1,367 \Rightarrow dc = 0,367 t$$

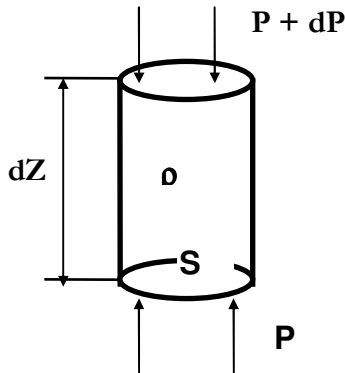


Annexe n°2 : Lois de l'atmosphère

L'Atmosphère

Lois associées

Loi de variation de la pression(P) avec l'altitude(Z)



$$-(P + dP).S - mg + P.S = 0$$

$$dP.S + mg = 0$$

$$\text{or } mg = \rho S dZ \quad \rho: \text{masse volumique}$$

$$\text{d'où } dP + \rho g dZ = 0$$

Loi de Laplace

Conclusion: Z et P varient en sens inverse

Loi des gaz parfaits (loi de Mariotte et de Gay-Lussac)

$$PV = R_a T \quad \text{pour la masse unité}$$

$$\text{comme } \rho = \frac{m}{V}$$

$$P = \rho R_a T$$

R_a : constante des gaz parfaits $R_a = 286 \text{ J/kg/}^\circ\text{C}$

Application   l'atmosphère standard

Loi de variation de la température (T)

$$\begin{array}{ll} \underline{0 \text{   } 11000\text{m}} & : \quad \frac{dt}{dZ} = k \quad \text{avec } k = -6^\circ\text{5}/1000\text{m ou } -2^\circ/1000\text{ft} \\ (0 \text{   } 36089\text{ft}) & \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} \underline{11000\text{m   } 20000\text{m}} & t = -56^\circ\text{5C} \\ (36089\text{ft   } 65617\text{ft}) & \end{array}$$

$$\underline{\text{au-dessus de } 20000\text{m}}: \quad \frac{dt}{dZ} = k' \quad \text{avec } k' = +1^\circ\text{C}/1000\text{ft}$$

$$\text{à } Z_0 = 0 \quad T_0 = 288,15 \text{ K ou } t_0 = +15^\circ \text{C}$$

Loi de variation de pression (P)

de 0 à 11000m: $\frac{dT}{dZ} = k \Rightarrow dZ = \frac{dT}{k}$

$$\left. \begin{array}{l} P = \rho R_a T \\ dP + \rho g dZ = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow \frac{dP}{P} + (g/R_a k) \frac{dT}{T} = 0$$

$$\left. \begin{array}{l} dP + \rho g dZ = 0 \\ -g/R_a k \end{array} \right\} \Rightarrow \frac{dP}{P} = -\frac{g}{R_a k} \frac{dT}{T}$$

$$\text{à } Z = 0 \quad P_0 = 1013,25 \text{ Hpa}$$

sachant que $T_a = T_0 + kZ$

$$P = P_0 \left(1 + k \frac{Z}{T_0} \right)^{-g/R_a k}$$

de 11000m à 20000m:

$$T = T_{11} = \text{cste} = 216,65 \text{ K}$$

$$\left. \begin{array}{l} dP + \rho g dZ = 0 \\ P = \rho R_a T \end{array} \right\} \Rightarrow dP + \frac{P}{R_a T_{11}} g dZ = 0$$

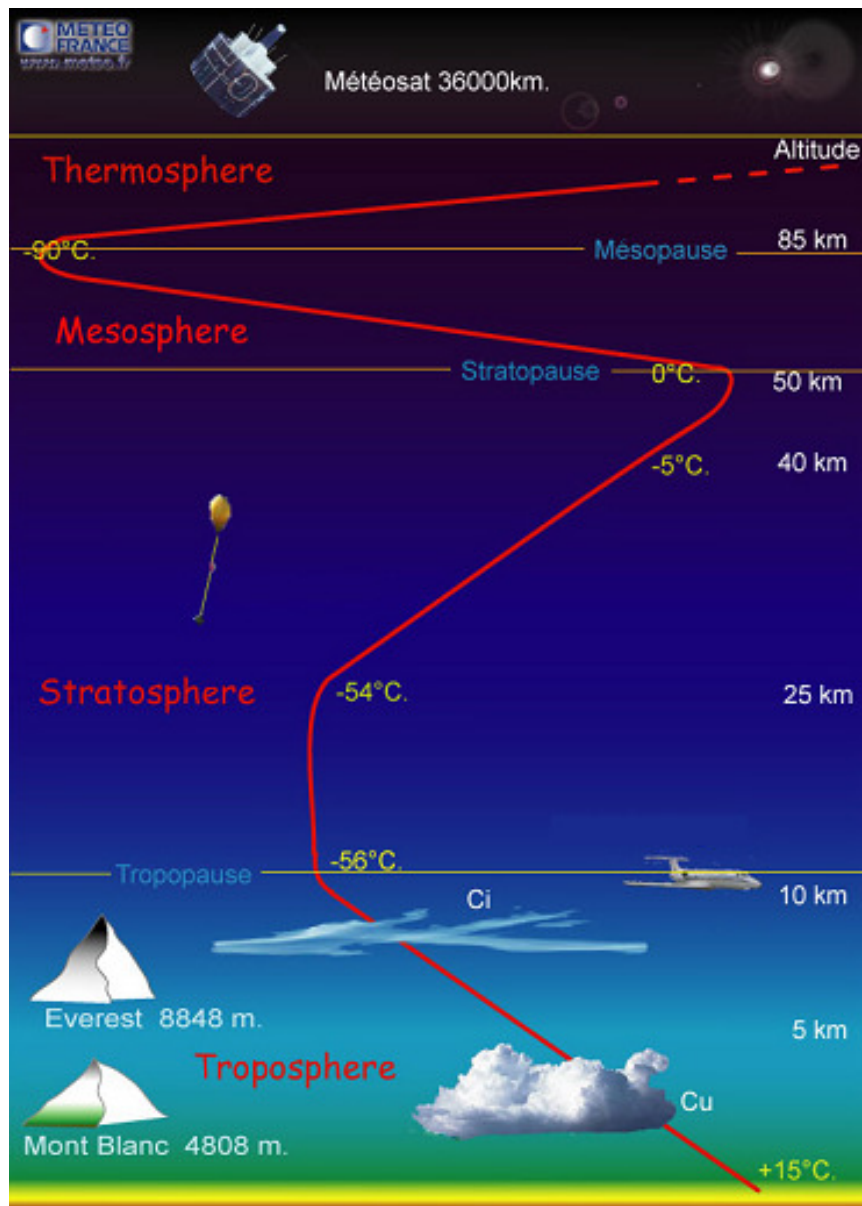
$$\left. \begin{array}{l} P = \rho R_a T \\ d'ou \end{array} \right\} \frac{dP}{P} = -\frac{g}{R_a T_{11}} dZ$$

$$\text{soit } \frac{\ln P}{P_{11}} = -\frac{g}{R_a T_{11}} (Z - 11000)$$

$$P = P_{11} e^{(-g/R_a T_{11})(Z - 11000)}$$

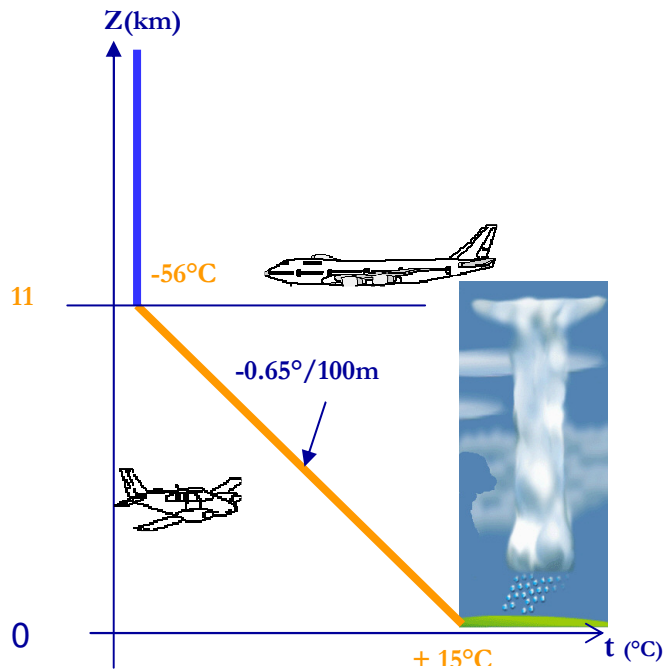
Voir courbe de l'atmosphère et tableau d'atmosphère standard ci-après

Structure de l'atmosphère



Atmosphère standard

Température



Pression

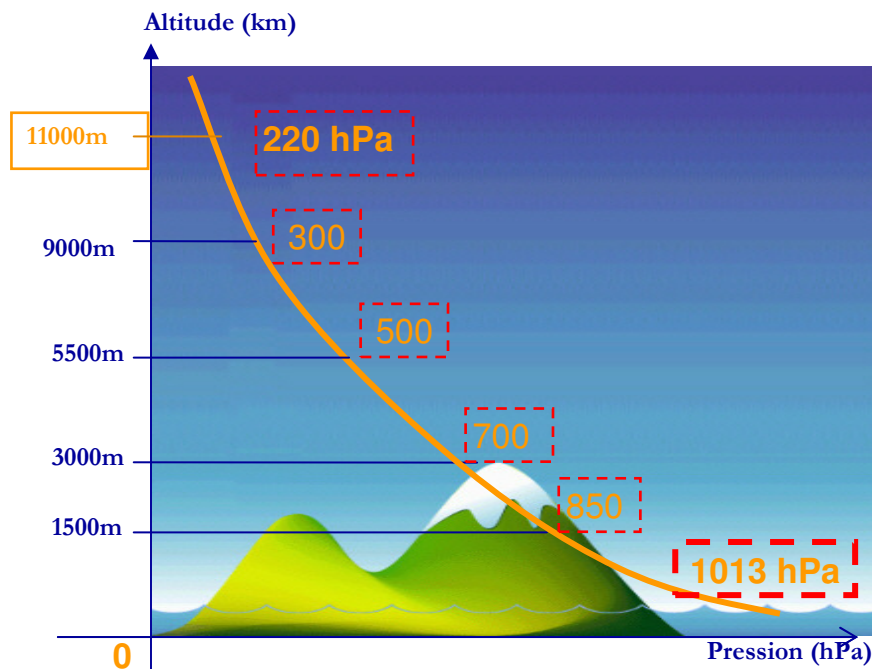
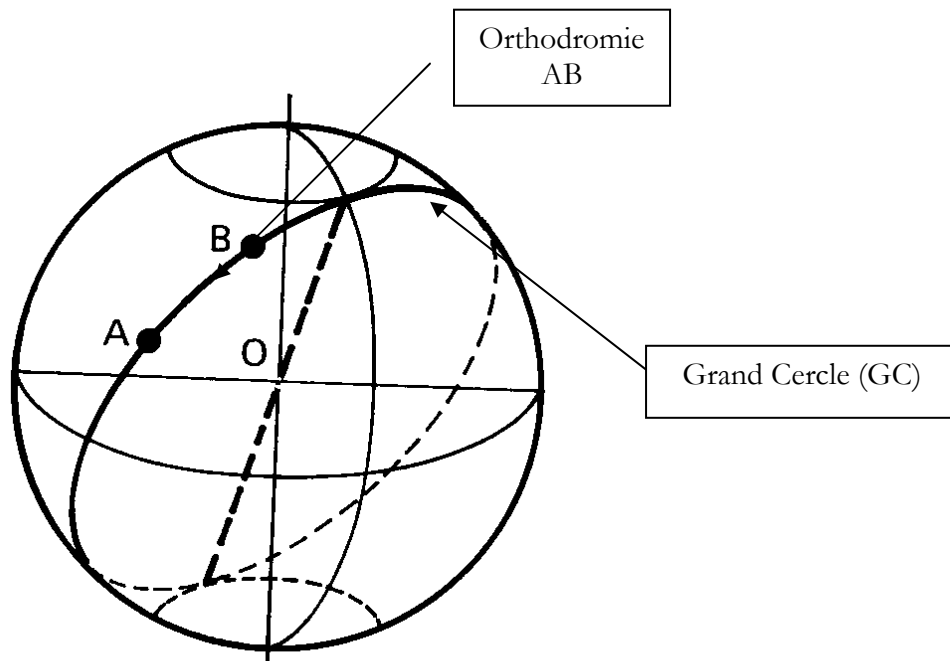


Tableau d'Atmosphère Standard International (ISA)

| INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (ISA) | | | | | | | | |
|-----------------------------------------|---------------|----------|--------|--------|-----------------------------------------|-------------------------------------|---------------------------|----------------------|
| ALTITUDE (Feet) | TEMP. (°C) | PRESSURE | | | PRESSURE RATIO $\delta = P / P_0$ | DENSITY $\sigma = \rho / \rho_0$ | SPEED of SOUND (kt) | ALTITUDE (meters) |
| | | hPa | P.S.I. | In Hg. | | | | |
| 40,000 | – 56.5 | 188 | 2.72 | 5.54 | 0.1851 | 0.2462 | 573 | 12.192 |
| 39,000 | – 56.5 | 197 | 2.85 | 5.81 | 0.1942 | 0.2583 | 573 | 11.887 |
| 38,000 | – 56.5 | 206 | 2.99 | 6.10 | 0.2038 | 0.2710 | 573 | 11.582 |
| 37,000 | – 56.5 | 217 | 3.14 | 6.40 | 0.2138 | 0.2844 | 573 | 11.278 |
| 36,000 | – 56.3 | 227 | 3.30 | 6.71 | 0.2243 | 0.2891 | 573 | 10.973 |
| 35,000 | – 54.3 | 238 | 3.46 | 7.04 | 0.2353 | 0.3099 | 576 | 10.668 |
| 34,000 | – 52.4 | 250 | 3.63 | 7.38 | 0.2467 | 0.3220 | 579 | 10.363 |
| 33,000 | – 50.4 | 262 | 3.80 | 7.74 | 0.2586 | 0.3345 | 581 | 10.058 |
| 32,000 | – 48.4 | 274 | 3.98 | 8.11 | 0.2709 | 0.3473 | 584 | 9.754 |
| 31,000 | – 46.4 | 287 | 4.17 | 8.49 | 0.2837 | 0.3605 | 586 | 9.449 |
| 30,000 | – 44.4 | 301 | 4.36 | 8.89 | 0.2970 | 0.3741 | 589 | 9.144 |
| 29,000 | – 42.5 | 315 | 4.57 | 9.30 | 0.3107 | 0.3881 | 591 | 8.839 |
| 28,000 | – 40.5 | 329 | 4.78 | 9.73 | 0.3250 | 0.4025 | 594 | 8.534 |
| 27,000 | – 38.5 | 344 | 4.99 | 10.17 | 0.3398 | 0.4173 | 597 | 8.230 |
| 26,000 | – 36.5 | 360 | 5.22 | 10.63 | 0.3552 | 0.4325 | 599 | 7.925 |
| 25,000 | – 34.5 | 376 | 5.45 | 11.10 | 0.3711 | 0.4481 | 602 | 7.620 |
| 24,000 | – 32.5 | 393 | 5.70 | 11.60 | 0.3876 | 0.4642 | 604 | 7.315 |
| 23,000 | – 30.6 | 410 | 5.95 | 12.11 | 0.4046 | 0.4806 | 607 | 7.010 |
| 22,000 | – 28.6 | 428 | 6.21 | 12.64 | 0.4223 | 0.4976 | 609 | 6.706 |
| 21,000 | – 26.6 | 446 | 6.47 | 13.18 | 0.4406 | 0.5150 | 611 | 6.401 |
| 20,000 | – 24.6 | 466 | 6.75 | 13.75 | 0.4595 | 0.5328 | 614 | 6.096 |
| 19,000 | – 22.6 | 485 | 7.04 | 14.34 | 0.4791 | 0.5511 | 616 | 5.791 |
| 18,000 | – 20.7 | 506 | 7.34 | 14.94 | 0.4994 | 0.5699 | 619 | 5.406 |
| 17,000 | – 18.7 | 527 | 7.65 | 15.57 | 0.5203 | 0.5892 | 621 | 5.182 |
| 16,000 | – 16.7 | 549 | 7.97 | 16.22 | 0.5420 | 0.6090 | 624 | 4.877 |
| 15,000 | – 14.7 | 572 | 8.29 | 16.89 | 0.5643 | 0.6292 | 626 | 4.572 |
| 14,000 | – 12.7 | 595 | 8.63 | 17.58 | 0.5875 | 0.6500 | 628 | 4.267 |
| 13,000 | – 10.8 | 619 | 8.99 | 18.29 | 0.6113 | 0.6713 | 631 | 3.962 |
| 12,000 | – 8.8 | 644 | 9.35 | 19.03 | 0.6360 | 0.6932 | 633 | 3.658 |
| 11,000 | – 6.8 | 670 | 9.72 | 19.79 | 0.6614 | 0.7156 | 636 | 3.353 |
| 10,000 | – 4.8 | 697 | 10.10 | 20.58 | 0.6877 | 0.7385 | 638 | 3.048 |
| 9,000 | – 2.8 | 724 | 10.51 | 21.39 | 0.7148 | 0.7620 | 640 | 2.743 |
| 8,000 | – 0.8 | 753 | 10.92 | 22.22 | 0.7428 | 0.7860 | 643 | 2.438 |
| 7,000 | + 1.1 | 782 | 11.34 | 23.09 | 0.7716 | 0.8106 | 645 | 2.134 |
| 6,000 | + 3.1 | 812 | 11.78 | 23.98 | 0.8014 | 0.8359 | 647 | 1.829 |
| 5,000 | + 5.1 | 843 | 12.23 | 24.90 | 0.8320 | 0.8617 | 650 | 1.524 |
| 4,000 | + 7.1 | 875 | 12.69 | 25.84 | 0.8637 | 0.8881 | 652 | 1.219 |
| 3,000 | + 9.1 | 908 | 13.17 | 26.82 | 0.8962 | 0.9151 | 654 | 914 |
| 2,000 | + 11.0 | 942 | 13.67 | 27.82 | 0.9298 | 0.9428 | 656 | 610 |
| 1,000 | + 13.0 | 977 | 14.17 | 28.86 | 0.9644 | 0.9711 | 659 | 305 |
| 0 | + 15.0 | 1013 | 14.70 | 29.92 | 1.0000 | 1.0000 | 661 | 0 |
| – 1,000 | + 17.0 | 1050 | 15.23 | 31.02 | 1.0366 | 1.0295 | 664 | – 305 |

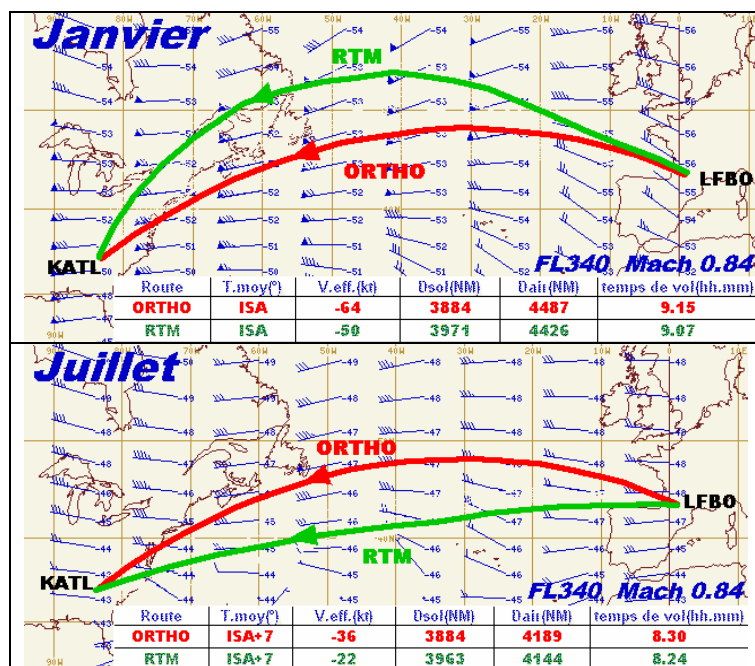
Annexe n°3 : Navigation

Orthodromie



Route Temps Minimum (RTM)

Vol : Toulouse (LFBO)/ATLANTA (KATL)



On peut constater :

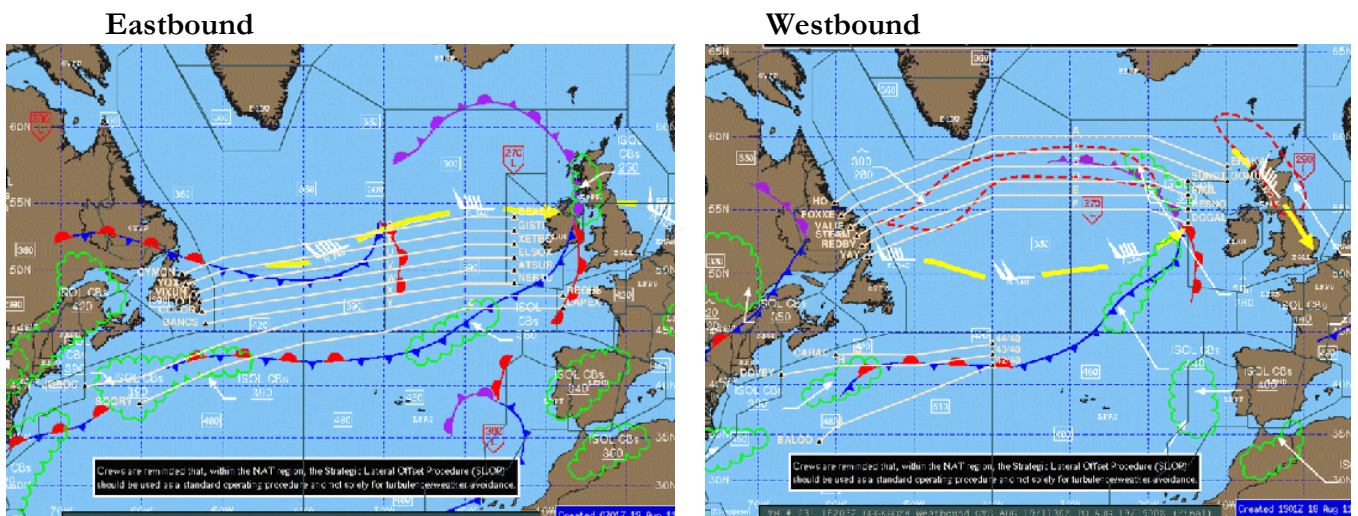
La différence de temps de vol entre les 2 saisons $\Delta t \approx 45$ mn

Le gain de temps entre orthodromie et RTM (qui peut paraître faible) : 6 à 8 mn ($\approx 1,5\%$ du temps total), mais qui répété plusieurs fois par jour pour une compagnie aérienne, et ceci toute l'année, représente des gains annuels importants.

Chaque jour, les routes Atlantique Nord sont déterminées en fonction de la RTM. Il y a plusieurs possibilités suivant les aéroports de départ et de destination et aussi pour absorber la demande

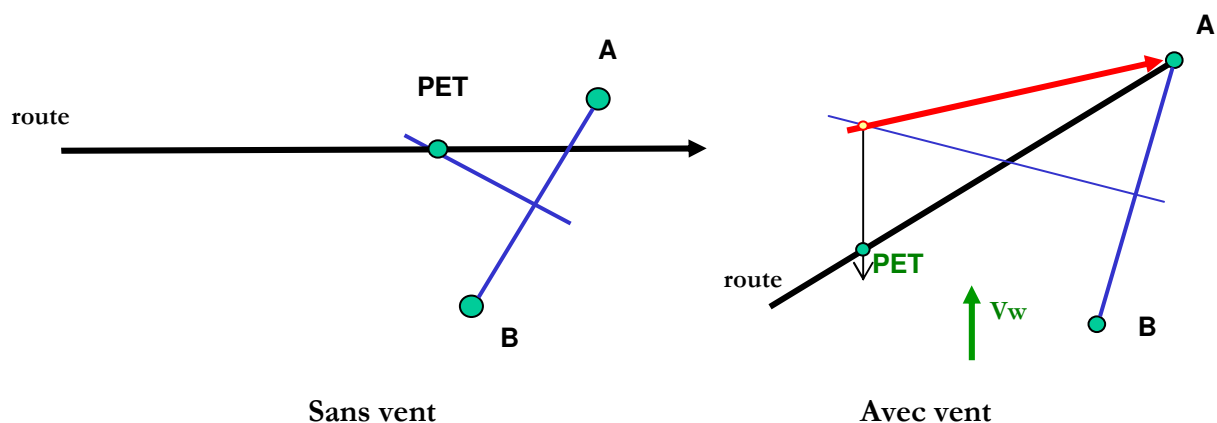
On peut constater que les routes sont différentes suivant le sens.

En allant vers l'Est, les routes sont parallèles aux vents forts qui sont favorables, par contre, en allant vers l'Ouest, on va chercher à minimiser la composante de vent qui est défavorable.



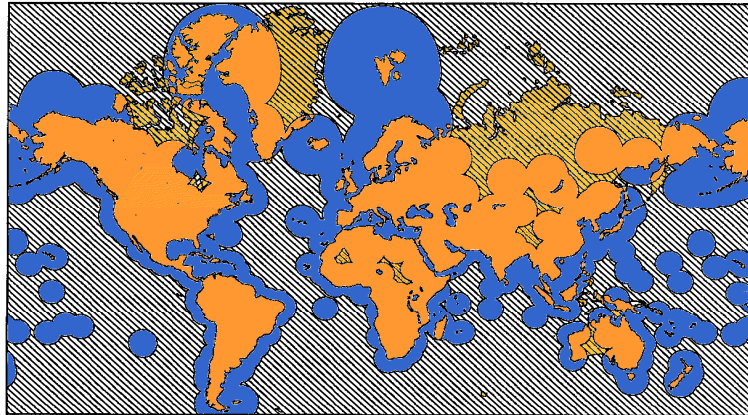
Point EquiTemps (PET) - Calcul sans vent

- Etant donné un avion suivant une route, le point équitemps (PET) entre les aéroports A et B est un point de la route tel que le temps de vol, pour rejoindre A est égal au temps de vol pour rejoindre B
- Par vent nul, le PET se trouve sur la médiatrice du segment AB
- Avec vent :
 1. Calculer le cap pour se rendre à l'aéroport
 2. Faire aboutir ce cap sur l'aéroport
 3. Par le point d'intersection avec la médiatrice de AB, tracer une parallèle au vent jusqu'à recouper la route

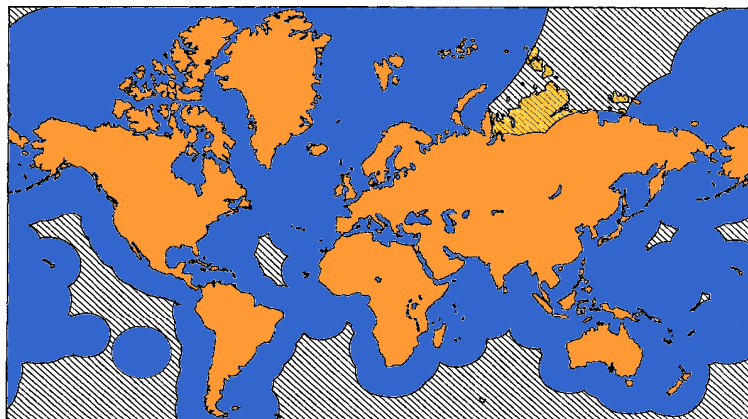


Annexe n°4 : ETOPS

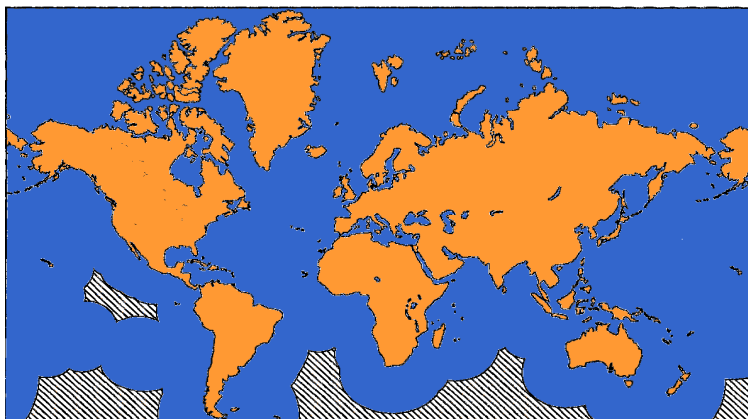
- **ETOPS 60 mn** (biréacteurs gros porteurs)



- **ETOPS 120 mn** (pour gros porteurs, environ 840 NM)



- **ETOPS 180 mn** (pour gros porteurs, environ 1250 NM)



Unités

| Unité | | Abréviation | Valeur |
|---------------|----------------|-------------|---------|
| Anglais | Français | | |
| Foot (feet) | Pied | ft | 0,3048m |
| Nautical Mile | Mille Nautique | NM | 1852m |
| Knot | Noeud | kt | 1852m/h |

GLOSSAIRE

| | Français | Anglais |
|------------------------|----------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| a | Vitesse du son | Sound speed |
| ACN | | Aircraft classification Number |
| APP | Approche | Approach |
| APU | Unité de puissance auxiliaire | Auxiliary Power Unit |
| ASD | Distance d'accélération arrêt | Accelerate Stop distance |
| ATT | Atterrissage | Landing |
| c | Consommation d'étape | Trip fuel |
| C/O | Charge Offerte | Payload |
| CP | Point Critique | Critical Point |
| D | Trainée | Drag |
| Dair | Distance air | Air distance |
| DP | Point de Décision | Decision Point |
| ETOPS | Extended range for Twin engine aircraft OPerationS | |
| F | Poussée | Thrust |
| ISA | Atmosphere standard international | |
| L | Portance | Lift |
| LW = LM | Masse décollage | Landing mass |
| m | Masse | Mass |
| M | Nombre de Mach | Mach number |
| MLW = MMSA | Masse Maximum à l'atterrissage | Maximum Landing Mass |
| MTOW = MMSD | Masse Maximum au décollage | Maximum Take-off Mass |
| MZFW = MMSC | Masse Maximum sans carburant | Maximum Zero Fuel Mass |
| NAT TRACK | Route Nord ATlantique | North ATlantic Track |
| OACI = ICAO | Organisation de l'Aviation Civile Internationale | International Civil Aviation Organisation |
| OEW | Masse de base | Operational Empty Weight |
| PCN | | Pavement Classification Number |
| PET | Point Equitemps | Equal Time Point |
| Q_{DEC} | Quantité de carburant au décollage | Take-off fuel |
| Q_{PKG} | Quantité de carburant au parking | Ramp fuel |
| r | Carburant pour le roulage | Taxi fuel |
| R | Rayon d'action | Range |
| RD | Carburant de dégagement | Alternate fuel |
| RF | Réserve finale | Final reserve |
| RP | Point de reclairance | Reclearance Point |
| RR | Réserve de route | Contingency fuel |
| RTM | Route à Temps Minimum | Minimum time route |
| S | Surface | Surface |
| SFC | Consommation spécifique | Thrust Specific Fuel Consumption |
| t | Temps | Time |
| ta | Température (°C) | Temperature (°C) |
| T_a | Température ambiante (°K) | Ambiant Temperature (°K) |
| TOD | Distance de décollage | Take off distance |
| TOW = TOM | Masse décollage | Take off mass |
| Z | Altitude | Altitude |
| α | incidence | Angle of attack |
| γ | Pente | Slope |
| ρ | Masse volumique | Density |

Références bibliographiques

Ouvrages ENAC :

- Limites d'utilisation : Michel MARTIN et Yves PLAYS
- Performances en vol : Michel MARTIN
- Préparation des vols : Michel MARTIN
- Météorologie Aéronautique : H. HALLOT, D. LABYT, J H. ROBRES

Documents OACI :

- Annexes à la Convention de Chicago

Documents EU

- Part OPS 1

Websites

- www.airbus.com
- www.boeing.com