

# Etude et conception avion 2<sup>e</sup> Partie

Michel MARTIN

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

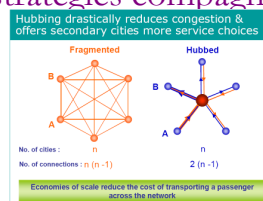
## Introduction

- Conception avion
  - Répondre au marché
  - Intégrer les stratégies compagnies aériennes
    - Schuttle
    - Hub

Mais

- ne doit pas engendrer des investissements lourds
- doit tenir compte du contexte géographique

Hubbing drastically reduces congestion & offers secondary cities more service choices



Fragmented

Hubbed

No. of cities :  $n$

No. of connections :  $n(n-1)$

No. of cities :  $n$

No. of connections :  $2(n-1)$

Economies of scale reduce the cost of transporting a passenger across the network.

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

## Plan du cours

- 1. Etude de la mission**
  - Etude de la route
  - Profil de vol
  - Calcul du carburant
  - Payload range
  - Cas des vol ETOPS
- 2. Contraintes opérationnelles**
  - Aéroport: Dimensions taxiways, résistance et longueur de piste
  - Performances ascensionnelles
  - Pneus et freins

---

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

## TD et travail personnel

- **Etude avion**
  - 20 groupes de 4
  - 4 TD dirigés en 1/2 promotion
  - Analyse et rédaction d'un document écrit
  - Présentation orale pendant 4 TD (2 par 1/2 promo) – vendredi 12/12
    - 10 mn par groupe
  - Remise du document écrit

---

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

# 1. Calcul de la mission

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

# Calcul de la route

• **Basée sur l'orthodromie**

Orthodromie AB:

- Arc de grand cercle

– Contraintes de navigation aérienne et météorologiques

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

*Calcul de la mission*

# Calcul de la Route

- Route Temps Minimum – RTM

Month	Route	T.moy(°)	V.eff.(kt)	Dsol(NM)	Dati(NM)	temps de vol(hh:mm)
Janvier	ORTHO	ISA	-64	3884	4487	9.15
	RTM	ISA	-59	3971	4426	9.07
Juillet	ORTHO	ISA+7	-36	3884	4189	8.30
	RTM	ISA+7	-22	3963	4144	8.24

*FL340, Mach 0.84*

Etude et conception avion

Calcul de la mission

# Calcul de la Route

- Routes Atlantique Nord – NAT

EASTBOUND

Etude et conception avion

Calcul de la mission

# Calcul de la Route

- Routes Atlantique Nord – NAT

WESTBOUND

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

Calcul de la mission

# Profil de vol

RESERVE de ROUTE

Réserve Finale

Roulage

Consommation d'étape

Réserve dégage

Attente à 1500ft

PKG

DEPART

DESTINATION

DEGAGEMENT

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant

- Roulage (r):
- Consommation d'étape (c) : du début de décollage jusqu'au point d'atterrissage
- Réserve de route (RR): En général 5% c
- Réserve de dégagement (RD): 200NM (370km) au niveau des études générales
- Réserve finale (RF): 30 mn de vol à la vitesse d'attente

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

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

*Etude et conception avion*

*Calcul de la mission*

## Calcul du carburant



- **Calcul de la consommation (c)**
  - Equation de Bréguet Leduc

$$R = \frac{a.M.L/D}{SFC} \ln \frac{m_{\text{init}}}{m_{\text{fin}}}$$

- $m_{\text{init}}$  = masse initiale
- $m_{\text{fin}}$  = masse finale

*Etude et conception avion*

*Calcul de la mission*


## Calcul du carburant


- Calcul de la consommation (c)
  - Equation de Bréguet Leduc

$$R = \frac{a.M.L/D}{SFC.g} \ln \frac{m_{init}}{m_{fin}}$$

- $m_{init}$  = masse initiale
- $m_{fin}$  = masse finale
- $m_{fin} = m_{init} - c$



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





Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant


- Calcul de la consommation (c)


$\frac{a.M.L/D}{SFC.g}$  est appelé **RASU** (exprimé en NM)

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

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

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





Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (1/6)
  - Maximiser M.L/D

**Aerodynamic efficiency**

Mach x L/D max

A320

737NG

Previous generation

+4%

+16%

Cruise Mach number

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (2/6)
  - Minimiser SFC

M0.83/35K ft altitude

CF6-80C2

GE90

Worse

SFC

Better

Thrust

9%

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

Calcul de la mission



## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (3/6)
  - Minimiser la masse (m)

**CONCEPT DU FUSELAGE DE L'A350**

**B 787**

**Répartition des types de matériaux pour le 787.**  
Les alliages d'aluminium perdus du terrain.

Michel MARTIN

Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (4/6)
  - Minimiser la masse (m)

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

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

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

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

Michel MARTIN

Etude et conception avion

Calcul de la mission

## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (5/6)
  - Minimiser la masse (m)
    - à **R = Cste**
    - $m_{init} = m_{fin} \cdot K$        $K = \text{constante} = e^{R/RASU}$
    - Soit :
    - $dm_{init} = dm_{fin} \cdot K$
    - $dm_{init} = dm_{fin} + dc \Rightarrow dc = dm_{fin} (K-1)$
    - $RASU = 15000 \text{ NM}$  et  $dm_{fin} = 1 \text{ t}$
    - $R = 3000 \text{ NM} \Rightarrow K = e^{R/RASU} = 1,221 \Rightarrow dc = 0,221 \text{ t}$

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

## Calcul du carburant

- Réduire la consommation (6/6)
  - Minimiser la masse (m)

Variation consommation Vs variation masse (1t)

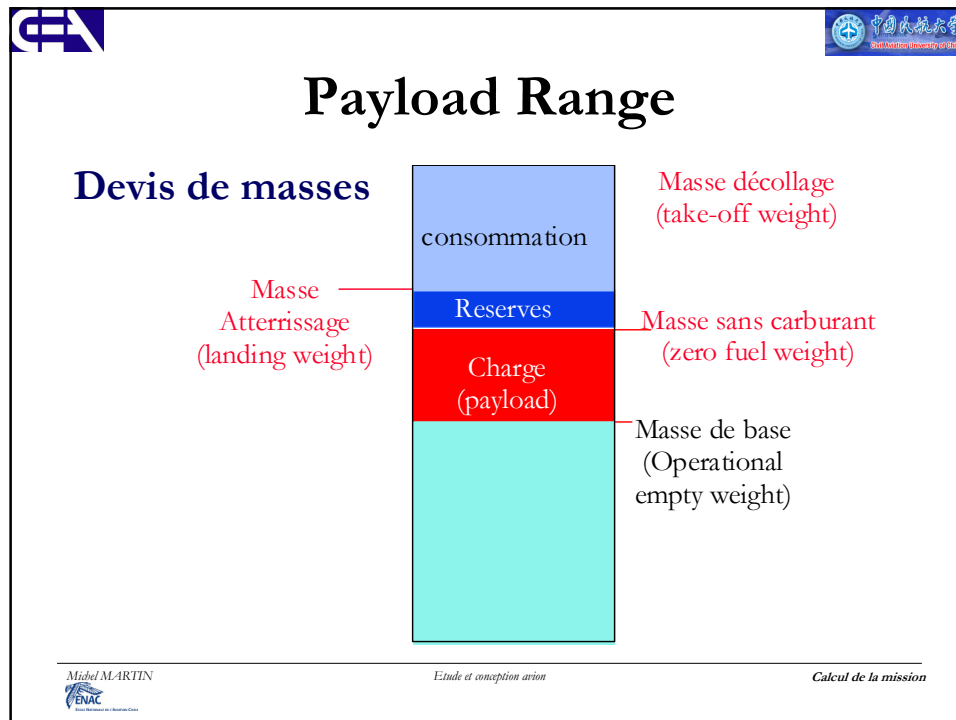
Rayon d'Action (NM)	NG Variation (t)	PREVIOUS Variation (t)
0	0.00	0.00
1000	0.05	0.08
2000	0.10	0.16
3000	0.15	0.24
4000	0.28	0.38
5000	0.35	0.48
6000	0.42	0.58
7000	0.50	0.68
8000	0.60	0.80

Michel MARTIN

École Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

*Calcul de la mission*



- ## Payload Range
- **Masses maximales de structure**
    - décollage: **MMSD (MTOW)**
    - atterrissage: **MMSA (MLW)**
    - sans carburant: **MMSC (MZFW)**
  - **Volumes limites**
    - Volume cabine
    - Volume soute
    - Volume des réservoirs
- Michel MARTIN
Etude et conception avion
Calcul de la mission

## Payload Range

1.  $m_{\text{déc}} = m_{\text{base}} + \text{charge} + \text{carburant}_{\text{déc}} \leq \text{MMSD}$
2.  $m_{\text{att}} = m_{\text{base}} + \text{charge} + \text{carburant}_{\text{déc}} - \text{consommation} \leq \text{MMSA}$
3.  $m_{\text{sc}} = m_{\text{base}} + \text{charge} \leq \text{MMSC}$
4.  $\text{consommation} + \text{réserves} + \text{roulage} \leq \text{Capacité réservoirs}$

Michel MARTIN  
ENAC
Etude et conception avion
Calcul de la mission

## Payload Range

1.  $\text{Charge} \leq \overset{K1}{(MMSD - m_{\text{base}} - RD - RF)} \cdot (c + RR)$
2.  $\text{Charge} \leq \overset{K2}{(MMSA - m_{\text{base}} - RD - RF)} \cdot (RR)$
3.  $\text{Charge} \leq \overset{K3}{(MMSC - m_{\text{base}})}$
4.  $\text{Carburant}_{\text{pkg}} \leq \text{Capacité Réservoirs}$

Michel MARTIN  
ENAC
Etude et conception avion
Calcul de la mission

## Payload Range

**Carburant  $p_{kg} \leq$  Capacité Réservoirs (Cr)**

$$R = \frac{aM \cdot L / D}{SFC \cdot g} \ln\left(1 + \frac{C_{max}}{k + ch \arg e}\right)$$

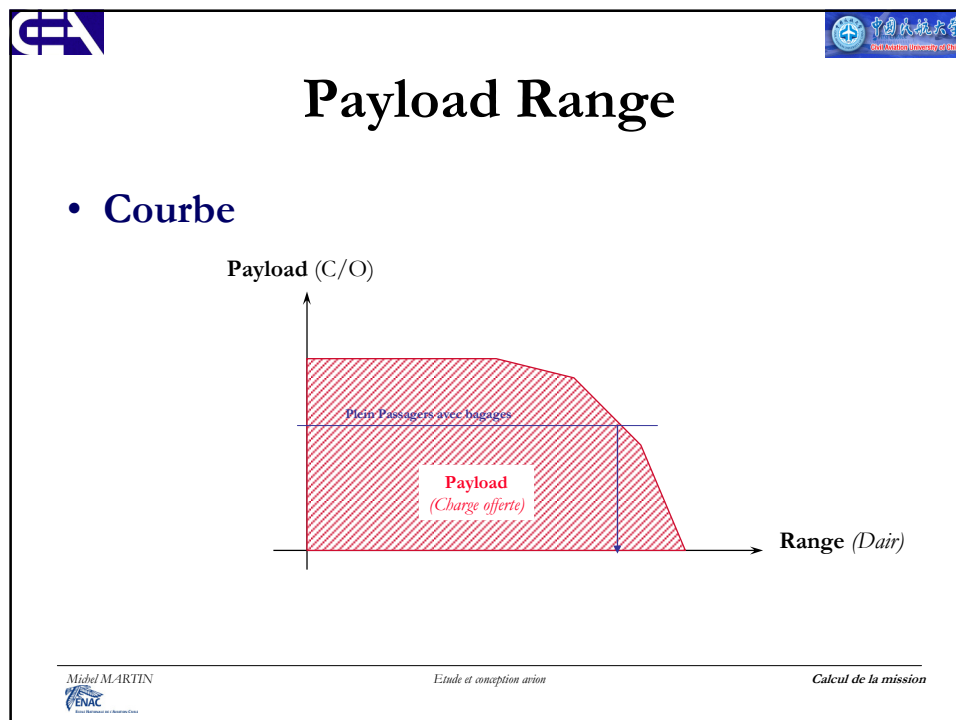
**$C_{max} = \text{cste} \Rightarrow$  si charge diminue, R augmente**

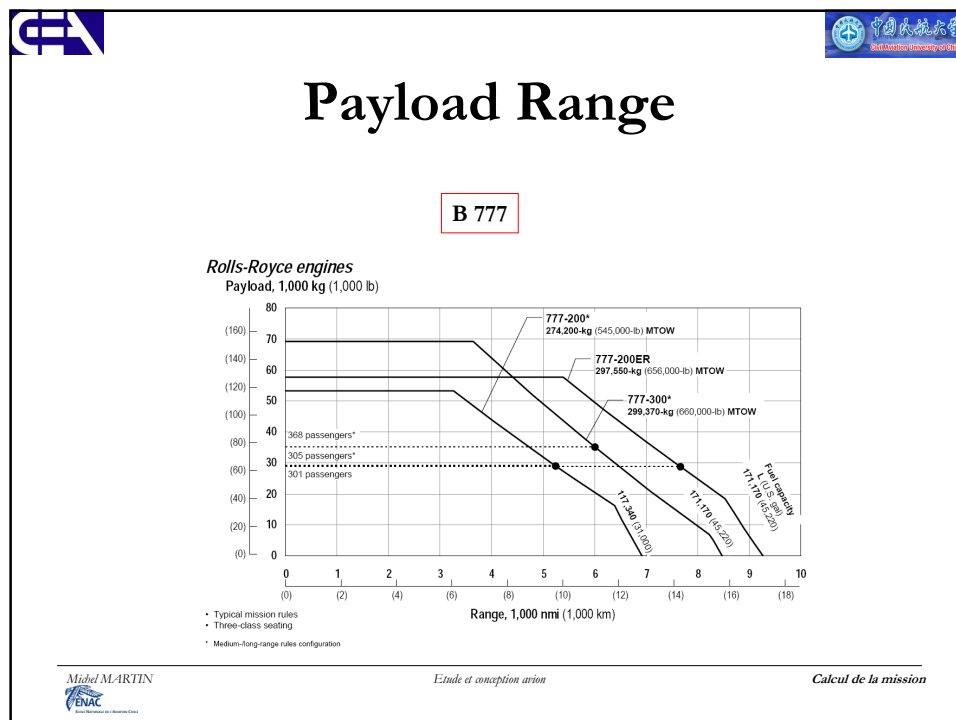
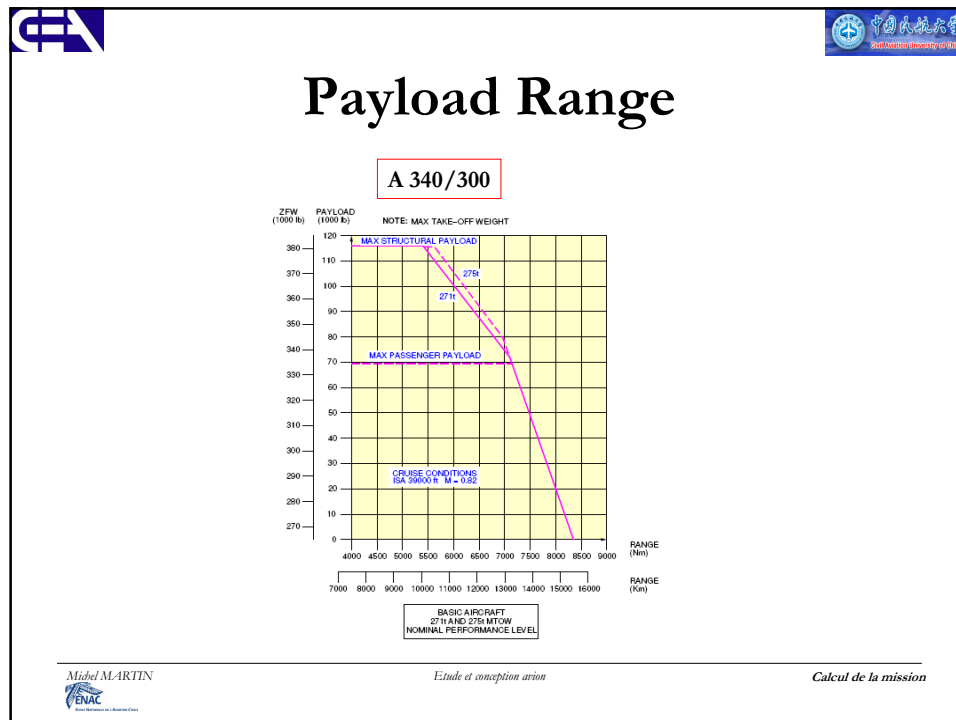
**$R_{max}$  quand charge = 0**  
**Préciser k en 2015**

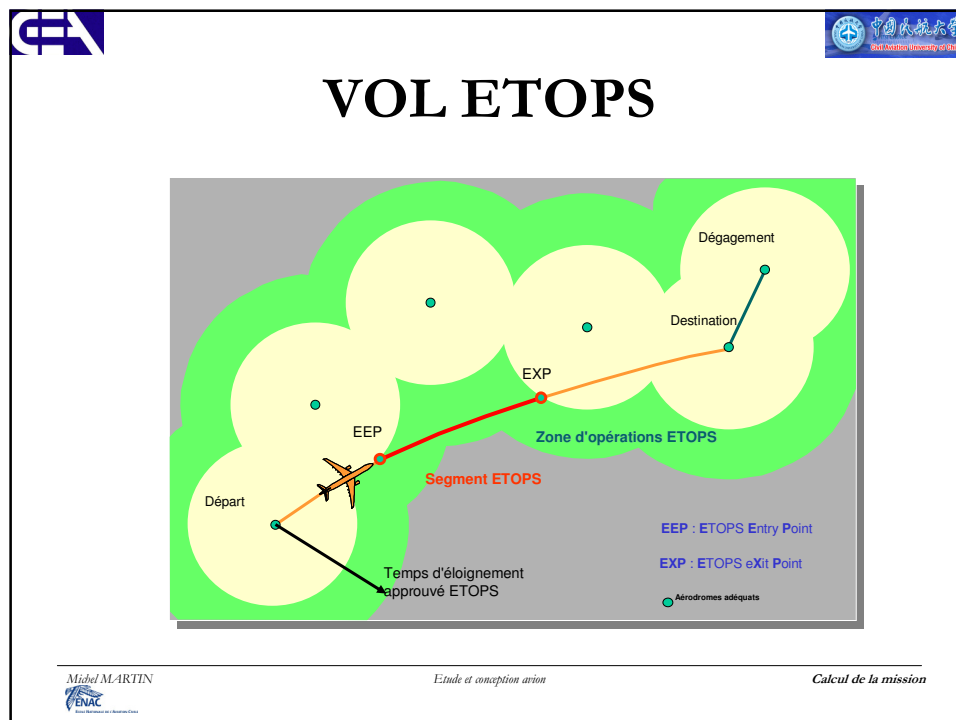
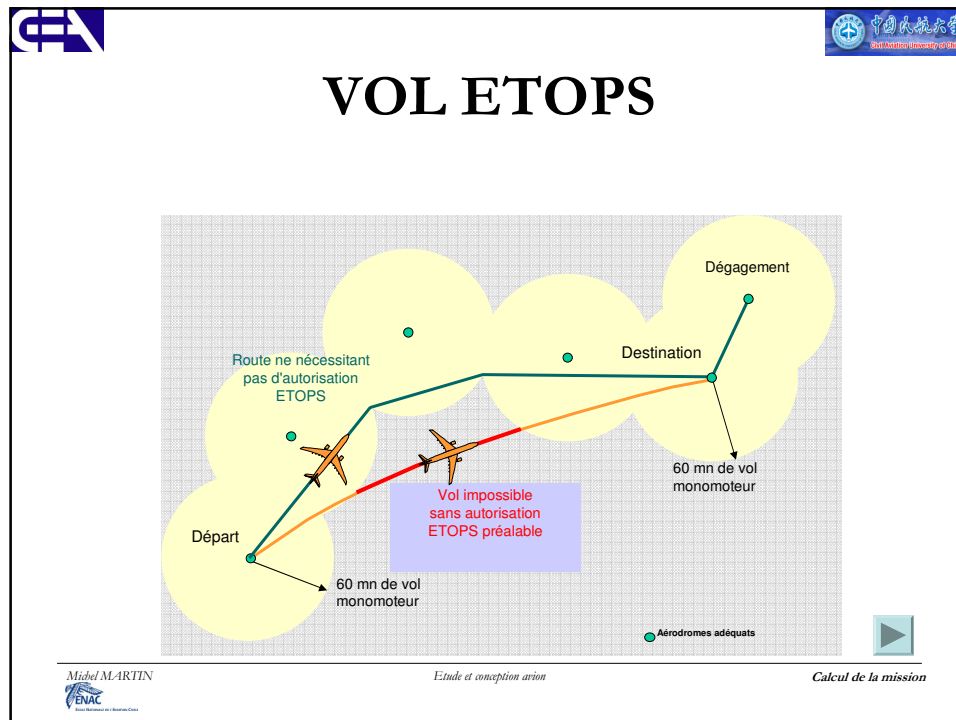
$$C_{max} = [Cr - (r + RF + RD)] \frac{1}{1,05}$$


---

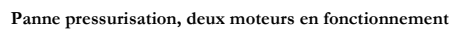
Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile
Etude et conception avion







## Panne d'un moteur, pressurisation en fonctionnement



### Panne simultanée d'un moteur et de la pressurisation



Etude et conception avion

---

*Calcul de la mission*

- La quantité de carburant embarquée pour les vols ETOPS  $\geq$  :

le roulage

- + la consommation d'étape 1 (vol normal) du décollage jusqu'au point le plus critique
- + la consommation d'étape 2, pour le scénario critique 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) depuis la panne



Michel MARTIN  


Etude et conception avion


---

*Calcul de la mission*






## 2. Contraintes opérationnelles



*Etude et conception avion*







## Introduction




**A 380**

- 20 compagnies aériennes
- 60 aéroports
- Fabricants d'équipements d'assistance au sol
- Sociétés d'assistance au sol
- Autorités de l'Aviation Civile
- Associés à la conception**
- Avec le concours

⇒ Eviter les investissements trop lourds

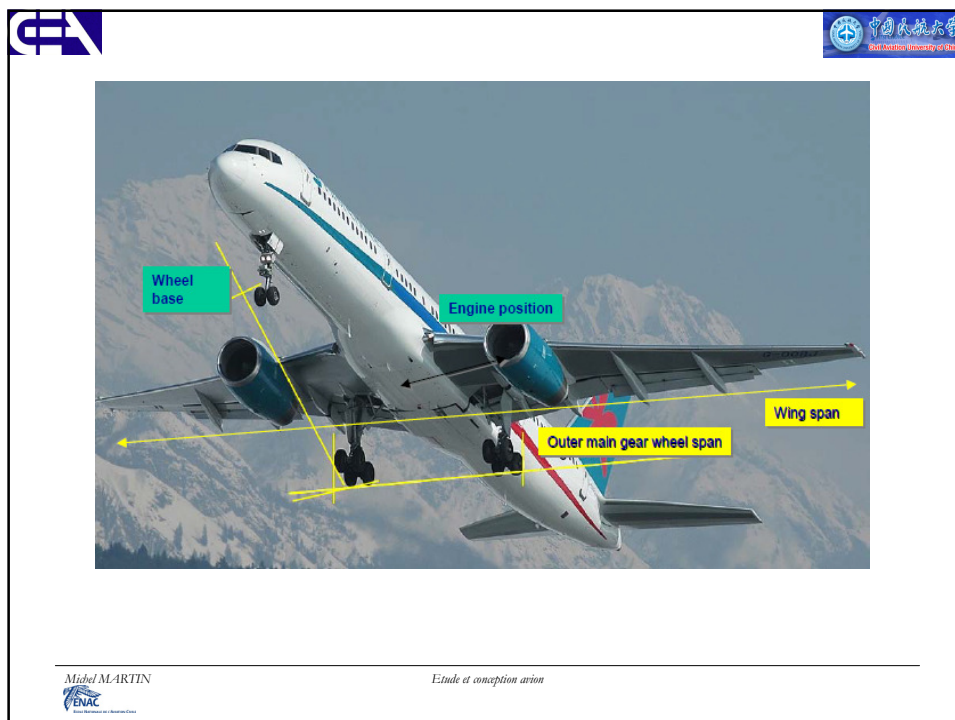


*Etude et conception avion*

*Contraintes opérationnelles*

Élément de code 1			Élément de code 2	
Chiffre de code (1)	Distance de référence de l'avion (2)	Lettre de code (3)	Envergure (4)	Largeur hors tout du train principal <sup>a</sup> (5)
1	moins de 800 m	A	moins de 15 m	moins de 4,5 m
2	de 800 m à 1 200 m exclus	B	de 15 m à 24 m exclus	de 4,5 m à 6 m exclus
3	de 1 200 m à 1 800 m exclus	C	de 24 m à 36 m exclus	de 6 m à 9 m exclus
4	1 800 m et plus	D	de 36 m à 52 m exclus	de 9 m à 14 m exclus
		E	de 52 m à 65 m exclus	de 9 m à 14 m exclus
		F	de 65 m à 80 m exclus	de 14 m à 16 m exclus

a. Distance entre les bords extérieurs des roues du train principal.



4F ←

4E ←

4D ←

4C ←

3B ←

2B ←

1A ←

*Etude et conception avion*

## Introduction

80 m

A 380

80 m

Correspond aux exigences d'un aéroport de classe F (OACI)

*Etude et conception avion*

*Contraintes opérationnelles*

## Dimensions parking et voies de circulation

- Dimensions Parking**

PARKING  
45° ENTRY PUSH OUT

PARKING  
STRAIGHT ENTRY PUSH BACK

A 330

Michel MARTIN  
ENAC
*Etude et conception avion*
Contraintes opérationnelles

## Dimensions parking et voies de circulation

- Virage et manoeuvre**

NOTE: TYPE 1 TURNS USE:  
ASYMMETRIC THRUST DURING THE WHOLE  
TURN AND DIFFERENTIAL BRAKING TO  
INITIATE THE TURN ONLY  
TYPE 2 TURNING USE:  
SYMMETRIC THRUST DURING THE WHOLE  
TURN AND NO DIFFERENTIAL BRAKING AT ALL

Angle roue avant

A330-300 MINIMUM TURNING RADII									
STEERING ANGLE	EFFECTIVE STEERING ANGLE	X	Y	A	R3 NLG	R4 WING	R5 NOSE	R6 TAIL	
72° (MAX)	67.8°	m	26.4	10.7	46.2	29.0	41.9	34.7	36.9
		ft	87	35	152	95	137	114	121
72° (MAX)	63.8°	m	26.5	13.3	49.4	30.0	44.1	35.5	38.1
		ft	87	44	162	98	145	116	125

IS POSSIBLE TO GET LOWER VALUES THAN THOSE FROM TYPE 1 / APPLYING DIFFERENTIAL BRAKING DURING THE WHOLE TURN.

A 330

Michel MARTIN  
ENAC
*Etude et conception avion*
Contraintes opérationnelles

## Dimensions parking et voies de circulation

- Virage et manœuvre

135° Turn - Runway to Taxiway  
Cockpit Over Centerline Method

Michel MARTIN  
ENAC

135° Turn - Runway to Taxiway  
Judgemental Oversteer Method

Michel MARTIN  
ENAC

**A 330**

*Etude et conception avion*      *Contraintes opérationnelles*

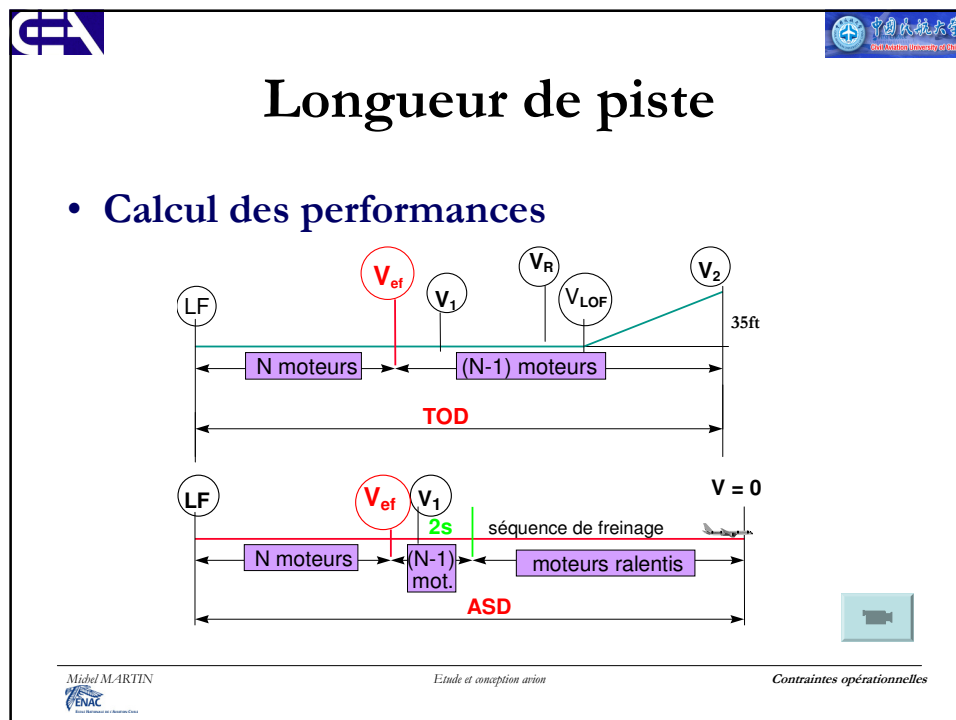
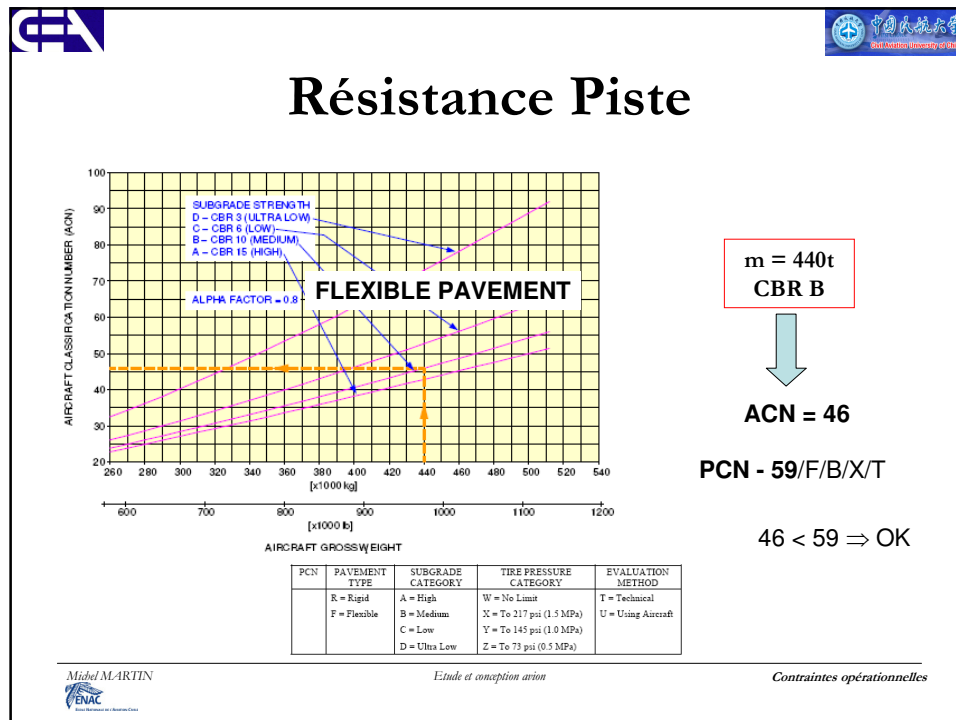
## Dimensions parking et voies de circulation

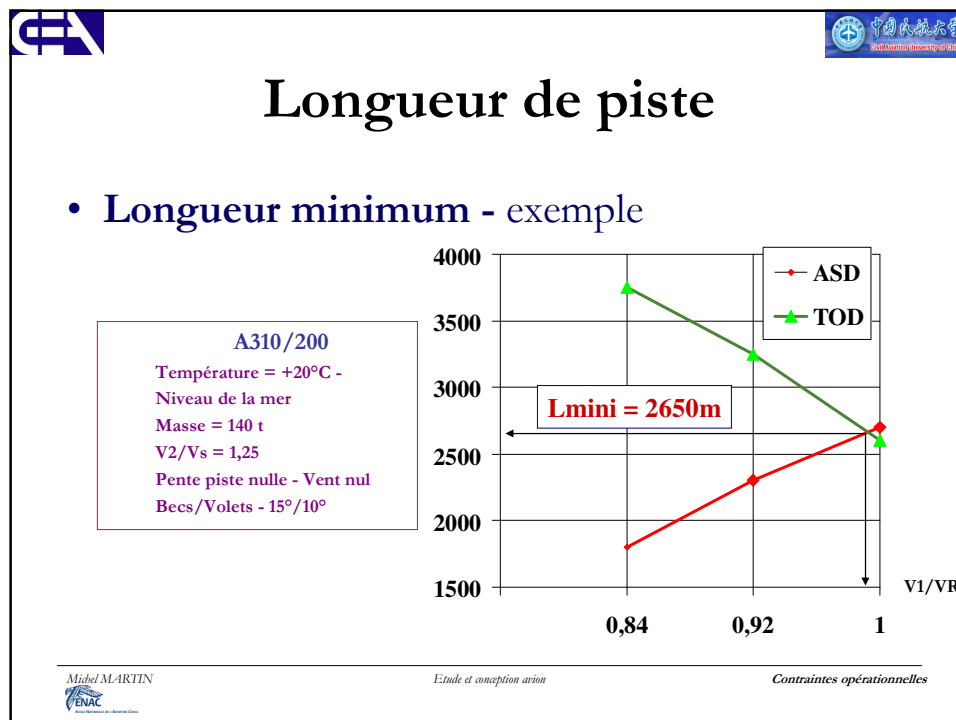
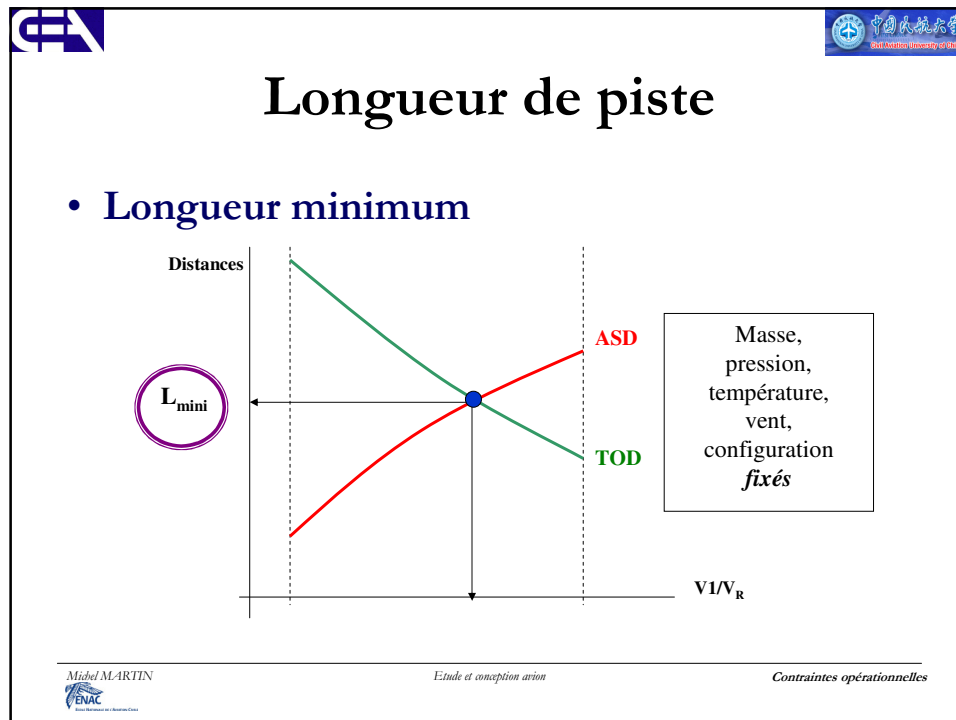
- Largeurs piste

Code Number	Code letter					
	A	B	C	D	E	F
1 <sup>a</sup>	18 m	18 m	23 m	—	—	—
2 <sup>a</sup>	23 m	23 m	30 m	—	—	—
3	30 m	30 m	30 m	45 m	—	—
4	—	—	45 m	45 m	45 m	60 m

<sup>a</sup> The width of a precision approach runway should be not less than 30 m where the code number is 1 or 2.

*Etude et conception avion*      *Contraintes opérationnelles*





# Longueur de piste

- Longueur minimum

ASD =  $L_{\min}$

TOD =  $L_{\min}$

35 ft

Michel MARTIN

Etude et conception avion

Contraintes opérationnelles

# Performances ascensionnelles

- Présence d'obstacles

Cas de MARSEILLE

Altitude (ft)

Distance (ft)

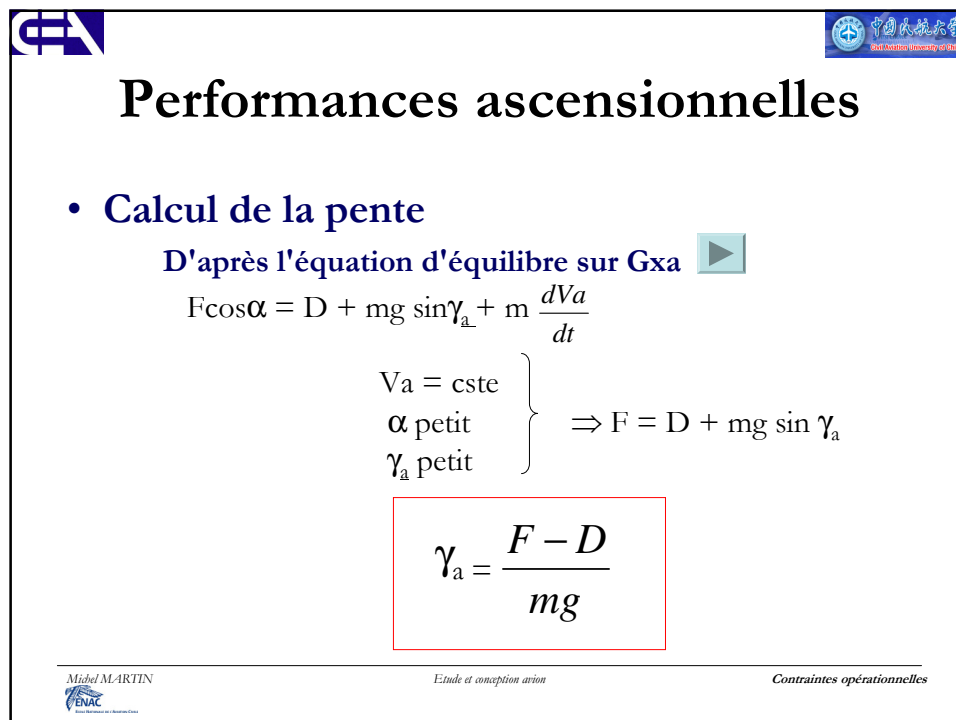
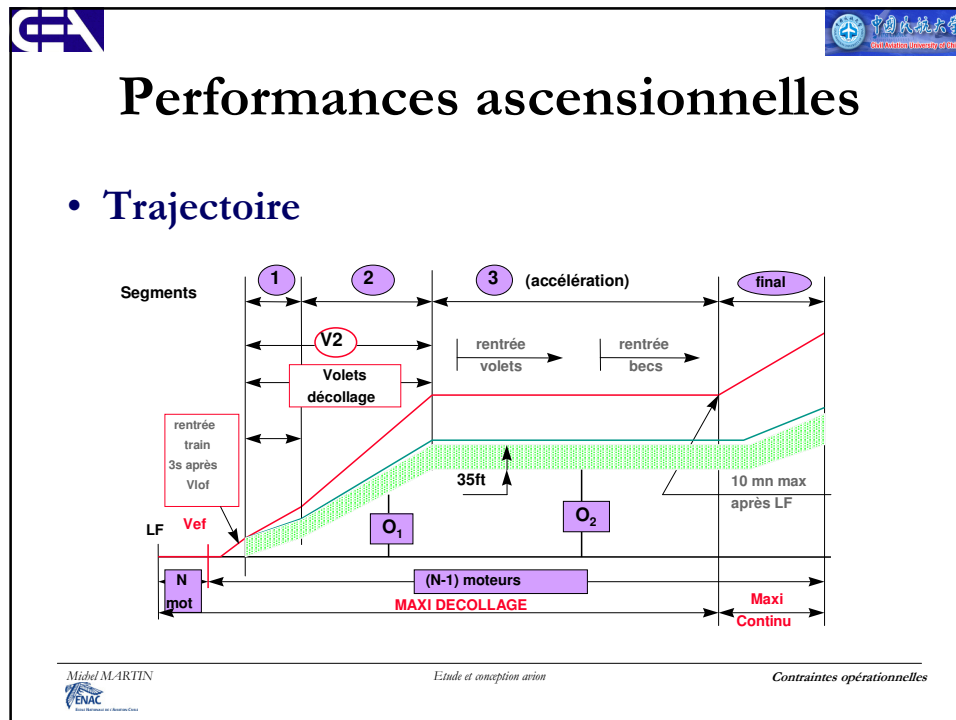
Obstacle Clearance Height (OCH)

Michel MARTIN

Etude et conception avion

Contraintes opérationnelles







## Performances ascensionnelles

- **Pente minimum  $\gamma_{amin}$** 
    - Cas de l'obstacle  $O_1$ 
      - **Calcul de la pente minimum verticale  $O_1$** 
        - hauteur de l'obstacle  $O_1 + 35\text{ft} \Rightarrow \gamma_a\%$  réelle avion
        - Ajouter **+ 0,8%** (bi), **+ 0,9%** (tri), **+ 1%** (quadri) à la pente précédente pour le calcul de la masse minimum.
- Si  $\gamma_a\%$  réelle avion = 3%
- Bimoteur  $\gamma_a\%$  (calcul masse) = 3,8%



## Performances ascensionnelles

- **Pente minimum  $\gamma_{amin}$** 
  - Cas de l'obstacle  $O_1$ 
    - **Calcul de la pente minimum verticale  $O_1$** 
      - hauteur de l'obstacle  $O_1 + 35\text{ft} \Rightarrow \gamma_a\%$  réelle avion
      - Ajouter **+ 0,8%** (bi), **+ 0,9%** (tri), **+ 1%** (quadri) à la pente précédente pour le calcul de la masse minimum.

Si  $\gamma_a\%$  réelle avion = 3%

Bimoteur  $\gamma_a\%$  calcul masse = 3,8%

## Performances ascensionnelles

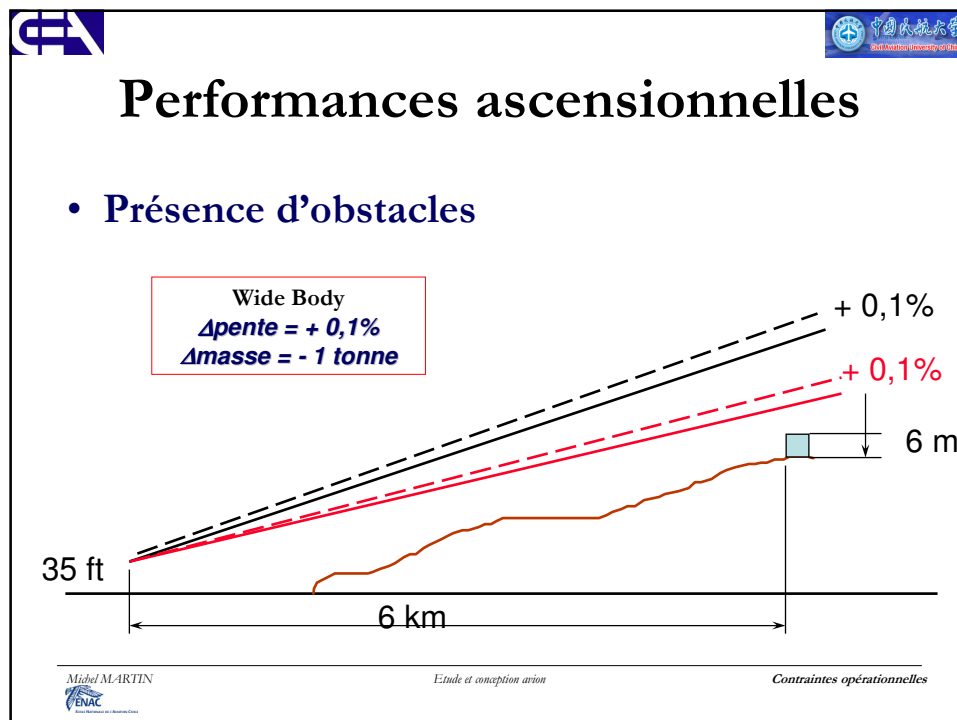
- Pente minimum segment 2**
  - Avec ou sans obstacle

Bimoteur	Trimoteur	quadrimoteur
2,4%	2,7%	3%

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

Etude et conception avion

Contraintes opérationnelles



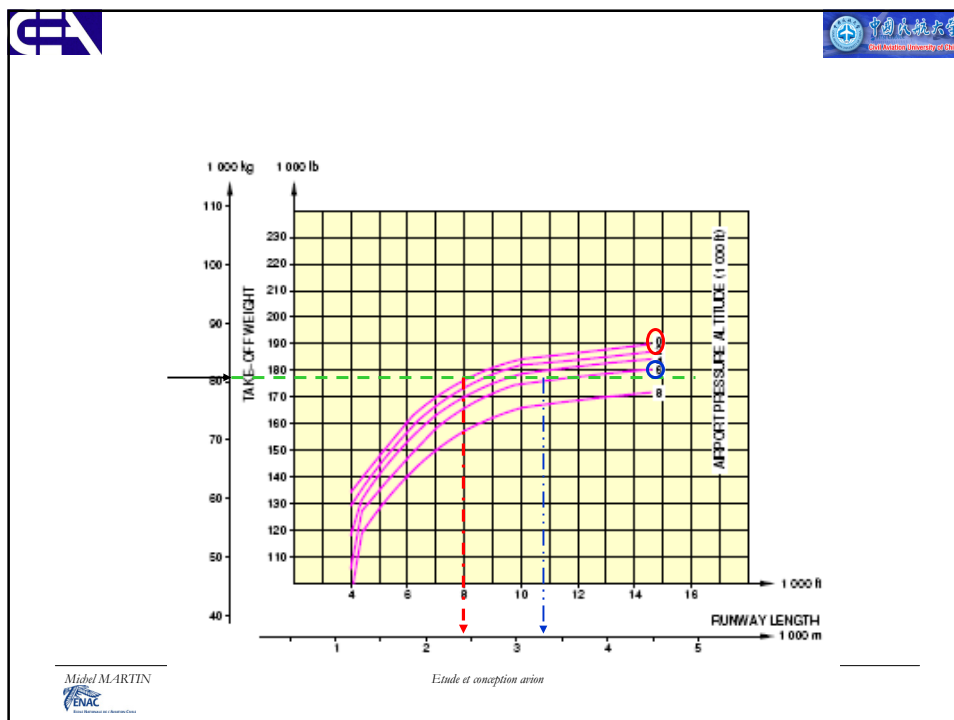
## Pneus et Freins

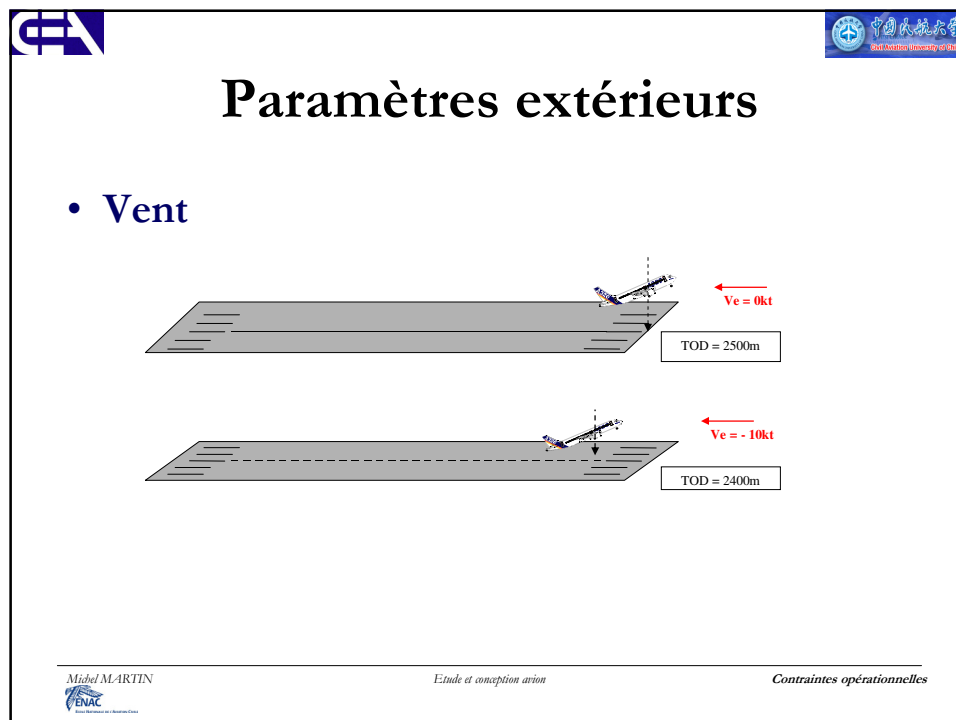
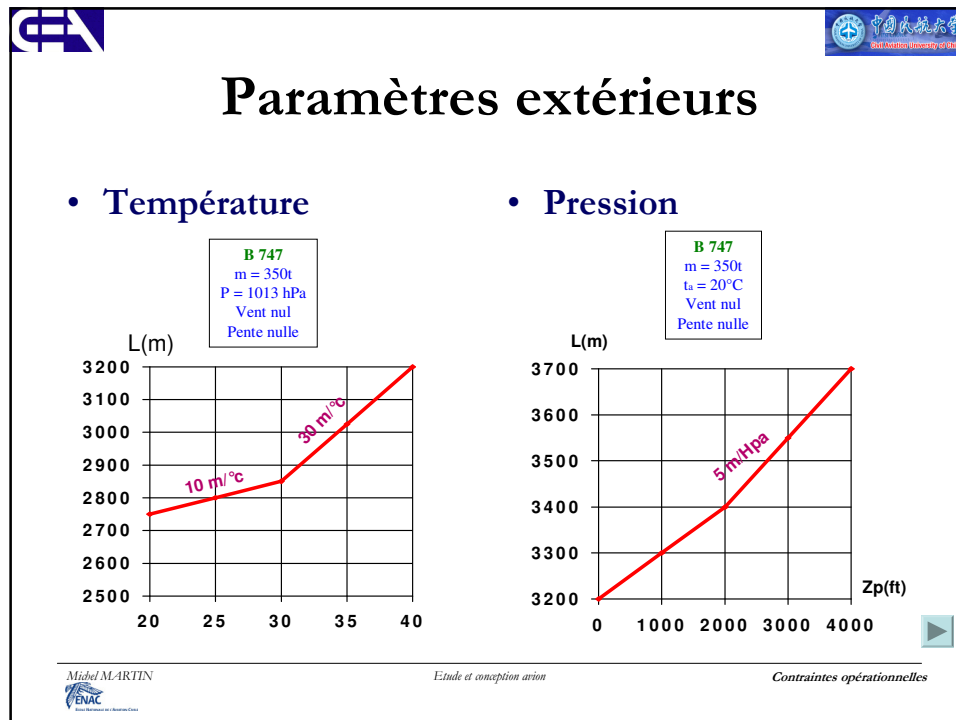
- **Pneus**
  - Limitation vitesse de roulement
  - ⇒ Limitation vitesse décollage ⇒  $L_{\max}$
- **Freins**
  - Capacité d'absorption des freins

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

*Contraintes opérationnelles*









# Fin du cours





Michel MARTIN

*Etude et conception avion*



# Annexes



Michel MARTIN

*Etude et conception avion*

## Annexe 1 – Equation Bréguet-Leduc

*Etude et conception avion*
*Bréguet-Leduc*

## Annexe 1 – Equation Bréguet-Leduc

- Equilibre selon l'axe Gxa**

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

En palier à vitesse stabilisée

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



**Equilibre selon l'axe Gza**

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

En palier à vitesse stabilisée

$$\left. \begin{array}{l} \gamma_a = 0 \\ \alpha \text{ petit} \Rightarrow \sin \alpha = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow \boxed{mg = L}$$

*Etude et conception avion*
*Bréguet-Leduc*

## Annexe 1 – Equation Bréguet-Leduc


$dR = V_a dt$       avec  $V_a = a.M$

Vitesse du son : **a**  
 Nombre de Mach : **M**

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



or  $C_{horaire} = SFC \times F$   
*SFC (Specific Fuel Consumption)*

---



*Etude et conception avion*

*Bréguet-Leduc*

## Annexe 1 – Equation Bréguet-Leduc

- **Vitesse stabilisée**

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


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

$$dt = - \frac{L / D}{SFC.g} \frac{dm}{m}$$


$$dR = aM .dt = -aM \frac{L / D}{SFC.g} \frac{dm}{m}$$

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

$m_{init}$  = masse initiale  
 $m_{fin}$  = masse finale



---

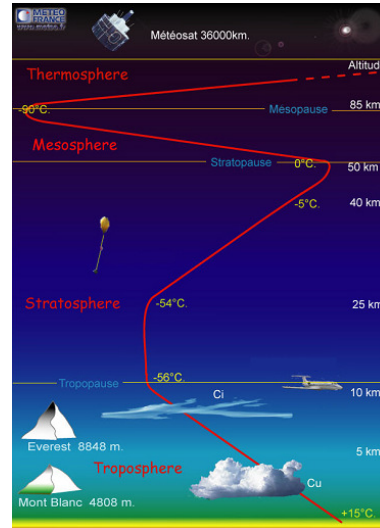


*Etude et conception avion*

*Bréguet-Leduc*



## Annexe 2 – Structure de l'atmosphère



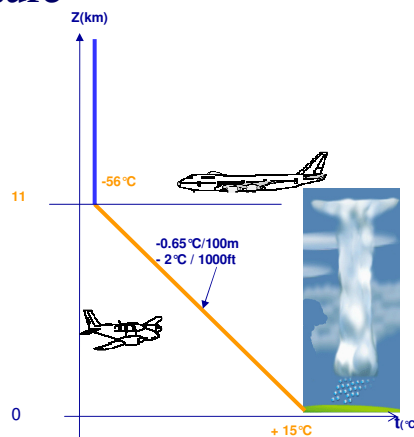
Michel MARTIN  
ENAC

Etude et conception avion

Atmosphère

## Annexe 2 – Atmosphère standard

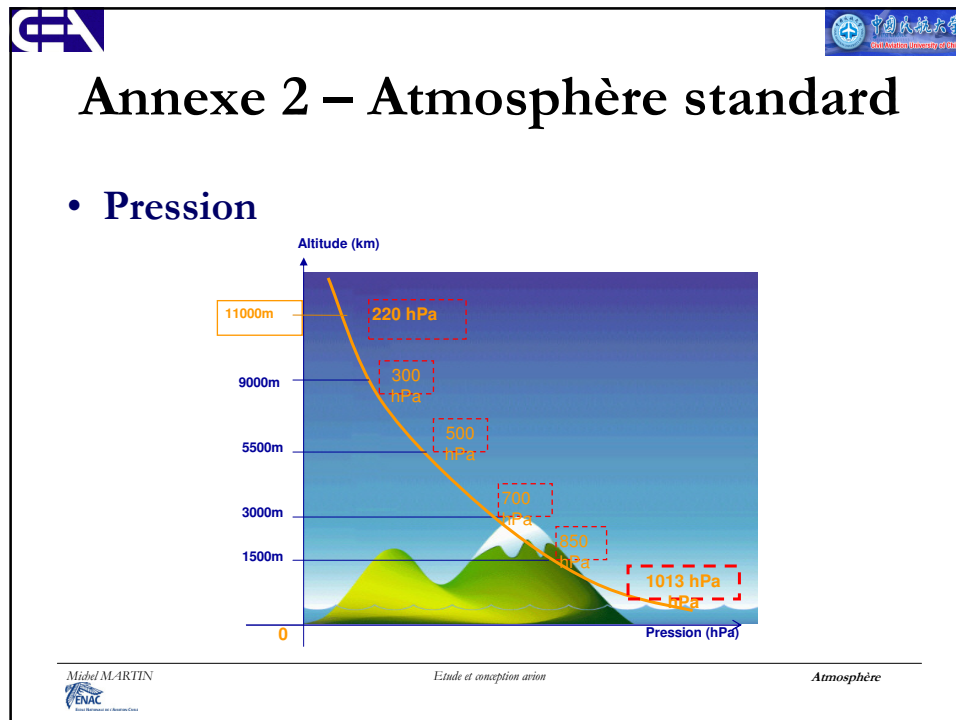
### • Température



Michel MARTIN  
ENAC

Etude et conception avion

Atmosphère



## Annexe 2 – Atmosphère standard

**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.				
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'

Michel MARTIN Etude et conception avion Atmosphère

## Annexe 4 - ETOPS

- ETOPS – 60mn

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

ETOPS

## Annexe 4 - ETOPS

- ETOPS – 120mn

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

ETOPS

## Annexe 4 - ETOPS

- ETOPS – 180mn

Michel MARTIN  
ENAC  
Ecole Nationale de l'Aviation Civile

*Etude et conception avion*

ETOPS